

**С. В. Єпіфанов, О. І. Риженко, Р. Ю. Цуканов**

# **АВІАЦІЙНІ ПАЛИВНІ СИСТЕМИ**

**2021**

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

**С. В. Єпіфанов, О. І. Риженко, Р. Ю. Цуканов**

## **АВІАЦІЙНІ ПАЛИВНІ СИСТЕМИ**

Підручник

Харків «ХАІ» 2021

УДК 629.735.33.063.6.01(075.8)  
Є67

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. С. А. Калкаманов,  
канд. техн. наук, доц. О. М. Литвяк

**Єпіфанов, С. В.**

Є67      Авіаційні паливні системи [Текст] : підручник / С. В. Єпіфанов, О. І. Риженко, Р. Ю. Цуканов. — Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2021. — 544 с.

ISBN 978-966-662-867-4

Викладено методи проектування авіаційних паливних систем. Проаналізовано вимоги до паливних систем та їх типові схеми, розглянуто методи розрахування систем подання (вироблення) палива до двигунів, перекачування палива до витратних баків, аварійного зливання палива, дренажу паливних баків. Узагальнено матеріали із систем вимірювання, індикації і керування паливними системами. Освітлено сучасний рівень схемних і конструктивних рішень.

Для студентів, що навчаються за спеціальністю «Авіаційна та ракетно-космічна техніка», при підготовці до складання іспиту з дисципліни «Проектування силових установок авіаційної техніки», а також при виконанні курсових і дипломних проєктів. Може бути корисним інженерам і конструкторам, що проєктують авіаційні паливні системи.

Іл. 287. Табл. 9. Бібліогр.: 352 назви

**УДК 629.735.33.063.6.01(075.8)**

© Єпіфанов С. В., Риженко О. І.,  
Цуканов Р. Ю., 2021

© Національний аерокосмічний  
університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут», 2021

ISBN 978-966-662-867-4

## ПЕРЕДМОВА

Завдання проектування сучасного літака містить широкий комплекс взаємозв'язаних проблем. Необхідно задовольнити вимоги до аеродинаміки та динаміки польоту, міцності та жорсткості, надійності та живучості, ремонтпридатності та, головне, ефективності. Основними критеріями оптимізації як для цивільних, так і для військових літаків є критерії економічної ефективності. Багато факторів, які безпосередньо впливають на економічну ефективність літака, що створюється або експлуатується, безпосередньо пов'язані із проектно-конструкторськими рішеннями паливної системи.

Від раціонального вибору кількості й розміщення паливних баків, схем подання, перекачування, заправлення, аварійного зливання, дренажу або наддування, нейтрального газу істотно залежить виконання всіх основних вимог до літального апарата (ЛА), що проектується.

Від якості проектування паливної системи безпосередньо залежать надійність, пожежонебезпечність системи, прямі й непрямі витрати на експлуатацію ЛА, наприклад, унаслідок більшої або меншої маси залишку палива, що не виробляється, необхідного для заправлення часу, зміни положення центра мас ЛА і т. д.

Від часу публікації відомого підручника Л. Б. Лещинера, І. Є. Ульянова, В. А. Тверецького «Проектирование топливных систем самолётов» (1991 р.) пройшло вже більше чверті сторіччя. За цей час в авіаційній галузі виникло безліч нових підходів до вирішення відомих проблем. Те, що здавалося перспективним, уже реалізовано або втратило свою актуальність. Крім того, часто одна й та сама проблема у вітчизняній і зарубіжній практиці вирішувалася по-різному. У теперішній час є можливість їх порівняти й тим самим збагатити досвід проектувальників. Донесення цих знань до широкої аудиторії читачів і становило мету написання цього підручника.

Цей підручник призначено для більш повного розуміння матеріалу, що викладається на лекціях, підготовки студентів до виконання лабораторних робіт, складання іспиту та перевірок остаточних знань, а також для самостійного вивчення питань, що з тих або інших причин не ввійшли до курсу лекцій, що читається. Може бути корисним під час виконання курсових, а також дипломних проектів бакалаврів і магістрів.

Цей підручник є перекладом підручника «Авиационные топливные системы» (Епифанов С. В., Рыженко А. И., Цуканов Р. Ю. Авиационные топливные системы. Харьков, ХАИ. 2018, 558 с.) і друкується за дозволом власника майнових прав на виданий службовий твір — Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». Переклад виконав Р. Ю. Цуканов.

## СПИСОК СКОРОЧЕНЬ

АП — Авіаційні правила	ЛА — літальний апарат
АТ — активне паливо	ЛТХ — льотно-технічні характеристики
БВВП — блок вимірювання властивостей палива	ММЛ — магнітна мірна лінійка
БВКП — блок вимірювання кількості палива	МРП — модуль розділення повітря
БГНГ — бортовий генератор нейтрального газу	НАП — насос активного палива
БКОП — блок керування основним паливом	НГ — нейтральний газ
БКП — блок керування паливом	НОП — насос основного палива
БОП — блок основного палива	НФП — насос форсажного палива
БПП — балансувальне перекачування палива	ОНД — основний насос двигуна
БФІ — багатофункціональний індикатор	ПА — паливний акумулятор
БФП — блок форсажного палива	ПБ — паливний бак
ВБ — витратний бак	ПВН — протівідливна нервюра
ВСК — вбудований самоконтроль	ПД — поршневий двигун
ГМ — гідромотор	ПКБ — підкриловий бак
ГМА — гідромеханічний агрегат	ПМТ — паливомасляний теплообмінник
ГО — горизонтальне оперення	ПН — перекачувальний насос
ГПН — гідропривідний насос	ПНВ — підкачувальний насос вертольота
ГС — гідравлічна система	ПНД — підкачувальний насос двигуна
ГТД — газотурбінний двигун	ПНЛ — підкачувальний насос літака
ГТН — гідротурбопривідний насос	ППО — привід постійних оборотів
ГТС — газотурбінний стартер	ППТ — повітряно-повітряний теплообмінник
ДВВ — датчик вільної води	ППалТ — повітряно-паливний теплообмінник
ДВН — двигунний відцентровий насос	ПРД — повітряно-реактивний двигун
ДСУ — допоміжна силова установка	ПрПТ — приймач повітряного тиску
ДФБ — додатковий фюзеляжний бак	ПРТ — паливорідинний теплообмінник
ЕВН — електровідцентровий насос	ПС — паливна система
ЗАП — збагачене азотом повітря	ПФБ — підфюзеляжний бак
ЗК — запобіжний клапан	САХ — середня аеродинамічна хорда
ЗКП — збагачене киснем повітря	СВІП — система вимірювання та індикації палива
ІПГ — інтегрований привід генераторів	СКВП — система керування та вимірювання палива
ККД — коефіцієнт корисної дії	СКП — система кондиціонування повітря
КП — командне паливо	
КПА — коробка приводів агрегатів	
КПЖ — кран перехресного живлення	

СН — струминний насос  
 СРО — система рідинного охолодження  
 ТНА — турбонасосний агрегат  
 ЦМ — центр мас  
 ЦТ — центр тиску  
 ЧБ — черговий бак  
 ADCN (Aircraft Data Communication Network) — авіаційна шина для обміну даних  
 AFDX (Avionics Full Duplex switched ethernet) — авіаційна повнодуплексна перемикна шина даних  
 AGP (Alternative fuel Gauging Processor) — альтернативний процесор вимірювання палива  
 AIMS (Airplane Information Management System) — бортова система керування інформацією  
 AMAD (Aircraft Mounted Assessor Drive) — виносна коробка приводів  
 ARINC (Aeronautical Radio INC.) — авіаційна шина даних  
 ARS (Aerial Refueling Store) — підвищений заправний контейнер  
 CGCC (Center of Gravity Control Computer) — комп'ютер керування центром мас  
 CPIOM (Central Processor Input/Output Module) — центральний обчислювальний модуль введення/виведення  
 DDC (Dual channel Data Concentrator) — двоканальний комутаційний пристрій  
 ED (Engine Display) — індикатор параметрів двигуна  
 EICAS (Engine Indication and Crew Alerting System) — комплексний індикатор систем і сигналізації (KICC)  
 ETOPS (Extended-range Twin-engine Operational Performance Standards) — правила виконання польотів збільшеної дальності повітряними суднами із двома газотурбінними двигунами  
 FADEC (Full Authority Digital Electronic Control) — електронна система керування із повною відповідальністю  
 FCGMS (Fuel/Center-of-Gravity Management Subsystem) — підсистема керування паливом і центром мас  
 FQDC (Fuel Quantity Data Concentrator) — концентратор даних про кількість палива  
 FQMS (Fuel Quantity Management System) — система керування кількістю палива  
 FUSC (Fuel Usage Scheduling Control) — керування порядком вироблення палива  
 HIFR (Helicopter In-Flight Refueling) — система дозаправлення вертольота в польоті від корабля  
 IMA (Integrated Modular Avionics) — інтегрована модульна архітектура;  
 IRP (Integrated Refuel Panel) — інтегрована панель заправлення  
 SDC (Signal Data Computer) — сигнальний комп'ютер даних  
 TSP (Tank Signal Processor) — баковий сигнальний процесор

## ОСНОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ

$C$ — електрична ємність	$P$ — тяга, сила
$C_{\text{пит}}$ — питома витрата палива	$p$ — тиск
$C_{Xa}$ — коефіцієнт аеродинамічного опору	$Q$ — об'ємна витрата
$C_{Ya}$ — коефіцієнт піднімальної сили	$q$ — електричний заряд
$d$ — діаметр	$S$ — хід, площа
$E$ — модуль пружності	$T$ — температура, К
$F$ — площа	$t$ — температура, °С
$g$ — прискорення вільного падіння	$U$ — електрична напруга
$H$ — висота польоту	$V$ — об'єм
$J$ — момент інерції	$v$ — швидкість
$k$ — показник адіабати	$X_a$ — сила аеродинамічного опору
$L$ — відстань	$Y_a$ — піднімальна сила
$L_0$ — стехіометричний коефіцієнт	$\alpha$ — кут атаки
$M$ — число Маха польоту	$\Delta$ — абсолютне відхилення
$m$ — маса	$\delta$ — рівень палива у баці
$N$ — потужність	$\varepsilon$ — діелектрична проникність
$n$ — частота обертання	$\rho$ — густина
$n_x, n_y, n_z$ — компоненти перевантаження	$\theta$ — кут тангажу
	$\tau$ — час

## Індекси

$A$ — атмосфера	пар — паразитний
пов — повітря	пер — перепуск
вх — вхід	пос — посадка
вих — вихід	роз — розчеплення
г — гідравлічний	з — зливання
дв — двигун	$C$ — сопло
др — дроселювання, дренаж	см — змішувач
ін — інерція	$p$ — паливо
кав — кавітація	тр — тертя
кон — контакт	ф — фільтр, фюзеляж
кр — крило	$e$ — ефективний
$n$ — лінія нагнітання	екв — еквівалентний
від — відносний	мах — максимальний

## 1. ПАЛИВНА СИСТЕМА: ПРИЗНАЧЕННЯ, ВИМОГИ ТА СКЛАД

**Паливна система** (ПС) являє собою комплекс взаємозв'язаних підсистем, призначених для забезпечення двигунів паливом на всіх режимах і в усіх умовах роботи, що допускаються для цього ЛА. Крім того, паливні системи можуть виконувати додаткові функції з охолодження масла, гідравлічної рідини, повітря в системі кондиціонування, забезпечення заданого центрування й зниження навантажень на конструкцію крила.

До паливної системи ставляться такі **вимоги**:

1. ПС має забезпечувати живлення всіх двигунів паливом (із необхідними витратаю, тиском і температурою) у всіх умовах експлуатації та маневрування, що очікуються для цього ЛА на землі та в польоті.

2. ПС має бути спроектована так, щоб повітря, що потрапляє в систему, не змогло призвести до втрати потужності більш ніж на 20 с для ПД або зриву горіння в ГТД.

3. ПС ЛА із ГТД має стійко працювати в усьому діапазоні витрат і тиску на паливі, що спочатку було насичене водою при температурі 27 °С у концентрації 0,2 мл вільної води на 1 л палива, а потім було охолоджене до найбільш критичного стану з огляду на замерзання, яке може мати місце під час експлуатації (АП 23/25/27/29.951, АП 33.67).

4. Відмова будь-якого двигуна або системи, що впливає на його роботу, не має перешкоджати безперервній безпечній роботі інших двигунів і потребувати невідкладних дій з боку екіпажу (що у більшості випадків забезпечується незалежним поданням палива до двигунів) (АП 23/25/29.903).

5. ПС має бути сконструйована таким чином, щоб запобігти займанню парів палива внаслідок прямого або ковзного удару блискавки в зони, де ймовірність такого удару є великою (наприклад, на відстані 500 мм від кінця крило не має бути заповнене паливом), а також коронного розряду в зоні дренажних виходів ПС (для цього всі металеві елементи ПС з'єднують між собою та з планером, а під час стоянки також із землею, щоб не виникло розряду статичної електрики; трубопроводи ПС зазвичай розміщують усередині баків, що виключає витікання палива в конструкцію планера) (АП 23/25/27/29.954).

6. Баки мають уміщати основний запас палива, що є необхідним для польоту із заданою максимальною дальністю або тривалістю, і резервний запас палива, що складається із аеронавігаційного й компенсаційного запасів. Аеронавігаційний запас являє собою масу палива, необхідного, по-перше, для польоту від розрахункової точки (висота прийняття рішення під час заходження на посадку на аеродромі призначення) до запасного аеродрому і, по-друге, для польоту на режимі очікування над запасним аеродромом протягом 30 хв. Компенсаційний запас палива потрібен для



компенсації похибок точності літаководіння, паливовимірювальних систем і визначення метеорологічних умов і становить не менше 3 % від основного запасу (АП 25В.1).

7. Для забезпечення заданого центрування паливо має вироблятися в заданій послідовності автоматично. На випадок відмови автоматики має бути передбачено ручне керування виробленням.

8. Літак повинен мати систему аварійного зливання палива, якщо не доведено, що він задовольняє вимоги до набору висоти із максимальною злітною масою (АП 25.1001).

9. Необхідно забезпечити повне зливання палива на землі через легкодоступні й зручні в експлуатації крани. При цьому необхідно виключити потрапляння палива, що зливається, на будь-які частини ЛА й витікання палива під час посадки з прибраним шасі (АП 23/25/27/29.999).

10. Компоненти паливної системи мають бути захищені від пошкоджень під час посадки із прибраним шасі, коли існує загроза пожежі, спричиненої витіканням палива (АП 23/25.994).

11. Для забезпечення максимальної пожежної безпеки паливні вмістилища та трубопроводи мають розміщатися якомога далі від відсіків із людьми та усіх потенційно можливих джерел займання, зокрема електропроводки та електрообладнання (АП 27/29.952e,f).

12. Між забірником палива з баку та входом у двигун має бути встановлений паливний фільтр (АП 23/25/27/29.997).

13. Агрегати ПС мають бути захищені від корозії, обмерзання, дії мікробів, розрядів статичної електрики й перегрівів.

14. Елементи ПС мають характеризуватися достатньою міцністю, вібростійкістю й герметичністю.

15. Має бути забезпечено надійне й безперервне спостереження за роботою ПС.

16. ПС має характеризуватися експлуатаційною технологічністю: простота в керуванні, зручність в обслуговуванні із забезпеченням мінімальних витрат часу для технічного обслуговування.

До **складу** паливної системи можуть входити такі **підсистеми**:

- зберігання палива (тобто паливні баки (ПБ));
- заправлення й зливання палива;
- подання (вироблення) палива у двигун;
- перекачування палива (у тому числі балансувального перекачування);
- активного й командного палива;
- дренажу, наддування й нейтрального газу;
- аварійного зливання палива;
- вимірювання й індикації палива;
- керування паливною системою.

## Контрольні запитання

1. Що називається паливною системою?
2. Перелічіть функції паливної системи.
3. Що має відбутися під час подання води разом із паливом у газотурбінний двигун (у концентрації 0,2 мл вільної води на 1 л палива)?
4. Що має відбутися з іншими двигунами під час відмови будь-якого двигуна або системи, що впливає на його роботу?
5. Що має відбутися під час удару блискавки в елементи паливної системи?
6. Що таке основний запас палива?
7. Що таке аеронавігаційний запас палива?
8. Що таке компенсаційний запас палива?
9. Для чого необхідно виробляти паливо із баків у заданій послідовності?
10. Що має відбутися із компонентами паливної системи під час посадки із прибраним шасі?
11. Наскільки близько дозволяється розміщувати паливні вмістилища та трубопроводи від відсіків із людьми й потенційно можливими джерелами займання?
12. Від яких факторів необхідно забезпечити захист агрегатів паливної системи?
13. Які підсистеми можуть входити до складу паливної системи?

## 2. АВІАЦІЙНІ ПАЛИВА ТА ЇХ ВЛАСТИВОСТІ

Основним паливом<sup>1</sup> для сучасних авіаційних ПД і ПРД є рідкі суміші вуглеводнів. Їх отримують переробленням нафти. Для ПРД використовуються авіаційні гаси. Робочий процес у поршневих двигунах накладає обмеження на час сумішоутворення, запалювання та згоряння палива, тому для авіаційних ПД застосовують легкозаймисті палива — авіаційні бензини.

### 2.1. Виробництво авіаційних палив

Нафта, що добувається, містить безліч **домішок**, здатних впливати на якість палив, що виробляються. Такими домішками є розчинені гази, пісок і глина (~ 1,5 %), вода (до 50% і більше), солі (~ 0,01...10 кг/м<sup>3</sup>), а також різні хімічні сполуки, що спеціально накачуються у свердловини для збільшення віддачі нафти пластів, запобігання корозії обладнання, відкладанню солей, парафінів, розвитку мікробів та ін.

У сучасній нафтопереробній промисловості застосовується декілька стадій виробництва нафтопродуктів [20, 31]. До підготовчих стадій належать стабілізація нафти на промислах для видалення газів, знесолювання і зневоднювання на нафтопереробних заводах та очищення від механічних домішок.

Під час **прямого переганання** нафтові фракції розділяють в атмосферно-вакуумних трубчастих установках, схему однієї з яких зображено на рис. 2.1. Палива, виготовлені таким чином, називають **прямогінними**.

Підігріта в нагрівачі 1 нафта надходить у колону попереднього випарювання 2, де з неї видаляються низькокиплячі бензинові фракції. З нижньої частини колони 2 нафта подається для подальшого нагрівання в змійовики трубчастої печі 4. Потім нафта надходить в основну ректифікаційну колону 5, де розділяється на парову й рідку фази. Пари, піднімаючись уверх по колоні, зазнають багаторазової конденсації та випарування на тарілках, при цьому досягається розділення нафти на фракції. Допустима температура в печі становить 360...380 °С. У нижню частину колони 5 подається перегріта пара, що сприяє більш повному виокремленню світлих нафтопродуктів із мазуту. З верхньої частини колони 5 відводяться пари бензину й води, які конденсуються, охолоджуються й надходять у газосепаратор 6.

Із колони 5 фракція 180...220 °С перетікає у верхню секцію відпарної колони 7. У нижню частину цієї секції подається перегріта пара для видалення парів бензину, що потрапили в газову фракцію. З нижньої частини верхньої секції колони 7 фракція 180...220 °С через охолоджувач відводиться у блок очищення.

<sup>1</sup> На жаль, в авіаційній літературі для бензинів і гасів укоренилася неточна назва «паливо», яка означає «пальне», оскільки окиснювачем є кисень повітря. У ракетобудуванні ж чітко дотримуються розуміння, що «паливо» — це «пальне» плюс «окиснювач».

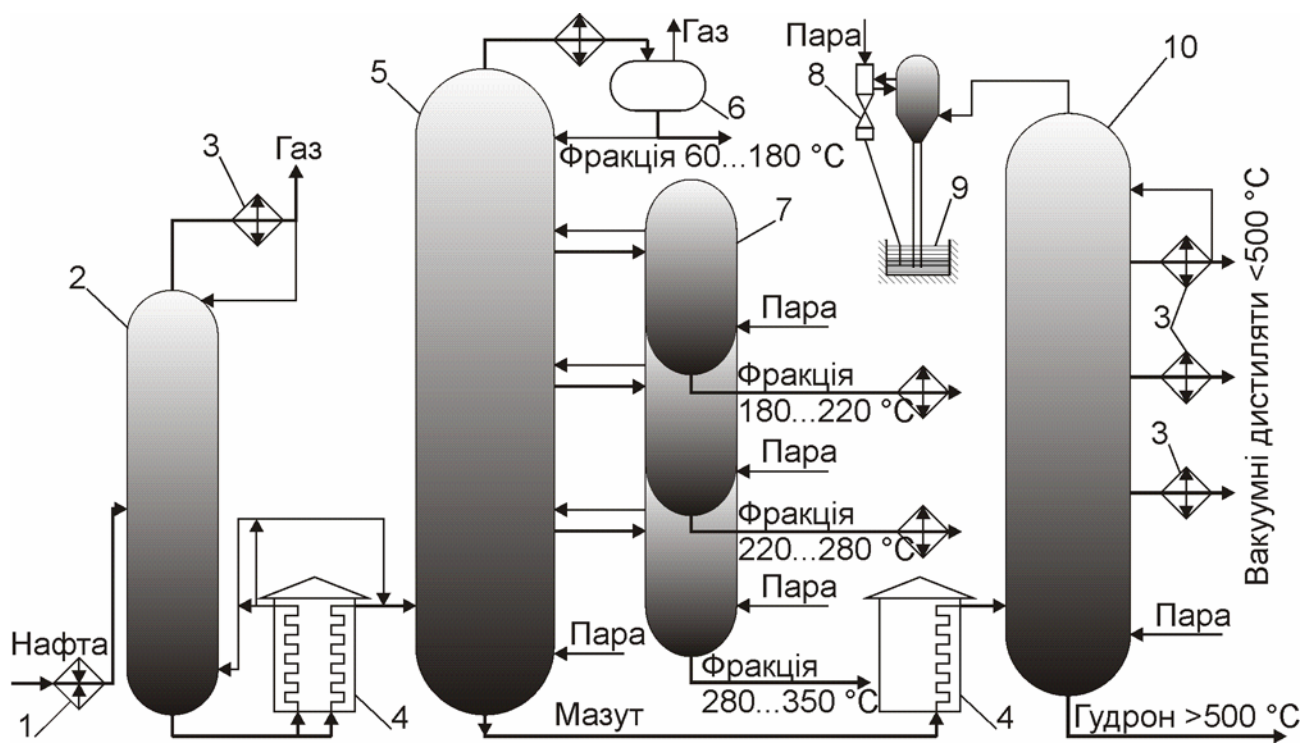


Рис. 2.1. Схема переганання нафти в атмосферно-вакуумній установці:

- 1 — нагрівач; 2 — колона попереднього випарювання; 3 — охолоджувачі;  
 4 — трубчасті печі; 5 — атмосферно-ректифікаційна колона; 6 — газосепаратор;  
 7 — виносні відпарні секції; 8 — вакуумотвірний ежектор; 9 — барометричний конденсатор; 10 — вакуумна колона

У середній і нижній секціях колони 7 зазнають додаткової ректифікації фракції 220...280 °C та 280...350 °C, що застосовуються для виробництва дизельних палив. З нижньої частини колони 5 мазут після додаткового нагрівання у трубчастій печі 4 надходить на подальше розділення у вакуумну колону 10. Вакуум, що утворюється в цій колоні з допомогою ежектора 8 і конденсатора 9, полегшує випаровування фракцій мазуту. У вакуумній колоні виділяють фракції 350...420 °C і 420...500 °C (дистиляти), що застосовуються як сировина для деструктивного перероблення в моторні й котельні палива. Залишок вакуумного перероблення — гудрон — використовується для виробництва котельних палив, мастил і бітуму.

Межі википання фракцій установлюють залежно від складу нафти й необхідних властивостей палива. Наприклад, якщо необхідно підвищити пожежну безпеку палива, то відбирають газову фракцію із більш високою температурою початку кипіння, а для збільшення виходу гасу підвищують температуру кінця кипіння газової фракції.

Продукти прямої перегонки нафти піддають **очищенню** від сполук, що погіршують якість палив. Найпростішим методом очищення є **лужне очищення** (гідроксидом натрію) і промивання водою. При цьому видаляються нафтові кислоти, феноли, сірководень, частково меркаптани. Однак видалення нафтових кислот погіршує протизношувальні властивості палива. Тому такого способу очищення, якщо можливо, уникають.

Найбільш шкідливими сполуками у складі авіаційних бензинів і гасів вважаються **меркаптани** (органічні сполуки, що містять сірку, із загальною формулою RSH, де R — органічний радикал). Для їх видалення застосовують плюмбітне очищення, очищення хлоридом міді та процес «Мерох».

**Плюмбітне очищення** виконується з використанням реакції меркаптанів із оксидом свинцю в лужному середовищі з одержанням меркаптидів свинцю та їх подальшим переведенням за наявності сірки у дисульфідиди. Недоліком плюмбітного очищення є велика кількість розчиненої в паливі сірки, яка погіршує його якість.

**Очищення хлоридом міді** переводить меркаптани в меркаптиди міді, а потім у дисульфідиди та хлориди міді. Однак наявність міді погіршує термоокиснювальну стабільність палива.

**Процес «Мерох»** полягає в окисненні меркаптанів киснем повітря в лужному середовищі за наявності твердого каталізатора. При цьому деякі домішки (нафтонові кислоти) знижують ефективність каталізатора, а «залуговування» фракції, що очищується, спричиняє погіршення протизношувальних властивостей палива.

**Гідроочищення (гідрогенізація)** — каталітичне очищення за наявності водню — є ефективним методом видалення з палив гетероатомних сполук. Для видалення меркаптанів достатньо провести очищення в «м'якому» режимі (при цьому витрата водню становить  $\sim 0,4 \text{ м}^3/\text{м}^3$ ). Для зниження загального вмісту сірчистих сполук (гідрознесірчування) паливо очищують у більш «жорсткому» режимі (витрата водню  $\sim 8 \text{ м}^3/\text{м}^3$ ), однак це знижує вихід палива. Під час гідроочищення поряд зі шкідливими сполуками з палива також видаляються природні інгібітори окиснення й речовини, що поліпшують протизношувальні властивості. Тому до складу гідроочищених палив додають антиокиснювальні й протизношувальні присадки або змішують гідроочищені палива з паливами прямої перегонки.

**Існують два деструктивних методи отримання палив:** гідрокрекінг і глибоке гідрування.

Для **гідрокрекінгу** як сировина використовуються висококиплячі фракції з вакуумної колони. За наявності каталізаторів (металів платинової групи) під час гідрокрекінгу сировини отримують підвищену кількість алканів ізобудови. Вони є найбільш стабільними та неагресивними щодо ущільнювальних матеріалів компонентами палива, до того ж вони мають найбільшу теплоту згоряння, що підвищує якість палива, яке отримується. Унаслідок гідрокрекінгу з однакової сировини можна отримати бензин, гас або дизельне паливо, що дає змогу змінювати співвідношення об'ємів палив, що виготовляються, залежно від потреби.

Палива, отримані гідрокрекінгом, мають низьку температуру початку кристалізації ( $< -60 \text{ }^\circ\text{C}$ ) і містять небагато ( $\sim 10 \%$ ) ароматичних вуглевод-

нів (що спричиняють набухання ущільнювальних матеріалів), майже не містять гетероатомних сполук. Однак такі палива потребують використання антиокиснювальних і протизношувальних присадок.

У разі **глибокого гідрування** як сировина використовуються газогазойлеві фракції прямої перегонки нафти або продукти каталітичного крекінгу з великим умістом ароматичних вуглеводнів.

## 2.2. Властивості авіаційних палив

Від якості палива залежать запуск двигуна, тяга, що розвивається ним, економічність, надійність роботи і т. д. Розглянемо основні властивості палив, які необхідно враховувати під час проектування ПС.

**1. Енергетичні властивості** палива визначаються його теплотою згоряння й густиною. **Теплота згоряння** — це кількість теплоти, яка виділяється при повному згорянні одиниці маси палива. Для гасів і бензинів вона є приблизно однаковою — 42900...43400 кДж/кг. При 20 °С **густина** бензинів становить 720...740 кг/м<sup>3</sup>, гасів — 755...850 кг/м<sup>3</sup> (рис. 2.2). **Об'ємна теплота згоряння** (енергомісткість) — це добуток густини палива на його теплоту згоряння. Об'ємна теплота згоряння гасів приблизно на 15 % більше, ніж бензинів. Це стає важливим під час розміщення заданої маси палива на ЛА: для палив із більшою густиною потребуються баки меншого об'єму.

При зміні температури густина палива змінюється практично лінійно:

$$\rho_t = \rho_{20} - \alpha(t - 20),$$

де  $\rho_{20}$  — густина палива при температурі 20 °С;  $\alpha$  — температурна поправка до густини,  $\alpha = 0,7...0,9$  кг/(м<sup>3</sup>·°С).

Зменшення густини палива під час нагрівання приводить до збільшення його об'єму. Це необхідно враховувати під час проектування баків, щоб запобігти викиду палива через дренажну систему, що веде до втрати палива, а також може спричинити пожежу. У країнах із жарким кліматом низька густина може обмежувати об'єм палива, що закачується, а отже, і дальність польоту. Зміна густини палива в експлуатаційному діапазоні температур (–60...+60 °С) становить ~11...12 %, що при сучасних вимогах до точності вимірювання маси палива на борту (<1 %) потребує включення густиномірів до системи вимірювання кількості палива.

**2. Тиск насиченої пари** (пружність пари) палива  $p_t$  — найбільший тиск пари, що знаходиться над паливом, який досягається при випаровуванні у закритій посудині при певній температурі.

Авіаційні палива є багатокомпонентними рідинами. Для них тиск насиченої пари в баці залежить від співвідношення об'ємів парової й рідкої

фаз. При зниженні тиску фракції палива із високим тиском насиченої пари (легкі фракції) першими переходять у газоподібний стан і потрапляють у надпаливний простір бака. Пружність пари палива, що залишилося, при цьому знижується.

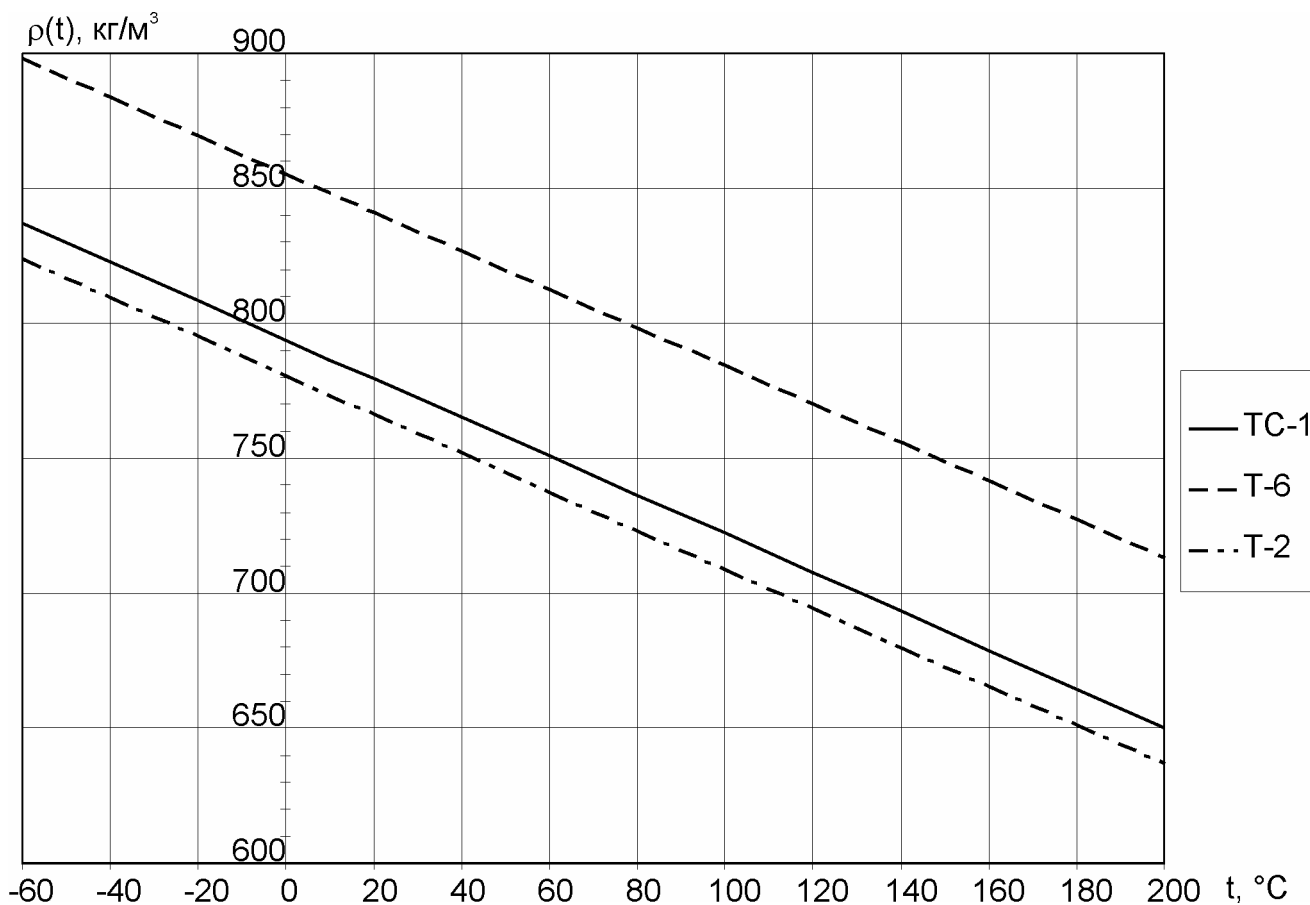


Рис. 2.2. Залежність густини палив від температури

При випаровуванні в замкненому об'ємі стан рівноваги настає із більшою пружністю пари рідкого залишку палива та тим раніше, чим меншим є відношення об'ємів парової й рідкої фаз. Стандартне співвідношення об'ємів парової й рідкої фаз узято таким: 4/1. При цьому тиск насиченої пари позначають  $p_{t4/1}$ . Зі зростанням температури тиск насиченої пари експоненціально зростає (рис. 2.3).

Тиск насиченої пари є важливою характеристикою палива, визначає його випаровуваність і займистість. Висока випаровуваність спричиняє втрати палива через дренаж, появу повітряних пробок у ПС і кавітацію в паливних насосах, що й визначає висотність ПС. Випаровуваність впливає на межі стійкого горіння палива, повноту згорання, нагароутворення в камері згорання двигуна, запуск двигуна.

Палива із більш високим тиском насиченої пари, наприклад бензин, швидше випаровуються. Це покращує запуск двигуна. Досвід експлуатації показує, що такі палива є менш пожежонебезпечними (оскільки бензин пі-

сля витікання швидко випаровується, особливо під час продування підкапотного простору). Водночас гас, що витік, накопичується в нижніх точках, що може призвести до пожежі. Для його видалення передбачають спеціальні ухили й дренажі в небезпечних місцях.

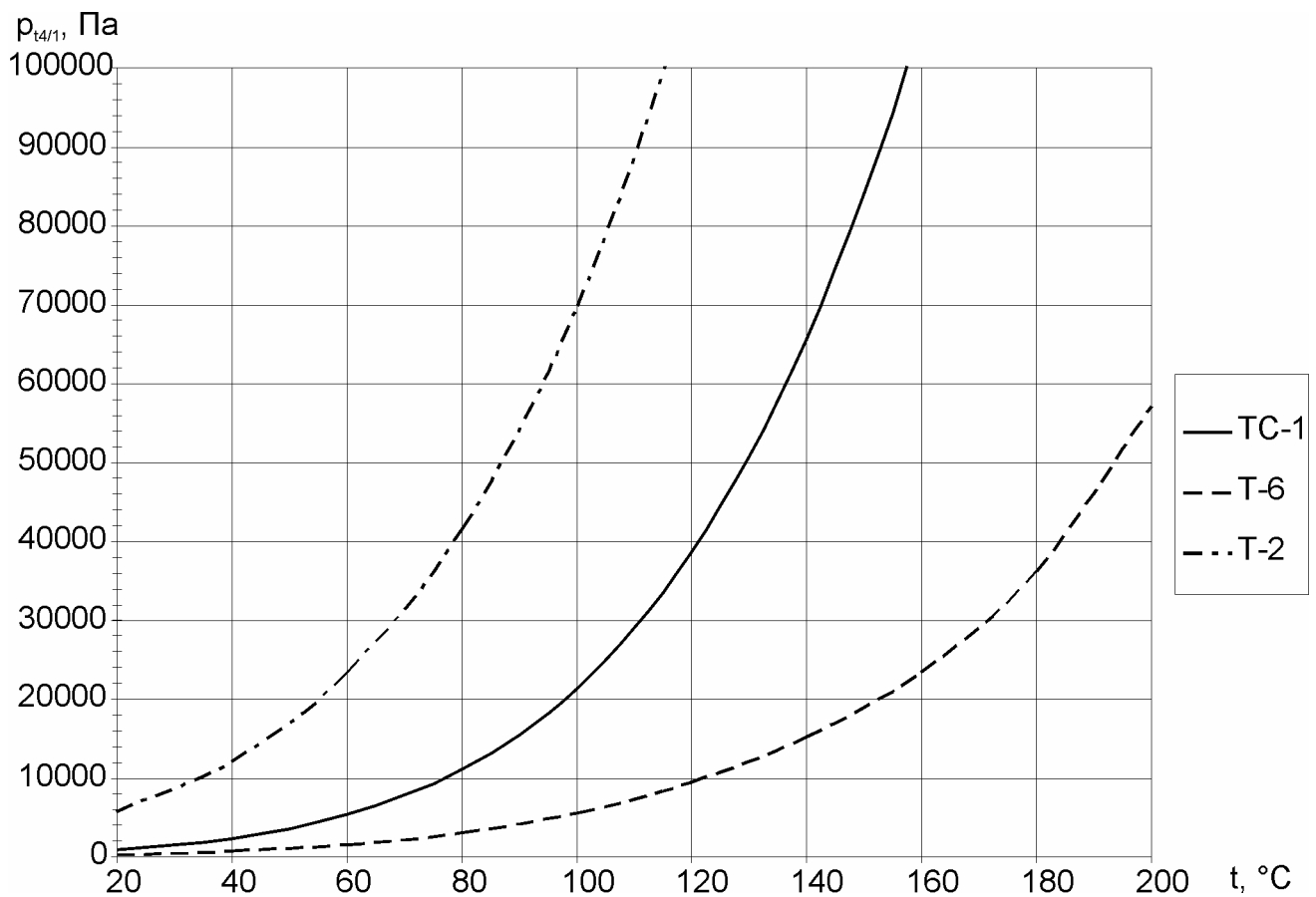


Рис. 2.3. Залежність тиску насиченої пари палив від температури

**3. В'язкість палива.** Розрізняють коефіцієнти динамічної й кінематичної в'язкості. Коефіцієнт динамічної в'язкості  $\eta$ , Па·с, являє собою силу тертя, що виникає на одиничній площадці при одиничному градієнті швидкості. Коефіцієнт кінематичної в'язкості  $\nu$ , м<sup>2</sup>/с, визначається як відношення коефіцієнта динамічної в'язкості до густини. Кінематична в'язкість експоненціально зменшується зі зростанням температури (рис. 2.4).

При додатних температурах в'язкість палив не лімітує їх прокачуваності. При низьких температурах в'язкість палив може утруднювати нормальне заправлення паливом, його перекачування або подання до двигунів. Прокачування високов'язких палив по ПС ЛА та двигуна супроводжується великими гідравлічними втратами, зменшенням подання паливних насосів, порушенням нормальної роботи паливорегулювальної апаратури, зниженням тиску впорскування палива, погіршенням якості його розпилювання в камері згорання двигуна та утруднює запуск двигуна.



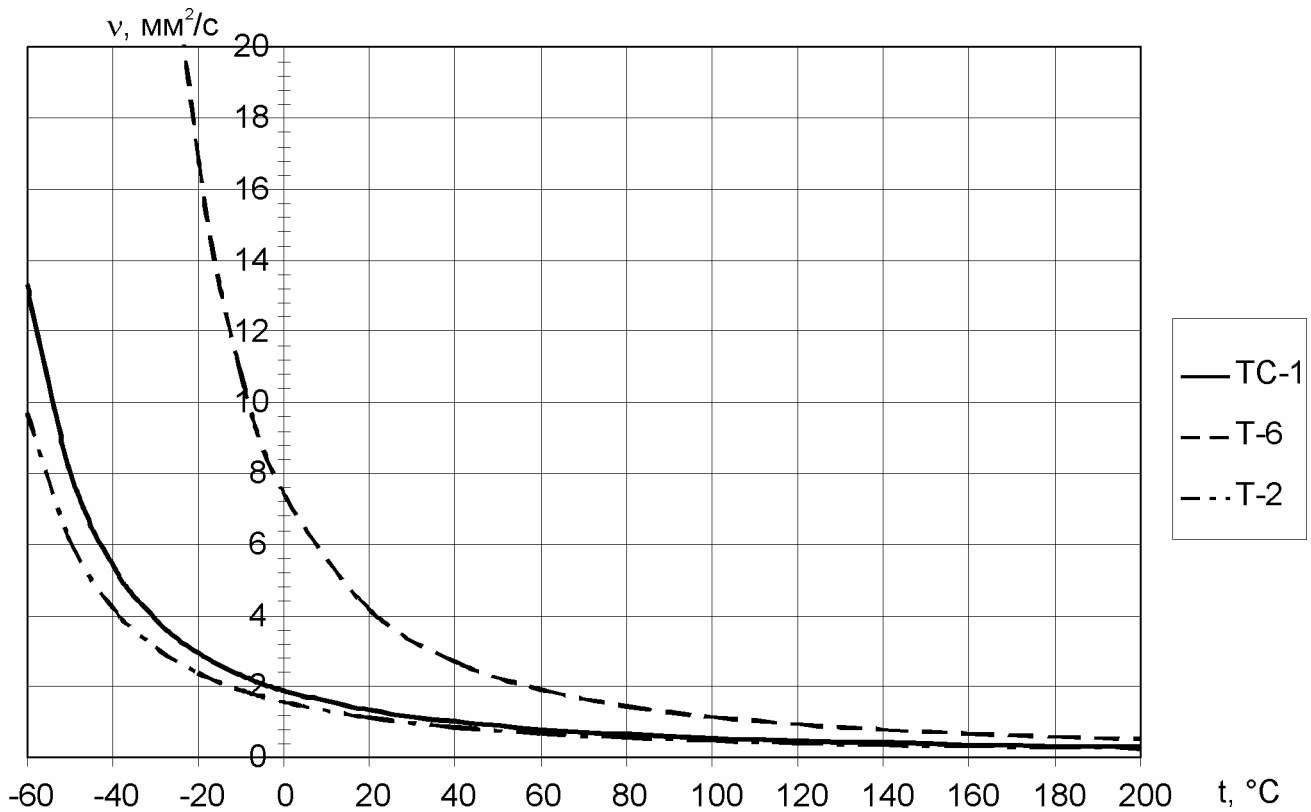


Рис. 2.4. Залежність кінематичної в'язкості палив від температури

**4. Стехіометричний коефіцієнт**  $L_0$ , кг повітря/кг палива, чисельно дорівнює масі повітря, необхідного для повного згоряння одиниці маси палива, і визначається співвідношенням коефіцієнтів у хімічному рівнянні горіння палива, масовими частками водню ( $g_{H_2}$ ) і вуглецю ( $1 - g_{H_2}$ ) у паливі, а також масовою часткою кисню в повітрі (0,232):

$$L_0 = (1 + 2g_{H_2}) / 0,087.$$

Кількість повітря в реальній суміші ( $m_{пов}$ ) у відношенні до його маси в стехіометричній суміші (склад якої відповідає стехіометричному коефіцієнту —  $L_0 m_n$ ) оцінюється **коефіцієнтом надлишку повітря**

$$\alpha = m_{пов} / (L_0 m_n),$$

Коефіцієнт надлишку повітря для поршневих двигунів може бути як менше одиниці (багата суміш), так і більше одиниці (бідна суміш). Коефіцієнт надлишку повітря для ГТД на усталених режимах роботи завжди є більшим від одиниці для підтримання допустимої температури стінок камери згоряння та турбіни. Його реальні значення становлять  $\alpha = 2,2 \dots 5$ .

**5. Температура спалаху** — це така температура, при якій пари палива спалахують у момент внесення полум'я. Низька температура спалаху підвищує пожежонебезпеку палива. Висока температура спалаху підвищує безпеку, але зазвичай збільшує вартість палива.

**6. Термоокиснювальна стабільність палив** — це їх здатність зберігати свої властивості та склад під час довготривалого зберігання, пе-

рекачування та транспортування в умовах нагрівання. Ця властивість тісно пов'язана зі схильністю палива до утворення відкладень та оцінюється в статичних і динамічних умовах: при статичних умовах визначається масою осаду  $m_0$ , що утворюється під час окиснення киснем повітря при 150 °С у спеціальних приладах; при динамічних умовах реєструється перепад тиску на контрольному фільтрі.

При збільшенні температури понад 110...130 °С прямогінні авіаційні палива утворюють нерозчинні осадки та смолоподібні відкладення. Причиною цього є окиснення ненасичених і циклоароматичних сполук, гетероатомних сполук (що містять сірку та азот), наявних у паливі в невеликій кількості. Швидкість окиснення збільшується (рис. 2.5) [27] при контакті з багатьма металами (свинцем, міддю, хромом, алюмінієм, залізом). Інші метали (цинк, нікель, вольфрам, магній, молібден) сповільнюють окиснення. У порядку зростання термоокиснювальної стабільності палива можна розташувати в ряд, наприклад: Т-1, ТС-1, РТ, Т-6.

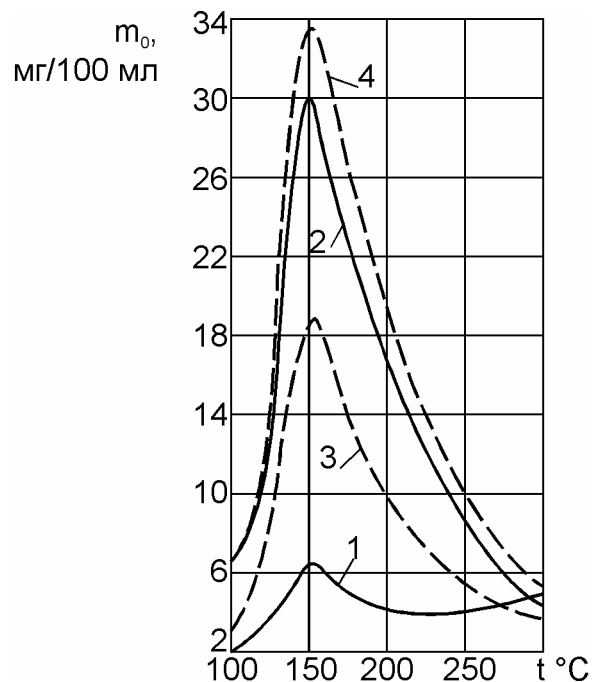


Рис. 2.5. Залежність термоокиснювальної стабільності палив (маси осаду  $m_0$ ) від температури: 1 — ТС-1; 2 — Т-1; 3, 4 — відповідно ТС-1 та Т-1 за наявності бронзи

Унаслідок цих процесів утворюються аморфні або кристалічні осадки, що призводить до забиття фільтрів, утворення відкладень на елементах ПС, порушення роботи агрегатів ПС і навіть до її повної відмови.

Термоокиснювальна стабільність палива має важливе значення не тільки для літаків із великою тривалістю надзвукового польоту (коли температура палива зростає внаслідок аеродинамічного нагрівання), але й для дозвукової авіації, де паливо все ширше використовується як робоче тіло для приведення в рух пристроїв реверсу, напрямних апаратів компре-

сора, охолодження гідравлічної рідини, масла, радіолокаційної та іншої апаратури, системи кондиціонування повітря і т. ін.

**7. Температура початку кристалізації.** Паливо є сумішшю різноманітних вуглеводнів, кожен з яких має власну температуру кристалізації, тому воно не переходить у твердий стан одразу при певній температурі. Замість цього при досягненні температури початку кристалізації в паливі починають випадати кристали вуглеводнів, що мають високу температуру кристалізації. Під час подальшого зниження температури рідке паливо переходить у рідиноподібний, а потім у твердий стан. Температура початку кристалізації підвищується зі збільшенням умісту в паливі n-парафінових вуглеводнів. Кристали палива спричиняють забиття фільтрів, знижують подачу насосів та утруднюють вимірювання кількості палива. Збільшення товщини твердої фази палива на стінці бака-кесона в часі [31] зображено на рис. 2.6. У таких випадках екіпажу рекомендується збільшити швидкість польоту (для підвищення температури гальмування) або зменшити висоту польоту (де вище температура навколишнього повітря).

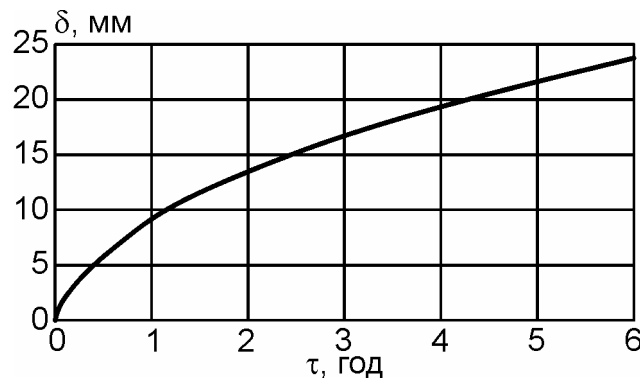


Рис. 2.6. Збільшення товщини твердої фази палива на стінці бака в часі

**8. Наявність у паливі води.** Вода проникає в паливо внаслідок розчинення водяної пари повітря або її конденсації у вмістилищах із паливом. Вода може міститися в паливі в розчиненому, завислому або вільному стані. **Розчинена** вода зазвичай потрапляє в паливо під час заправлення (паливо, що містить воду в концентрації 0,005...0,010 %, вважається чистим). При охолодженні палива вода переходить у **завислий** стан у вигляді дрібних крапельок. При від'ємних температурах вона утворює переохоложені краплі, які можуть перетворитися на лід при контакті з вхідними пристроями насосів або паливними фільтрами. **Вільна** вода потрапляє в паливо через дренажну систему під час зниження ЛА (особливо в країнах із теплим і вологим кліматом).

Зі зростанням температури палива розчинність води в ньому підвищується. При цьому додаткова кількість води із повітря розчиняється в паливі. При зменшенні температури палива (наприклад, із набором висоти) процес відбувається у зворотному напрямку: розчинність води знижується, деяка кількість води випаровується, а решта випадає у вигляді паливоводної емульсії та осадів.

Наявність води підвищує корозійну активність палива. Це призводить до роз'їдання трубопроводів, появи течі, забруднення палива продуктами корозії. Крім того, під час охолодження палива можуть утворюватися кристали льоду. Ці кристали здатні забити паливні фільтри й заблокувати подання палива до двигунів, закупорити жиклери автоматичних пристроїв, спричинити примерзання клапанів паливорегулювальної апаратури та навіть заклинити крильчатки насосів.

Наявність води в паливних баках спричиняє корозію й створює небезпеку короткого замикання у внутрішньообаківій паливовимірювальній апаратурі, а також призводить до помилок у вимірюванні як електроємних паливомірів (через відмінність діелектричної проникності палива (2,1) і води (80)), так і ультразвукових (з огляду на більшу швидкість звуку у воді порівняно з паливом) [31].

Розчинність води в бензині є вищою, ніж у гасі. Однак негативний вплив води в ПС на гасі є сильнішим, ніж у ПС на бензині. Це пояснюється більшою в'язкістю гасу. Гас утримує воду, що виділилася із розчину в завислому стані. У бензині вода швидко осідає під дією сили ваги. Крім того, зі збільшенням в'язкості вода важче відділяється в паливних фільтрах.

Для боротьби з утворенням льоду в ПС застосовують такі методи: додавання в паливо на землі противодокристалізаційних присадок (рис. 2.7) [20], що знижують температуру утворення льоду; упорскування присадок у найбільш важливі фільтри в польоті; підігрівання палива в паливомастильному теплообміннику перед паливними фільтрами.

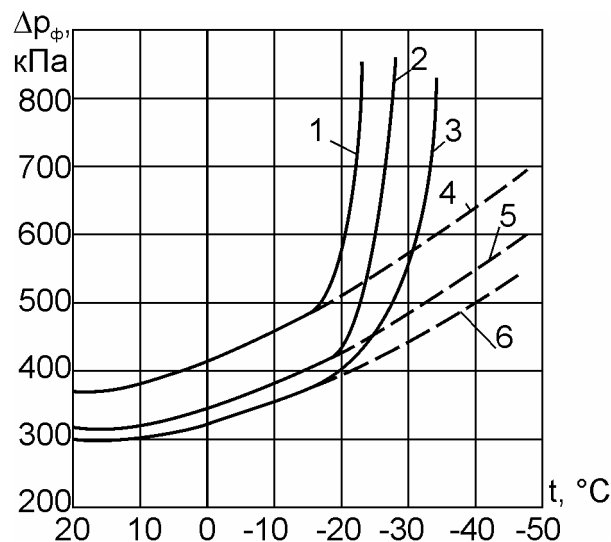


Рис. 2.7. Залежність перепаду тиску на фільтрі від температури палив: 1 — Т-1; 2 — ТС-1; 3 — Т-2; 4, 5, 6 — Т-1, ТС-1 та Т-2 відповідно із присадкою 0,3 % рідини «І»

**9. Механічні домішки** являють собою пил, продукти корозії та зношення елементів ПС, продукти окиснення палива, гум і герметиків. Вони потрапляють у палива на нафтопереробних підприємствах, при транспортуванні, зберіганні та безпосередньо на борту ЛА.

Механічні домішки здатні забруднювати й заклинювати прецизійні пари паливорегулювальної апаратури, забивати паливні фільтри та форсунки, сприяти збільшенню відкладень в агрегатах ПС, підвищувати абразивний знос і корозію деталей ПС, каталітично впливати на окиснення палива в зонах високих температур, сприяти накопиченню статичної електрики при перекачуванні та фільтруванні палива.

**10. Повітря, розчинене в паливі.** Розчинене повітря становить 10...20 % загального об'єму палива. Розчинність повітря в паливі є прямо пропорційною тиску в баці й обернено пропорційною густині, в'язкості та поверхневому натягу палива. Зі збільшенням висоти польоту тиск знижується, і повітря починає інтенсивно виділятися із палива, що спричиняє його сильне вирування (холодне кипіння). Потік стає двофазним, стисливим, що призводить до пульсації тиску, коливань і перебоїв у поданні палива до двигуна та навіть до його зупинки.

Кисень розчиняється в паливі краще, ніж азот, тому в повітрі, що виділяється, уміст кисню є вищим, ніж в атмосферному. Це підвищує вибухонебезпеку паливоповітряної суміші в надпаливному просторі. При збільшенні вмісту повітря в паливі пружність пари палива підвищується.

Бульбашки повітря в паливі прилипають до чутливих елементів густинімірів і знижують точність вимірювання густини палива; потрапляння бульбашок у корпус ультразвукових паливомірів призводить до затухання сигналу та зниження точності вимірювання рівня палива.

**11. Електричні властивості** палива впливають на пожежонебезпеку заправлення ЛА та роботу ємнісних паливомірів і визначаються питомою електричною провідністю, що вимірюється у пікосименсах на метр (пСм/м).

Авіаційні палива є діелектриками. Очищені від води й полярних сполук, вони практично не електризуються. Однак такий ступінь очищення є надто дорогим і на практиці не застосовується. Таким чином, через наявність незначної кількості води й полярних сполук у паливах існує потенційна небезпека іскроутворення від статичної електрики.

Під час руху такого палива по трубопроводах, агрегатах та, особливо, фільтрах ПС відбувається його електризація; електричний заряд, що утворився, через малу провідність палива (0,01...10 пСм/м) не релаксується (тобто не розсіюється), а переноситься в бак, через що в об'ємі перекачаного палива накопичується статична електрика небезпечного рівня, достатнього для електричного розряду. Електризація зростає зі збільшенням швидкості перекачування, ступеня фільтрації і вмісту води (через збільшення поверхні поділу фаз), а також під час подрібнення струменя палива внаслідок тертя о повітря (під час заповнення баків вільнопадним струменем).

Для зниження пожежонебезпеки від статичної електрики введено обмеження на швидкість перекачування палива без присадок: для палива Т-2 — 500 л/хв, ТС-1 та РТ — 700 л/хв, Т-8 та Т-8В — 1100 л/хв, Т-6 — обмежена [27]. Уникнути накопичення заряду можна підвищенням елект-

ропровідності палива ( $\geq 50$  пСм/м) з допомогою антистатичних присадок, при цьому електростатичний заряд швидко релаксується. Однак збільшення електропровідності палива утруднює роботу електроємнісних паливомірів (вони мають витримувати електропровідність до 1000 пСм/м [31]).

**12. Сумісність із матеріалами.** Авіаційні палива здатні спричинити корозію конструкційних матеріалів і гумових технічних виробів. Меркаптани та інші сполуки сірки спричиняють корозію міді, її сплавів і кадмієвих покриттів. Органічні кислоти також впливають на мідь та її сплави, магній і низьколеговану сталь. Продукти корозії згодом забруднюють паливо. Корозійна активність палива підвищується за наявності в паливі води.

Контакт із паливом призводить до старіння гумових технічних виробів (ущільнювальних кілець, прокладок, манжет) і герметиків. При цьому спостерігаються втрата еластичності, спотворення форми, поява тріщин, викришування. Найбільш агресивним впливом на гуму характеризуються продукти окиснення палива — гідропероксида. Для придушення цих процесів широко застосовуються антиокиснювальні присадки.

**13. Протизношувальні властивості** палива визначаються його в'язкістю (рис. 2.8), умістом меркаптанів, поверхнево-активних речовин і механічних домішок.

Найбільшою мірою зношуються тертьові пари паливних насосів-регуляторів, що призводить до витікання через зазори, нерівномірності подання палива, зниження подачі насосів і зменшення їх ресурсу. Оскільки паливні насоси змащуються тим же паливом, то для уникнення вказаних процесів паливо повинно мати мастильні або протизношувальні властивості.

На жаль, у процесі очищення палив для підвищення їх термоокиснювальної стабільності з них одночасно видаляються поверхнево-активні речовини, що надають паливам протизношувальних властивостей. Унаслідок цього прямогінні палива мають кращі протизношувальні властивості, ніж гідроочищені, тому до останніх додають протизношувальні присадки (рис. 2.9) [20].

**14. Мікроби** активно розвиваються на поверхні поділу палива й води при температурі  $\geq 25\text{...}35$  °С, особливо в умовах тропічного клімату.

Мікроби здатні забити паливні фільтри, зливні точки, клапани й навіть трубопроводи. За наявності в паливі емульсійної води мікроби спричиняють біохімічну корозію елементів ПС. При цьому відбувається руйнування полімерних захисних покриттів і пітингова корозія алюмінію, що іноді призводить до глибоких пошкоджень аж до утворення течі. Унаслідок наявності води плісень має електричну провідність, що впливає на роботу електроємнісних паливомірів і може спричинити коротке замикання [27, 31].

Для боротьби з мікробами під час виробництва палив до них додають речовини, що перешкоджають розмноженню бактерій (біоциди) та обмежують уміст води, періодично зливають відстій з баків і виконують перевірку на наявність мікробів.



Рис. 2.8. Вплив в'язкості палив на їх протизношувальні властивості: 1 — РТ; 2 — ТС-1; 3 — Т-6; 4 — палива, очищені від поверхнево-активних речовин

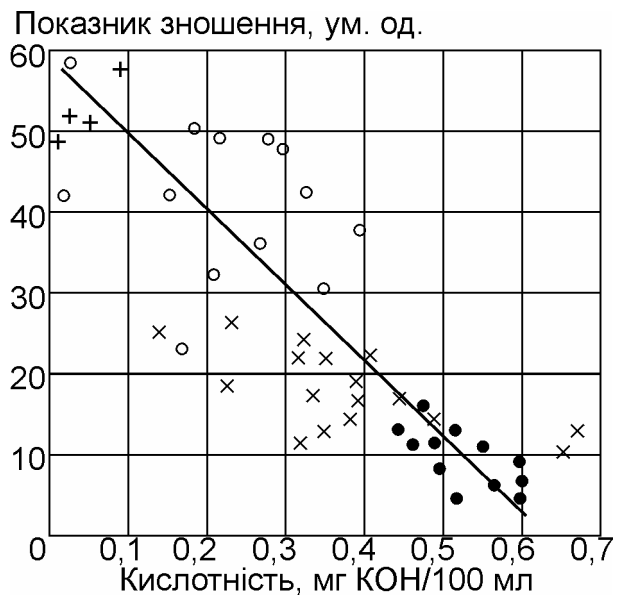


Рис. 2.9. Вплив кислотності палив на їх протизношувальні властивості: + — гідроочищені без присадок; о — сумішні; x — прямогінні; • — гідроочищені із протизношувальною присадкою

Із сукупності показників, що характеризують придатність авіаційних палив для застосування за прямим призначенням, основними є теплота згоряння, термоокиснювальна стабільність, тиск насиченої пари, в'язкість, сумісність із конструкційними та ущільнювальними матеріалами, схильність до нагароутворення та протизношувальні властивості. Шляхи досягнення бажаних значень цих показників часто є взаємовиключними. Практика показала, що в одній марці палива неможливо поєднати всі вимоги, що ставляться до сучасного авіаційного палива. Тому було створено декілька марок авіаційних палив, кожна з яких має певні переваги за експлуатаційними властивостями з урахуванням вартості й ресурсів виробництва (наприклад, у виробництві прямогінні палива є дешевшими, ніж гідрогенізаційні).

### 2.3. Типи авіаційних палив і присадок

Вітчизняні авіаційні гаси маркуються буквою «Т» і цифрою, яка позначає марку палива. Зарубіжні авіаційні гаси для цивільної авіації маркуються словом «Jet» і буквою, а для військової авіації — буквами «JP» і цифрою, що також позначає тільки марку палива. Вітчизняні авіаційні бензини маркуються буквою «Б» і дробом, чисельник якого позначає октанове число бензину за моторним методом, а знаменник — сортність на багатій суміші.

Палива для дозвукової авіації Т-1, ТС-1, Т-2 та РТ виготовляють за ГОСТ 10227–86; палива для надзвукової авіації Т-6 та Т-8В — за ГОСТ 12308–89. Специфікації на авіаційні бензини Б-91/115 та Б-95/130 наведено в ГОСТ 1012–72, на бензин Б-92 — у ТУ 38.401-58-47–92, на бензин Б-100/130 — у ТУ 38.401-58-197–97, на бензин Б-70 — у ТУ 38.101913–82.

**Паливо Т-1** — гас, отриманий прямою перегонкою та лужним очищенням малосіркової нафти, який призначено для реактивної авіації. Характеризується низькою температурою кристалізації ( $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), низькою температурою спалаху ( $30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), досить високими густиною ( $\geq 800\text{ кг/м}^3$ ) і в'язкістю ( $\geq 1,5\text{ мм}^2/\text{с}$ ) при  $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ , підвищеним тиском насиченої пари. Має високі протизношувальні властивості. Малий уміст сірчистих сполук у сировині забезпечує високий рівень усіх експлуатаційних властивостей, крім низької термоокиснювальної здатності та схильності до утворення нагару та інших відкладень. Виробництво цього палива є дуже обмеженим.

**Паливо ТС-1** — гас, отриманий прямою перегонкою, лужним очищенням і демеркаптаналізацією (процес «Мегах») сіркових нафт (або суміш гідроочищеної і прямогінної фракцій), який призначено для реактивної авіації. Характеризується низькою температурою кристалізації ( $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), низькою температурою спалаху ( $28\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), низькими густиною ( $\geq 775\text{ кг/м}^3$ ) і в'язкістю ( $\geq 1,25\text{ мм}^2/\text{с}$ ) при  $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ , підвищеним тиском насиченої пари. Основне вітчизняне паливо. Палива Т-1 і ТС-1 є взаємозамінними.

**Паливо Т-2** — широкофракційне паливо (містить до 40% бензинових фракцій), отримане прямою перегонкою будь-яких нафт і лужним очищенням (а іноді й демеркаптаналізацією або гідроочищенням), яке є резервним для ТС-1 та РТ. Характеризується низькою температурою кристалізації ( $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), низькими густиною ( $\geq 755\text{ кг/м}^3$ ) і в'язкістю ( $\geq 1,05\text{ мм}^2/\text{с}$ ) при  $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ , високим тиском насиченої пари, завдяки чому забезпечує надійний запуск двигуна та має у 1,3–1,8 разу більший вихід із нафти. Через малу в'язкість і лужне очищення має низькі протизношувальні властивості.

**Паливо РТ** — гас, отриманий прямою перегонкою нафти з подальшим гідроочищенням, який призначено для реактивної авіації. Характеризується низькою температурою кристалізації ( $-55\text{...}-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), низькою температурою спалаху ( $28\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), низькими густиною ( $\geq 775\text{ кг/м}^3$ ) і в'язкістю ( $\geq 1,25\text{ мм}^2/\text{с}$ ) при  $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ , підвищеним тиском насиченої пари. Паливо має високі протизношувальні властивості, хімічну й термоокиснювальну стабільність, є неагресивним до конструкційних матеріалів, практично не містить меркаптанів, може зберігатися до 10 років і повністю забезпечує ресурс роботи двигунів. Найбільш масове термостабільне паливо. Повністю задовольняє технічні вимоги, що ставляться до палива ТС-1, і може бути його заміником. Разом із тим, оскільки паливо РТ є більш термостабільним, ніж ТС-1, його допущено до застосування в теплонапружених двигунах літаків з обмеженою тривалістю надзвукового польоту.

**Паливо Т-4** — широкофракційне паливо (ТУ 426-55), у теперішній час не виготовляється.

**Паливо Т-5** — гас, отриманий прямою перегонкою нафти, який призначено для надзвукової авіації. Характеризується високими густиною



( $\geq 845 \text{ кг/м}^3$ ) і в'язкістю ( $\geq 3,80 \text{ мм}^2/\text{с}$ ) при  $20 \text{ }^\circ\text{C}$ , низьким тиском насиченої пари. У теперішній час це паливо не виготовляється.

**Паливо Т-6** — гас, отриманий каталітичним крекінгом або прямою перегонкою нафти з подальшим глибоким гідруванням, який призначено для надзвукової авіації. Характеризується високою термостабільністю, низькою температурою кристалізації ( $-60 \text{ }^\circ\text{C}$ ), високою температурою спалаху ( $62 \text{ }^\circ\text{C}$ ), високими густиною ( $\geq 840 \text{ кг/м}^3$ ) і в'язкістю ( $\leq 4,5 \text{ мм}^2/\text{с}$ ) при  $20 \text{ }^\circ\text{C}$ , низьким тиском насиченої пари. Застосовується на високошвидкісних літаках з великою тривалістю надзвукового польоту.

**Паливо Т-7** — гас, отриманий прямою перегонкою нафти з подальшим гідроочищенням, який призначено для реактивної авіації. Характеризується термостабільністю й низькими протизношувальними властивостями. У теперішній час не виготовляється.

**Паливо Т-8** — гас, отриманий прямою перегонкою нафти з подальшим гідроочищенням, який призначено для надзвукової авіації. Характеризується високою термостабільністю, низькою температурою кристалізації, високою температурою спалаху, помірною густиною ( $\geq 785 \text{ кг/м}^3$ ) і високою в'язкістю ( $\geq 1,5 \text{ мм}^2/\text{с}$ ) при  $20 \text{ }^\circ\text{C}$ , низьким тиском насиченої пари. У теперішній час не виготовляється.

**Паливо Т-8В** — гас, отриманий гідрокрекінгом вакуумного газойлю або прямою перегонкою нафти з подальшим «жорстким» гідроочищенням, який призначено для надзвукової авіації. Характеризується високою термостабільністю, помірною температурою кристалізації ( $-50 \text{ }^\circ\text{C}$ ), високою температурою спалаху ( $45 \text{ }^\circ\text{C}$ ), високими густиною ( $\geq 800 \text{ кг/м}^3$ ) і в'язкістю ( $\geq 1,5 \text{ мм}^2/\text{с}$ ) при  $20 \text{ }^\circ\text{C}$ , низьким тиском насиченої пари. Застосовується на високошвидкісних літаках з великою тривалістю надзвукового польоту. Паливо є резервним для Т-6.

**Бензини Б-91/115 та Б-92** — авіаційні бензини, отримані шляхом каталітичного риформінгу, які призначено для поршневої авіації. Характеризуються високою детонаційною стійкістю, низькою температурою кристалізації ( $-60 \text{ }^\circ\text{C}$ ). Бензини фарбуються в зелений колір. Є взаємозамінними між собою. Б-92 дає змогу підвищити вихід із нафти та зменшити вміст токсичного тетраетилсвинцю.

**Бензин Б-95/130** — авіаційний бензин, призначений для поршневої авіації. Бензин фарбується в жовтий колір. У теперішній час не виготовляється.

**Бензин Б-100/130** — авіаційний бензин, призначений для поршневої авіації. Бензин фарбується в голубий колір. У теперішній час не виготовляється.

**Бензин Б-70** — авіаційний неетилований бензин, отриманий прямою перегонкою або риформінгом із додаванням високооктанових компонентів. У теперішній час використовується як бензин-розчинник.

**Паливо Jet A та Jet A-1** — гаси — основне паливо для комерційної реактивної авіації (1951 р.). Характеризуються високою температурою кристалізації ( $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$  для Jet A та  $-47\text{ }^{\circ}\text{C}$  для Jet A-1), підвищеною температурою спалаху  $38\text{ }^{\circ}\text{C}$  і відносно високою густиною ( $771\text{...}830\text{ кг/м}^3$ ).

**Паливо Jet B** — широкофракційне паливо для комерційної реактивної авіації (1953 р.), призначене для умов холодного клімату. Характеризується зниженою (за американськими мірками) температурою кристалізації ( $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) і зниженою густиною ( $748\text{...}798\text{ кг/м}^3$ ) (табл. 2.1 [27, 31]).

Таблиця 2.1

Характеристики палив

Паливо	Густина при $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ , $\text{кг/м}^3$	Пружність пари при $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ , Па	Кінематична в'язкість при $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ , $\text{мм}^2/\text{с}$	Температура спалаху, $^{\circ}\text{C}$	Температура кристалізації, $^{\circ}\text{C}$	Стехіометричний коефіцієнт
T-1	$\geq 800$	908,8	$\geq 1,5$	30	-60	14,61
TC-1	$\geq 775$	919,9	$\geq 1,25$	28	-60	14,73
T-2	$\geq 755$	5706,6	$\geq 1,05$	—	-60	14,78
PT	$\geq 775$	1115,4	$\geq 1,25$	28	-55...-60	14,73
T-5	$\geq 845$	1333,0	$\geq 3,8$	—	—	—
T-6	$\geq 840$	326,4	$\leq 4,5$	62	-60	14,59
T-8	$\geq 785$	326,7	$\geq 1,5$	—	—	14,72
T-8B	$\geq 800$	422,8	$\geq 1,5$	45	-50	14,69
Б-70	753	15998,6	0,69	—	-60	14,83
Jet A-1	771...830	900	1,9	38	-47	—
Jet B	748...798	—	—	—	-50	—
JP-4	746...797	13700... 20700	0,9	—	-58	—
JP-5	784...841	—	—	60	-46	—
JP-7	779...806	—	—	60	-43,3	—
JP-8	771...830	—	—	40...66	-48	—

**Паливо JP-1** — гас з низькою температурою кристалізації ( $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) і високою температурою спалаху ( $42,8\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) обмеженої придатності (1944 р.).

**Паливо JP-2** — експериментальне паливо із незадовільними в'язкістю та займистістю (1945 р.).

**Паливо JP-3** — паливо, що характеризується високим тиском насиченої пари, великими втратами від випарювання й утворенням повітряних пробок на великих висотах (1947 р.).

**Паливо JP-4** — широкофракційне паливо, що характеризується низькою температурою кристалізації ( $-58\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), низькою густиною ( $746\text{...}797\text{ кг/м}^3$ ) і дуже високим тиском насиченої пари. Основне паливо для ВПС США (1951 р.).

**Паливо JP-5** — гас з високими температурами кристалізації ( $-46\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) і спалаху ( $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) та високою густиною ( $784\text{...}841\text{ кг/м}^3$ ). Основне паливо авіації ВМС США (1952 р.).

**Паливо JP-6** — гас, що був розроблений для ХВ-70 на основі JP-5. Характеризується зниженою температурою кристалізації і високою термостабільністю (1956 р.).

**Паливо JPTS** — високоочищений гас, що був розроблений для U-2. Характеризується низькою (за американськими мірками) температурою кристалізації ( $-53,3\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) і високою термостабільністю (1956 р.).

**Паливо JP-7** — гас, що був розроблений для експлуатації на великих висотах і швидкостях ( $M = 3$ ) на літаку SR-71. Характеризується високими температурами кристалізації ( $-43,3\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) і спалаху ( $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), високою густиною ( $779\text{...}806\text{ кг/м}^3$ ), низьким тиском насиченої пари й високою термостабільністю (1960 р.).

**Паливо JP-8** — гас Jet A-1 з інгібітором корозії, протиобліднувальною, протизношувальною та антистатичною присадками. Характеризується зниженою (за американськими мірками) температурою кристалізації ( $-48\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), високою температурою спалаху ( $40\text{...}66\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) і високою густиною ( $771\text{...}830\text{ кг/м}^3$ ). Єдине основне паливо для військової авіації США (1979 р.).

**Антиокиснювальні присадки** (антиоксиданти, інгібітори окиснення) використовуються для підвищення хімічної стабільності гідроочищених палив. Як такі присадки використовуються феноли, наприклад Агідол-1 (іюнол або 2,6-ди-трет-бутил-4-метилфенол) за ТУ 38.5901237-90. У концентрації  $0,003\text{...}0,004\text{ }%$  ці присадки повністю запобігають окисненню гідроочищених палив до температур  $150\text{...}160\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Вони є ефективними на початковій стадії окиснення, тому їх додають до свіжовиготовленого палива [27]. Такі присадки зменшують кількість осаду, що утворюється, але не змінюють температури початку його утворення.

**Противодокристалізаційні присадки** додаються до палива під час його виробництва (за рубежем) або перед заправленням ЛА (у вітчизняній практиці) для запобігання утворенню кристалів льоду. Як такі присадки використовуються: присадка PF-A55B (метилцелозольв або моноетиловий ефір етиленгліколю) із концентрацією до  $0,15\text{ }%$ ; рідина «І» (етилцелозольв або моноетиловий ефір етиленгліколю) за ГОСТ 8313–88 із концентрацією до  $0,3\text{ }%$ ; рідина «ТГФ» (тетрагідрофурфуроловий спирт) за ГОСТ 17477–86; рідина «І-М» (суміш етилцелозольву із метанолом) або рідина «ТГФ-М» (суміш ТГФ із метанолом) [27].

**Протизношувальні присадки**, що додаються до гідроочищених палив під час їх виробництва, утворюють межову мастильну плівку, що запобігає сухому тертю при високих контактних навантаженнях. Як протизношувальні присадки використовуються: Сігбол (ТУ 38.101741–78) у концентрації до  $0,0005\text{ }%$ ; ПМAM-2 (ТУ 601407–69) — до  $0,008\text{ }%$ ; кислотна присадка «К» (ГОСТ 13302–77) — до  $0,004\text{ }%$ ; Hitec-580 — до  $0,0035\text{ }%$ ; Hitec E 515; сантонел «С». Такі присадки мають високі поверхнево-активні властивості, є інгібіторами корозії, запобігають зношенню й заклинюванню пар тертя [27].

**Антистатичні присадки** додаються до всіх палив для зниження їх електризовності під час перекачування та фільтрування. Такі присадки підвищують електричну провідність палив і швидкість релаксації зарядів, запобігаючи тим самим виникненню пожежонебезпечних розрядів статичної електрики. Вітчизняна присадка Сігбол (ТУ 38.101741–78) додається в концентрації до 0,0005 % і має антистатичні, протизношувальні й антикорозійні властивості. При однаковій концентрації присадки електропровідність палива підвищується при зниженні його в'язкості. Застосовуються також присадки Shell ASA-3 у концентрації  $< 1 \text{ г/м}^3$  і Du Pont Stadis-450. Ці присадки дають змогу підвищити швидкість перекачування палива під час заправлення ( $< 9000 \text{ л/хв}$ ) [27].

**Диспергувальні присадки** ТП, ПМАМ-2, ИХП-2, ПОДФА поряд із антиокиснювальними знижують кількість осаду та збільшують температуру його утворення.

**Деактиватори металів** зв'язують іони металів (зокрема міді) у хімічно пасивний комплекс. Як комплексоутворювачі використовуються N,N'-дисаліциліденпропілендіамін, N,N'-дисаліциліденетилендіамін. Їх недоліком є низька розчинність у паливі (як деактиваторів, так і комплексів), що призводить до утворення відкладень на паливних фільтрах.

**Інгібітори корозії**, наприклад біс (діамілфеніл) ортофосфат — суміш димеру ненасиченої лінолевої кислоти із невеликою кількістю органічного ефіру ортофосфорної кислоти. Такий інгібітор корозії одночасно покращує притизношувальні властивості палива.

**Антидимна присадка** Любризол-565 знижує димоутворення.

### Контрольні запитання

1. Що є основним паливом для сучасних авіаційних двигунів?
2. Які види домішок можуть міститися в нафті, що видобувається?
3. Стисло опишіть процес виробництва авіаційного бензину прямою перегонкою нафти.
4. Стисло опишіть процес виробництва авіаційного гасу прямою перегонкою нафти.
5. Які методи очищення продуктів прямої перегонки ви знаєте?
6. Що таке меркаптани?
7. У чому полягають переваги палив, отриманих деструктивними методами?
8. Чим визначаються енергетичні властивості палив?
9. Укажіть діапазон значень густини бензинів і гасів при  $20 \text{ }^\circ\text{C}$ .
10. Як змінюється густина палив зі зростанням температури? До чого це призводить?
11. Що таке тиск насиченої пари палива?
12. Яким є стандартне співвідношення об'ємів парової й рідкої фаз, що використовується під час вимірювання тиску насиченої пари?
13. Як змінюється тиск насиченої пари зі зростанням температури?

14. На що впливає тиск насиченої пари?
  15. Що таке коефіцієнт динамічної в'язкості палива?
  16. Що таке коефіцієнт кінематичної в'язкості палива?
  17. У яких одиницях вимірюються коефіцієнти динамічної й кінематичної в'язкості?
  18. Як змінюється кінематична в'язкість палива зі зростанням температури?
  19. До чого призводить збільшення в'язкості палива?
  20. Що таке стехіометричний коефіцієнт? Якими є його значення?
  21. Що таке коефіцієнт надлишку повітря?
  22. Що таке температура спалаху? На що вона впливає?
  23. Для яких ЛА важливою є термоокиснювальна стабільність палива?
  24. Чому палива не переходять у твердий стан одразу при певній температурі? Як відбувається процес кристалізації?
  25. До яких наслідків для паливної системи призводить кристалізація палива?
  26. Яким чином вода може проникати в паливо?
  27. У яких станах може міститися вода в паливі?
  28. До чого призводить наявність води в паливі?
  29. Які методи використовуються для боротьби із утворенням льоду в паливній системі?
  30. Що являють собою механічні домішки в паливі?
  31. До чого призводить наявність у паливі механічних домішок?
  32. Який відсоток об'єму палива становить розчинене повітря?
  33. Як змінюється розчинність повітря у паливі з підвищенням тиску? До чого це призводить?
  34. На що впливають електричні властивості палива?
  35. Які фактори збільшують електризованість палива?
  36. Що робиться для боротьби з електризованістю палив?
  37. Які матеріали піддаються впливу палив?
  38. Для чого важливими є протизношувальні властивості палив?
  39. Яким чином поліпшують протизношувальні властивості палив?
  40. До чого призводить наявність мікробів у паливі?
  41. Що робиться для боротьби із мікробами в паливі?
  42. Чому використовуються декілька марок авіаційних палив?
  43. Як маркуються вітчизняні й зарубіжні авіаційні палива?
  44. Які вітчизняні авіаційні гаси використовуються найбільш широко?
- Для яких типів ЛА?
45. Які зарубіжні авіаційні палива використовуються найбільш широко? Для яких типів ЛА?
  46. Які три типи авіаційних палив ви знаєте?
  47. Стисло опишіть антиокиснювальні присадки.
  48. Стисло опишіть противодокристалізаційні присадки.
  49. Стисло опишіть протизношувальні присадки.
  50. Стисло опишіть антистатичні присадки.

### 3. ПІДСИСТЕМА ЗБЕРІГАННЯ ПАЛИВА

#### 3.1. Призначення, вимоги та склад підсистеми зберігання палива

Підсистему зберігання палива **призначено** для розміщення на борту ЛА запасу палива, необхідного для польоту із заданою дальністю або тривалістю, і резервного запасу палива.

Підсистема зберігання палива **складається із** паливних баків (ПБ).

Згідно з Авіаційними правилами до підсистеми зберігання палива ставляться **такі вимоги**.

1. Кожен паливний бак (ПБ) має витримувати без пошкоджень і втрати нормованої герметичності вібрації, інерційні сили, вагу палива та навантаження від конструкції, яких він може зазнавати на ЛА при експлуатації (АП 23/25/27/29.963а).

2. Паливні баки-відсіки (баки-кесони) повинні мати засоби для внутрішнього огляду й ремонту (АП 23/25/27/29.963с).

3. Паливні баки, наскільки це практично можливо, мають бути сконструйовані, розміщені та встановлені таким чином, щоб паливо не виливалося ні у фюзеляж, ні поблизу фюзеляжу, ні поблизу двигунів у кількості, достатній, щоб почалося небезпечне займання під час аварії літака зі сприятливими для виживання умовами (АП 25.963d).

Для вертольотів навіть нормуються розрахункові перевантаження при аварійній посадці, які ПБ має витримувати без руйнування. Так, для баків, розміщених у кабіні, вони становлять: уверх — 4; уперед — 16; убік — 8; униз — 20 (АП 27/29.952b).

4. Щоб уникнути витікання небезпечної кількості палива, кришки люків ПБ мають відповідати таким критеріям:

– аналізом або випробуваннями має бути показано, що всі кришки, розміщені в зоні, у якій, виходячи з досвіду експлуатації або аналізу, можливий удар, є мінімально схильними до пробиття або деформації шматками шин, уламками двигунів з малою енергією або іншими подібними уламками;

– усі кришки люків мають бути вогнетривкими (АП 25.963е).

5. Для ПБ із наддуванням має бути передбачено безпечні засоби, що перешкоджають утворенню надмірного перепаду між тисками всередині бака та зовні (АП 25.963f).

6. Для уникнення пожежі жодна частина обшивки гондоли двигуна, що знаходиться безпосередньо за основним виходом повітря з відсіку двигуна, не має слугувати стінкою бака-відсіку (АП 23/25/27/29.967c/d).

7. Кожна оболонка м'якого ПБ має бути схвалена або має бути показано, що вона відповідає своєму призначенню. Кожна така оболонка має бути стійкою до проколу шляхом прикладання мінімальної сили проколювання, що дорівнює 168 даН (АП 23/25/27/29.963b/g).

8. Порожнини, суміжні із поверхнями бака, мають вентилюватися, щоб не допустити накопичення пари у випадку невеликого витoku (АП 23/25/27/29.967b).

9. Кожен паливний бак, установлений у відсіках, які призначено для розміщення людей, має бути ізольованим від проникнення пари та палива кожухом, що вентилюється й має відводи у зовнішній простір. Конструкція кожуха має забезпечувати необхідний захист бака, має бути стійкою до руйнування в умовах аварійної посадки й протистояти навантаженням і стиранню (АП 27/29.963e/f).

10. Кріплення кожного паливного бака не має допускати концентрації навантажень від маси палива на непідкріплені поверхні баків. Крім того, для запобігання тертю між баком і конструкцією, що його підтримує, мають установлюватися прокладки з матеріалів, що не абсорбують паливо, або із матеріалів, оброблених відповідним чином, що запобігають поглинанню рідин (АП 23/25/27/29.967a).

11. При використанні м'яких баків їх оболонки мають кріпитися таким чином, щоб вони не зазнавали впливу гідравлічних навантажень (АП 23/25/27/29.967a).

12. Кожна внутрішня поверхня відсіку установки бака має бути гладкою й не мати виступів, наявність яких може призвести до пошкодження оболонки, за виключенням тих випадків, коли вжито заходів для захисту оболонки в таких точках або сама конструкція оболонки забезпечує такий захист (АП 23/25/27/29.967a).

13. Кожен ПБ повинен мати розширювальний простір об'ємом не менше 2 % від місткості бака. Має бути виключена можливість ненавмисного заповнення цього простору в нормальному стоянковому положенні (АП 23/25/27/29.969).

14. Кожен ПБ повинен мати відстійник, робоча місткість якого в стоянковому положенні має бути не менше 0,1 % (0,25 % — АП 23/27) від місткості бака або 0,3 л (0,25 — АП 23/27/29) залежно від того, яка із цих величин є більшою (АП 23/25/27/29.971a).

15. Кожен відстійник ПБ повинен мати доступний зливний пристрій, який забезпечує зливання відстою на землі, не допускає потрапляння палива, що зливається на інші частини ЛА, і має ручний або автоматичний пристрій для надійної фіксації в закритому положенні (АП 23/25/27/29.971b/c/d).

16. Забірник палива з бака або вхід до бакового насоса повинен мати захисну сітку-фільтр. Ця сітка-фільтр повинна:

- для ЛА із ПД мати 3–6 комірок на 1 см<sup>2</sup>;
- на ЛА із газотурбінними двигунами запобігати проходженню частинок, які можуть обмежити витрату палива або пошкодити будь-який елемент паливної системи (АП 23/25/27/29.977a).

17. Площа прохідного перерізу кожного фільтра на забірнику або на вході до бакового насоса має не менш ніж у п'ять разів перевищувати площу прохідного перерізу трубопроводу подання палива із бака у двигун (АП 23/25/27/29.977b/c).

18. Діаметр кожного фільтра має бути не менше діаметра забірника паливного бака (АП 23/25/27/29.977c/d).

19. До кожного фільтра (фільтрувального елемента) має бути забезпечено доступ для перевірки й очищення (АП 23/25/27/29.977d/e).

### 3.2. Розрахунок потрібного об'єму паливних баків

Сумарний об'єм баків, необхідний для розміщення палива на ЛА, можна подати таким чином:

$$V_6 = V_L + V_{рез} + V_{нв} + V_{вип} + V_k + V_B, \quad (3.1)$$

де  $V_L = m_n / \rho_t$  — об'єм палива для польоту на задану дальність,  $m^3$ ;  $m_n$  — маса палива для польоту на задану дальність, кг;  $\rho_t$  — густина палива при температурі  $t = 43...46^\circ C$  (АП 23/25/27/29.961) для дозвукової авіації або  $t = 100...110^\circ C$  для надзвукової авіації,  $kg/m^3$ ;  $V_{рез} = m_{рез} / \rho_t$  — об'єм резервного запасу палива,  $m^3$ ;  $m_{рез}$  — маса резервного запасу палива, кг;  $V_{нв} \approx 0,01V_6$  — об'єм залишку, що не виробляється (АП 25.971),  $m^3$ ;  $V_{вип} \approx 0,002(V_L + V_{рез})\tau$  — об'єм палива, що втрачається внаслідок випаровування в атмосферу,  $m^3$ ;  $\tau$  — час польоту, год;  $V_k \approx (0,02...0,03)V_6$  — об'єм баків, зайнятий конструктивними елементами й агрегатами,  $m^3$ ;  $V_B \approx 0,02V_6$  — вільний об'єм баків (АП 25.969), необхідний для розширення палива під час нагрівання,  $m^3$ .

Остаточо отримаємо потрібний об'єм ПБ на ЛА,  $m^3$ :

$$V_6 = \frac{1 + 0,002\tau}{(0,94...0,95)} \left( \frac{m_n + m_{рез}}{\rho_{45^\circ}} \right). \quad (3.2)$$

Масу палива, необхідна для польоту із заданою дальністю або тривалістю, і масу резервного запасу палива можна визначити на основі характеристик двигунів і режимів польоту ЛА:

$$(m_n + m_{рез}) = n_{дв} \sum_{i=1}^k \tau_i \xi_{дрі} C_{пит} (M_i, H_i) P(M_i, H_i), \quad (3.3)$$

де  $n_{дв}$  — кількість двигунів, установлених на ЛА;  $\xi_{дрі}$  — коефіцієнт дроселювання двигунів на  $i$ -му режимі польоту;  $C_{пит} (M_i, H_i)$ ,  $P(M_i, H_i)$  — питома витрата палива та тяга (потужність) одного двигуна на  $i$ -му режимі польоту. Час польоту на кожному режимі  $\tau_i$  можна знайти як дальність польоту на цьому режимі, поділену на швидкість, що відповідає цьому ре-



жиму. Для однорежимних ЛА (пасажирських і транспортних) масу палива приблизно можна знайти за спрощеною формулою

$$(m_{п} + m_{рез}) \approx n_{дв} \xi_{др} C_{пит} (M, H) P(M, H) (\tau + 0,75), \quad (3.4)$$

де всі параметри відповідають крейсерському режиму польоту, а 0,75 години відповідає 45 хвилинам польоту (приблизний час польоту до запасного аеропорту плюс 30 хвилин очікування).

### 3.3. Розміщення паливних баків

На літаках паливні баки зазвичай розміщують у **кесоні консольних частин крила 1** (рис. 3.1, 3.2), якщо необхідно, можна використовувати й **кесон підфюзеляжної частини крила 2**.

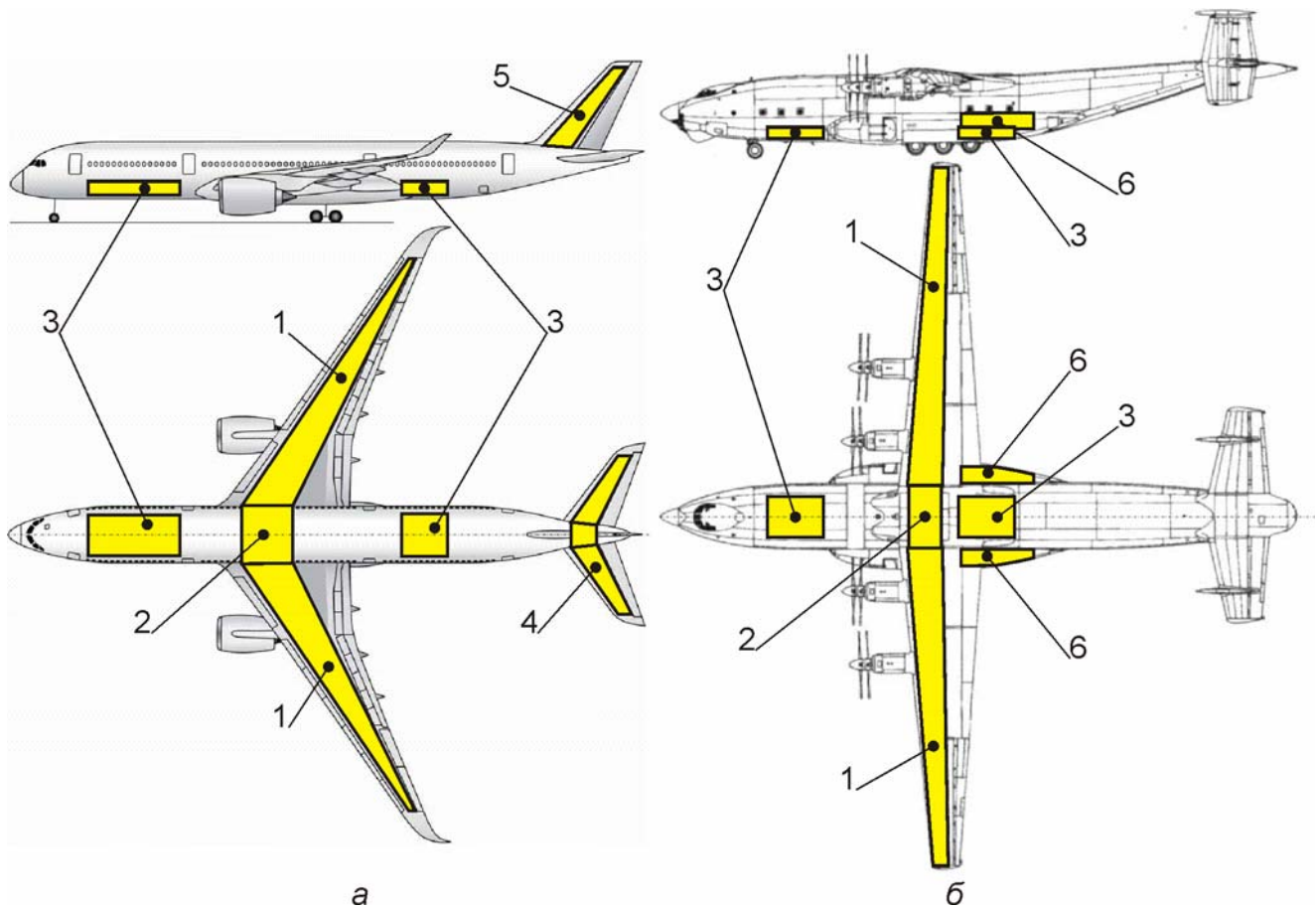


Рис. 3.1. Розміщення паливних баків на цивільних літаках:  
1 — консольні баки; 2 — центропланні баки; 3 — фюзеляжні баки; 4 — бак у стабілізаторі; 5 — кильовий бак; 6 — баки в гондолах шасі

Таке розміщення баків має низку переваг:

1. Маса палива, розміщеного в консольних баках, зменшує згинальний момент у кесоні крила в польоті, тим самим збільшуючи ресурс конструкції крила.

2. Паливо в консольних баках є віддаленим на максимальну відстань від пасажирів, що підвищує пожежну безпеку.

3. Процеси вироблення й перекачування палива із крилових баків незначно впливають на центрування літака.

4. Нарешті, ці об'єми важко використати для інших цілей.

Однак складна форма (мала висота й велика ширина) таких баків істотно утруднює вироблення палива, забезпечення дренажу й вимірювання кількості палива. Крім того, такі баки мають велику площу пошкодженої поверхні, що знижує живучість ЛА.

На деяких пасажирських (В-737, А-310/340) і транспортних (Ан-12) літаках ПБ розміщують також **у фюзеляжі** 3 під підлогою пасажирської або вантажної кабіни 3 у багажних відсіках або за пасажирським салоном (Falcon 50, Gulfstream-150). У фюзеляжі зазвичай розміщують м'які ПБ.

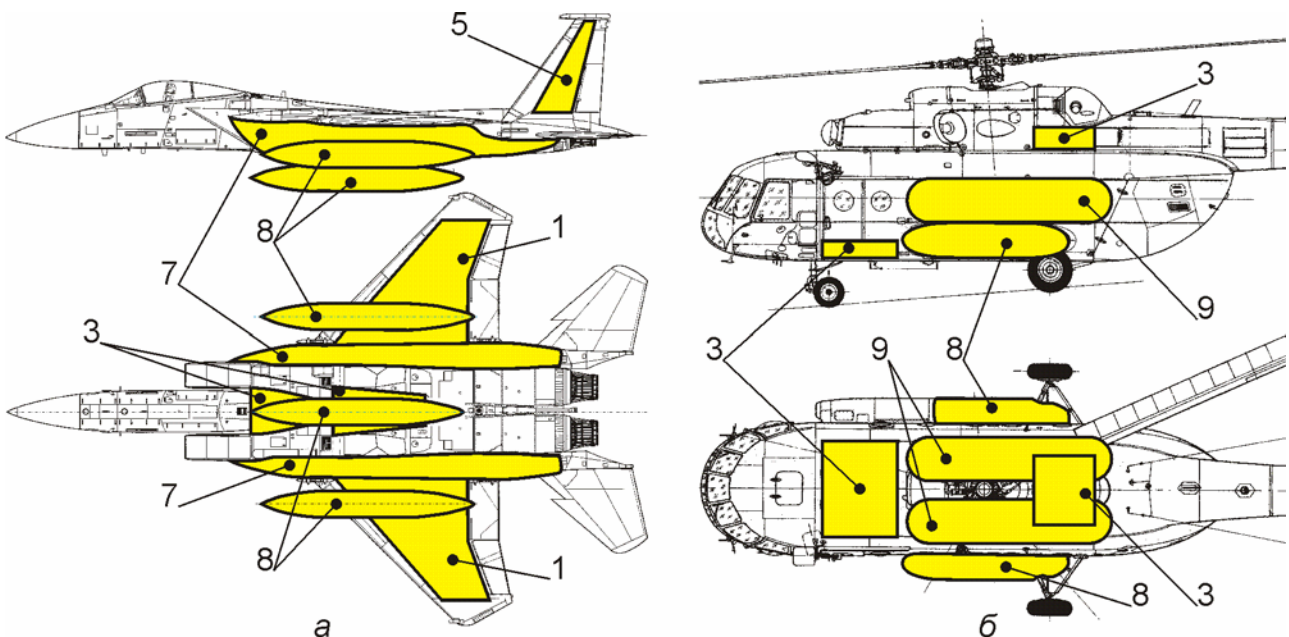


Рис. 3.2. Розміщення ПБ на маневрених літаках і вертольотах:

- 1 — консольні баки; 2 — центропланні баки; 3 — фюзеляжні баки; 4 — бак у стабілізаторі; 5 — кильовий бак; 6 — баки в гондолах шасі; 7 — конформні баки; 8 — підвісні баки; 9 — додаткові баки

Таке розміщення є вимушеним для збільшення дальності польоту вже існуючого літака, оскільки при цьому значно підвищується пожежна небезпека; крім того, завдяки фюзеляжним бакам зменшується об'єм багажних відсіків. Водночас завдяки простоті форми таких фюзеляжних баків часто спрощуються вироблення палива, вимірювання його кількості та дренаж. Фюзеляжні баки можуть бути легкознімними.

На маневрених літаках через малі товщини крила (а на вертольотах через його відсутність) велика частина палива зазвичай розміщується у фюзеляжних баках. Це істотно впливає на центрування ЛА, підвищує небезпеку вибуху та пожежі при аварійній посадці вертольотів.

Як зазначено раніше, у рідкому стані більш безпечними є палива з низькою здатністю до випаровування. Проте в умовах аварійних посадок це змінюється.

Експериментальні дослідження поведінки палива під час аварійних посадок ясно показують, що після випліскування із системи рідке паливо легко переходить у стан аерозолі. Реальні випробування показали, що **практично немає істотної різниці у займистості або швидкості поширення полум'я, навіть при порівнянні таких палив, як бензин і гас**. Таким чином, підвищена пожежна безпека, що є притаманною паливам з низькою випаровуваністю, у випадку аварійної посадки практично зводиться до нуля.

Ідеальна паливна система має повністю утримувати паливо як під час, так і після удару такої сили, яка відповідає або трохи перевищує верхню межу виживання людини. **Паливо має утримуватися, як би ні було пошкоджено основну конструкцію, незалежно від величини переміщень елементів паливної системи відносно конструкції ЛА**. Паливні баки відіграють найважливішу роль у вирішенні цієї проблеми.

Розміщення ПБ має розглядатися стосовно пасажирів і членів екіпажу, джерел займання та зон імовірного удару. Збільшення відстані між людьми та елементами ПС приводить до збільшення часу витoku у випадку пожежі, оскільки це знижує ймовірність потрапляння палива в заселену зону. Баки мають розміщуватися якомога далі від імовірних джерел займання. Хоча це не завжди можливо, баки не мають устатковуватися у відсіках двигунів або над ними, поблизу акумуляторів або інших основних джерел займання.

Очевидно, що ПБ, установлені у нижній частині фюзеляжу, можуть зіштовхнутися із землею на початковому етапі аварійної посадки й зазнати пошкоджень від каменів, пнів та інших нерівностей на землі. Тому хорошою практикою проектування є розміщення паливних баків вище в конструкції. Якомога більше елементів конструкції ЛА мають демпфірувати удар раніше, ніж баки зазнають безпосереднього контакту із перешкодами.

ПБ у крилі мають розміщуватися позаду переднього лонжерона, якомога далі від фюзеляжу, але не на кінцях крила. Якщо ПБ мають бути розміщені на кінцях крила, то необхідно розглянути можливість використання відривних або скидних кінцевих баків.

Якщо можна спрогнозувати, що конструкція, яка оточує бак, може сплющитися через стискувальні навантаження під час аварії, то мають бути передбачені зони розширення, у які бак та його вміст можуть зміститися.

Необхідно звернути увагу на те, що, коли відбувається руйнування конструкції в зоні бака, конструкція ЛА, що оточує баки, не має утворювати гострих різальних кромek та інших руйнівних елементів [18].

На деяких пасажирських літаках (А-310/330/340/380, В-747, MD-11) у **кесоні стабілізатора 4** може розміщуватися балансувальний бак, який

використовується для підтримання в польоті центрування, найбільш вигідного з огляду на зниження балансувальних втрат. Таким чином, удається знизити витрати палива й підвищити дальність польоту.

**Кільовий бак** 5 використовується на деяких літаках (Ил-62М, МиГ-25 та Ту-214) для забезпечення максимальної дальності польоту або як дренажний (F-111/18). Такий бак істотно впливає на центрування й підвищує пожежну небезпеку.

На деяких транспортних літаках (Ан-22) м'які ПБ розміщують у фюзеляжних **гондолах шасі** 6. При цьому зменшується вплив ПБ на центрування й підвищується пожежна небезпека (ПБ знаходяться зовні фюзеляжу). Крім того, такі баки мають форму, зручну для вироблення, паливовимірювання та дренажу.

Практично на всіх маневрених ЛА, а іноді й на транспортних і пасажирських, застосовуються **підвісні паливні баки** (ППБ) 8. Їх застосування є вимушеним заходом для збільшення дальності або тривалості польоту. На маневрених літаках ППБ — зазвичай скидні, що потребує забезпечення їх мінімальної вартості. На вертольотах же вони можуть бути основними баками. На літаках від одного до шести ППБ розміщують на підфюзеляжних або підкрильних пілонах, а також на кінцях крила. На вертольотах за відсутності крила ППБ кріпляться по одному із кожного боку фюзеляжу (Ми-2, Ми-6, Ми-8, Ми-10).

Різновидом зовнішніх баків є **конформні** 7 і **накладні** баки, що застосовуються на деяких маневрених літаках (МиГ-21СМТ, F-15Е, МиГ-29СМТ). Такі баки кріпляться до фюзеляжу без пілонів, що знижує аеродинамічний опір і зменшує навантаження на баки. Конформні ПБ встановлюються та знімаються тільки на землі.

Для збільшення перегінної дальності польоту ЛА або для передавання палива одержувачам іноді застосовуються **додаткові** баки 9, що встановлюються всередині вантажної кабіни (Ил-78, Ми-6, Ми-8, Ми-26, А-5, АН-64, В-1, С-2, СН-47, F-111, КС-130).

### **3.4. Конструктивні вимоги до вибору місця розміщення паливних баків**

Згідно з АП-25 (П25А-0) мають бути вжиті всі практично можливі конструктивні заходи для того, щоб на основі інженерних рішень мінімізувати ризик катастрофічних пошкоджень конструкції літака та його систем нелокалізованими уламками ротора двигуна. Зокрема, для паливної системи розглядається тільки можливість втрати значної кількості палива, а також потрапляння палива в кабіну або пожежонебезпечні відсіки. Під двигуном розуміють будь-який із основних двигунів і ДСУ, якщо дозволяється її робота в польоті.

При розгляді цієї вимоги припускається, що уламки ротора, які мають велику енергію, розлітаються приблизно в площині його обертання. На практиці відхилення від площини обертання беруть у межах  $\pm 5^\circ$  (рис. 3.3) [31].

Для виконання цієї вимоги застосовують такі рішення.

1. Найпростішим є осьове зміщення двигуна відносно паливних відсіків та утворення сухих відсіків у зоні руйнування ротора, під час руйнування яких не відбувається втрати палива.

2. Іноді змінюють межі ПБ із тим, щоб розмістити витратний бак, що містить запас палива для польоту протягом заданого часу після руйнування ротора, поза зоною його руйнування (А-340, А-380).

3. Керувальні клапани та трубопроводи розміщують поза цією зоною.

4. Ураховують вплив втрати палива, спричинений руйнуванням ротора, на зміщення центра мас (ЦМ) літака як уздовж осі  $x$ , так і вздовж осі  $z$ . Для цього об'єм паливного відсіку розділяють на окремі баки або встановлюють противідливні нервюри, що запобігають неконтрольованому перетіканню палива.

5. При цьому враховують можливе пошкодження елеронів уламками ротора. Таким чином, щоб не допустити втрати балансування літака, обмежують можливе бокове зміщення його ЦМ.

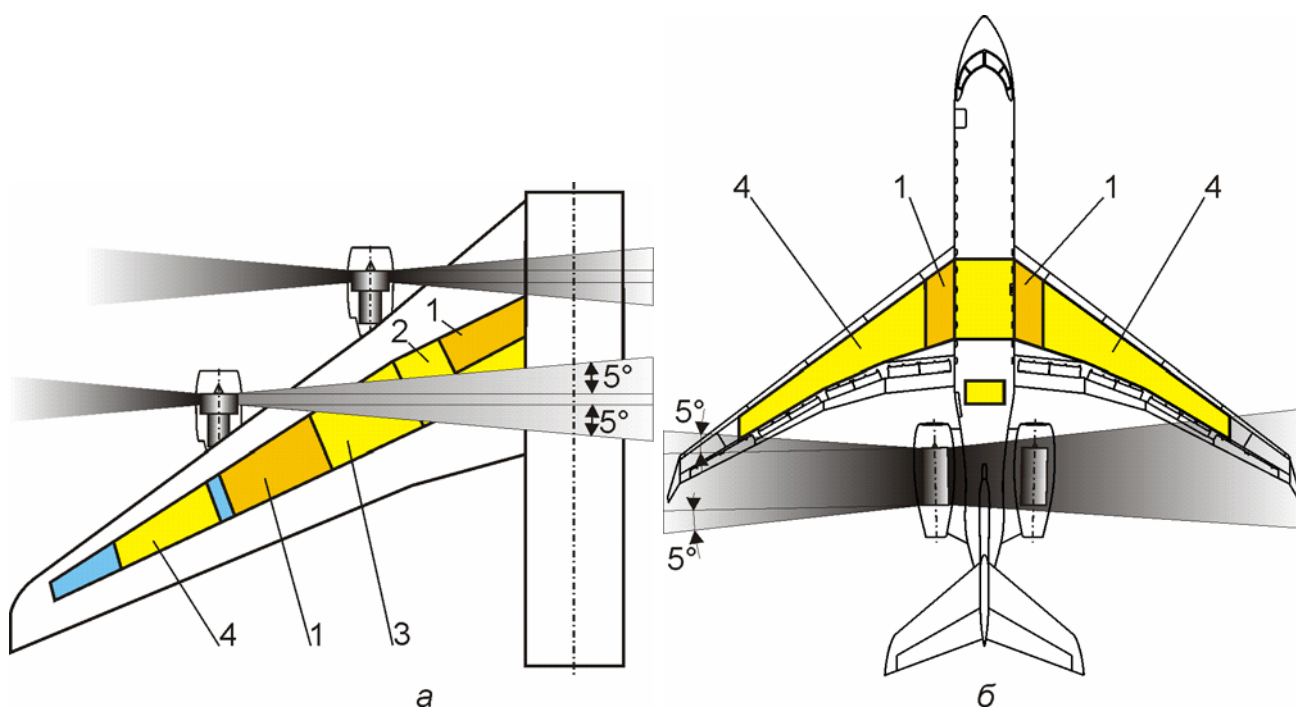


Рис. 3.3. Вплив нелокалізованого руйнування ротора двигуна на розміщення паливних баків:

а — двигуни під крилом (А-380);

б — двигуни у хвостовій частині фюзеляжу (Global Express);

1 — витратні баки; 2 — внутрішній бак; 3 — середній бак; 4 — зовнішні баки

### 3.5. Розрахунок наявного об'єму паливних баків та їх поділ на групи

Коли форму ЛА остаточно визначено, стає можливим визначити об'єм ПБ із високою точністю з допомогою 3D-моделей. Однак на ранніх стадіях проектування, коли ще немає таких моделей, необхідно оцінити об'єм ПБ для того, щоб прийняти рішення про його достатність для розміщення необхідного запасу палива на борту.

Для таких оцінних розрахунків наявного об'єму баків, розміщених у несних агрегатах (крилі, стабілізаторі або кілі), скористаємося такими припущеннями:

- 1) у межах паливного відсіку профіль агрегата є незмінним;
- 2) агрегат має трапецієподібну форму в плані, без зломів (наприклад, наявність напливу для прибирання шасі не впливає на форму бака);
- 3) лонжерони агрегата, що обмежують паливний відсік, розміщено вздовж твірних агрегата;
- 4) поперечний переріз паливного відсіку замінимо двома трапеціями, об'єднаними вздовж більших основ у місці максимальної товщини профілю агрегата (рис. 3.4).

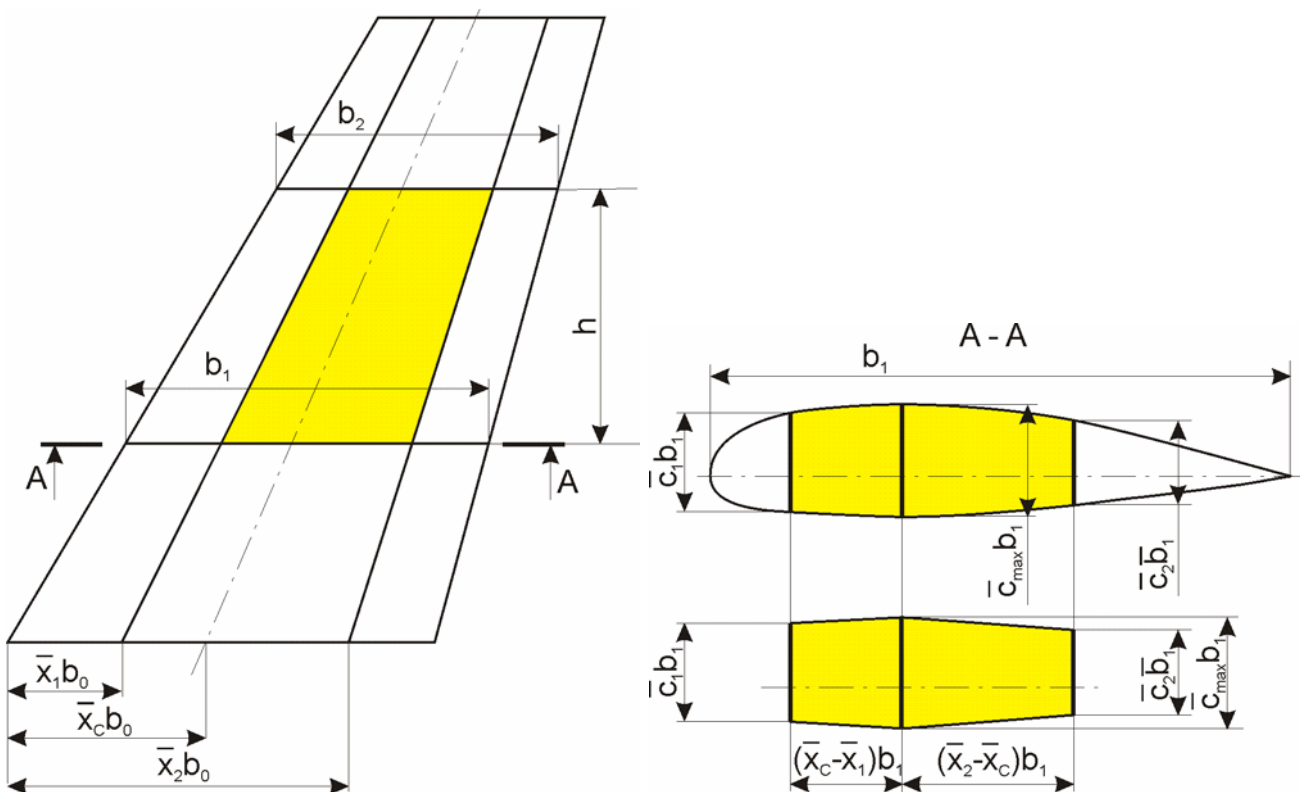


Рис. 3.4. Визначення об'єму паливного відсіку в несному агрегаті

Для визначення об'єму паливного відсіку скористаємося відомою формулою із елементарної стереометрії для об'єму зрізаної піраміди:

$$V = \frac{h}{3} (S_1 + \sqrt{S_1 S_2} + S_2), \quad (3.5)$$

де  $h$  — висота зрізаної піраміди, що дорівнює довжині паливного відсіку;  
 $S_1, S_2$  — площі її основ.

Останнє припущення дає можливість знайти площі основ, користуючись простою формулою для площі трапеції:

$$S_1 = \left[ \frac{\bar{c}_{\max} + \bar{c}_1}{2} (\bar{x}_C - \bar{x}_1) + \frac{\bar{c}_{\max} + \bar{c}_2}{2} (\bar{x}_2 - \bar{x}_C) \right] b_1^2 = Kb_1^2; \quad (3.6)$$

$$S_2 = \left[ \frac{\bar{c}_{\max} + \bar{c}_1}{2} (\bar{x}_C - \bar{x}_1) + \frac{\bar{c}_{\max} + \bar{c}_2}{2} (\bar{x}_2 - \bar{x}_C) \right] b_2^2 = Kb_2^2;$$

$$K = \frac{\bar{c}_{\max} + \bar{c}_1}{2} (\bar{x}_C - \bar{x}_1) + \frac{\bar{c}_{\max} + \bar{c}_2}{2} (\bar{x}_2 - \bar{x}_C), \quad (3.7)$$

де  $\bar{c}_{\max}, \bar{c}_1, \bar{c}_2$  — відносні товщини профілю агрегата: максимальна, по передньому та задньому лонжеронам відповідно;  $\bar{x}_C, \bar{x}_1, \bar{x}_2$  — відносні координати максимальної товщини профілю, переднього та заднього лонжеронів відповідно;  $b_1, b_2$  — хорди агрегата на торцях паливного відсіку;  $K$  — безрозмірний коефіцієнт.

Підставляючи формули (3.6) у вираз для об'єму паливного відсіку в одній консолі (3.5), отримаємо остаточну формулу

$$V_c = \frac{Kh}{3} (b_1^2 + b_1 b_2 + b_2^2). \quad (3.8)$$

Таким чином, для розрахунку об'єму паливного відсіку необхідно:

– на основі креслення загального вигляду ЛА, конструктивно-силової схеми та характеристик вибраного профілю задати геометрію паливного відсіку в несному агрегаті ( $\bar{c}_{\max}, \bar{c}_1, \bar{c}_2, \bar{x}_C, \bar{x}_1, \bar{x}_2, b_1, b_2, h$ );

– визначити коефіцієнт  $K$  за формулою (3.7);

– обчислити об'єм паливного відсіку за формулою (3.8).

Очевидно, що об'єм паливного відсіку в центроплані визначається формулою

$$V_0 = S_1 h_0 = Kb_1^2 h_0, \quad (3.9)$$

де  $h_0$  — ширина центроплана агрегата.

Тоді сумарний об'єм паливних відсіків в агрегаті

$$V_{\Sigma} = 2V_c + V_0.$$

### Поділ паливних відсіків на групи

У випадку проектування ЛА з одним двигуном усе паливо, що знаходиться на борту, буде використано в одному двигуні. Для ЛА з двома двигунами у більшості випадків паливо із лівої групи баків використовується для живлення лівого двигуна, а паливо із правої групи — правого. У таких випадках проблема поділу баків на групи не виникає з огляду на симетрію більшості ЛА.

Однак при проектуванні ЛА з трьома, чотирма або шістьма двигунами й використанні незалежного подання палива, часто необхідно поділити по-

вний об'єм паливних відсіків на три, чотири або шість відсіків однакового об'єму. Якщо все паливо розміщено у міжлонжеронній частині крила з урахуванням центроплана (а баки у фюзеляжі, стабілізаторі та кілі — спільні для всіх груп), то можна записати (рис. 3.5):

$$V_{\Sigma} = 2V_c + V_0 = A \left( \frac{V_0}{2} + V_z \right) \text{ або } V_z = \frac{2}{A} V_c + \frac{2-A}{2A} V_0, \quad (3.10)$$

де  $A$  — відношення сумарного об'єму паливних відсіків у крилі до об'єму кореневого паливного відсіку (що займає половину центроплана та кореневу ділянку консолі);  $V_0$  — об'єм паливного відсіку в центроплані;  $V_z$  — об'єм кореневого паливного відсіку;  $V_{\Sigma}$  — сумарний об'єм паливних відсіків у крилі;  $V_c$  — об'єм паливного відсіку в одній консолі.

Користуючись формулами (3.8) і (3.9), отримаємо

$$\frac{Kz}{3} (b_1^2 + b_1 b(z) + b^2(z)) = \frac{2Kh}{A} \frac{1}{3} (b_1^2 + b_1 b_2 + b_2^2) + \frac{2-A}{2A} K b_1^2 h_0, \quad (3.11)$$

де  $z$  — відстань від кореневої хорди до перерізу, що поділяє консоль крила в потрібному співвідношенні об'ємів, шукана змінна;  $b(z)$  — хорда крила на відстані  $z$  від кореневої хорди.

Позначимо:  $\eta = b_1/b_2$  — звуження крила в зоні паливного відсіку;  $\bar{h}_0 = h_0/h$  — відносна ширина центроплана;  $\bar{z} = z/h$  — відносна відстань від кореневої хорди до перерізу, що поділяє консоль крила в потрібному співвідношенні об'ємів. Тепер поділимо обидві частини рівняння (3.11) на  $hb_2^2$ :

$$\bar{z} (\eta^2 + \eta \bar{b}(\bar{z}) + \bar{b}^2(\bar{z})) = \frac{2}{A} (\eta^2 + \eta + 1) + \frac{3(2-A)}{2A} \eta^2 \bar{h}_0, \quad (3.12)$$

де  $\bar{b}(\bar{z}) = b(z)/b_2 = \eta - (\eta - 1)\bar{z}$  — відношення хорди крила на відстані  $z$  від кореневої хорди до хорди крила в кінцевому перерізі паливного відсіку.

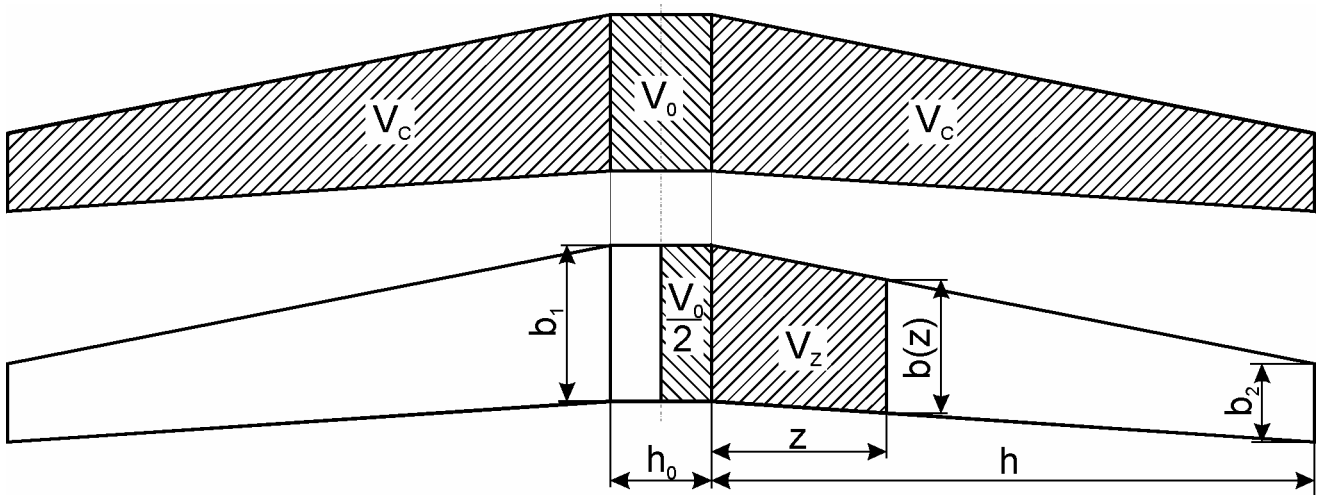


Рис. 3.5. Схема поділу паливних відсіків на групи

Підставляючи вираз для  $\bar{b}(\bar{z})$  у (3.12), отримаємо кубічне рівняння відносно  $\bar{z}$ :



$$\bar{z}^3 - \frac{3\eta}{\eta-1}\bar{z}^2 + \frac{3\eta^2}{(\eta-1)^2}\bar{z} - \frac{4(\eta^2 + \eta + 1) + 3(2-A)\eta^2\bar{h}_0}{2A(\eta-1)^2} = 0.$$

Виконуючи підстановку  $\bar{z} = y + \frac{\eta}{\eta-1}$ , перейдемо до зведеного кубічного рівняння, розв'язок якого є очевидним:

$$y^3 = \frac{4(\eta^2 + \eta + 1) + 3(2-A)\eta^2\bar{h}_0}{2A(\eta-1)^2} - \frac{\eta^3}{(\eta-1)^3}.$$

Повертаючись до змінної  $\bar{z}$ , отримуємо відносну відстань:

$$\bar{z}_A = \frac{1}{\eta-1} \left[ \eta - \sqrt[3]{\frac{(2A-4)\eta^3 + 4 + 3\bar{h}_0(A-2)\eta^2(\eta-1)}{2A}} \right]. \quad (3.13)$$

Тоді абсолютна відстань від кореневої хорди до лінії, що поділяє паливний відсік у потрібному співвідношенні об'ємів, визначається так:

$$z_A = \frac{h}{\eta-1} \left[ \eta - \sqrt[3]{\frac{(2A-4)\eta^3 + 4 + 3\bar{h}_0(A-2)\eta^2(\eta-1)}{2A}} \right]. \quad (3.14)$$

Тепер можна отримати із загальної формули (3.13) часткові співвідношення для ЛА із чотирма двигунами ( $A = 4$ ) (рис. 3.6), ЛА із трьома двигунами та кореневого бака ЛА із шістьма двигунами ( $A = 6$ ) (рис. 3.7, а) і зовнішнього бака ЛА із шістьма двигунами ( $A = 3$ ) (рис. 3.7, б):

$$\bar{z}_4 = \frac{1}{\eta-1} \left[ \eta - \sqrt[3]{\frac{\eta^3 + 1 + 1.5\bar{h}_0\eta^2(\eta-1)}{2}} \right]; \quad \bar{z}_6 = \frac{1}{\eta-1} \left[ \eta - \sqrt[3]{\frac{2\eta^3 + 1 + 3\bar{h}_0\eta^2(\eta-1)}{3}} \right];$$

$$\bar{z}_3 = \frac{1}{\eta-1} \left[ \eta - \sqrt[3]{\frac{\eta^3 + 2 + 1.5\bar{h}_0\eta^2(\eta-1)}{3}} \right]. \quad (3.15)$$

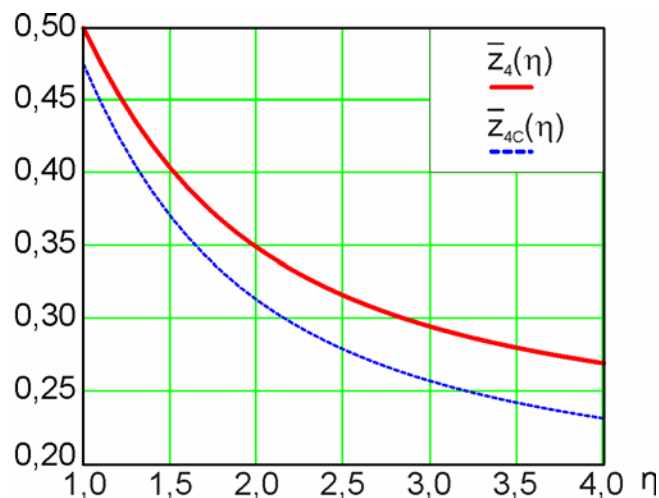


Рис. 3.6. Відносна відстань від кореневої хорди до лінії, що поділяє паливний відсік на два однакових об'єми (суцільна лінія — без центроплана  $\bar{h}_0 = 0$ ; пунктирна лінія — із центропланом  $\bar{h}_0 = 0,1$ )

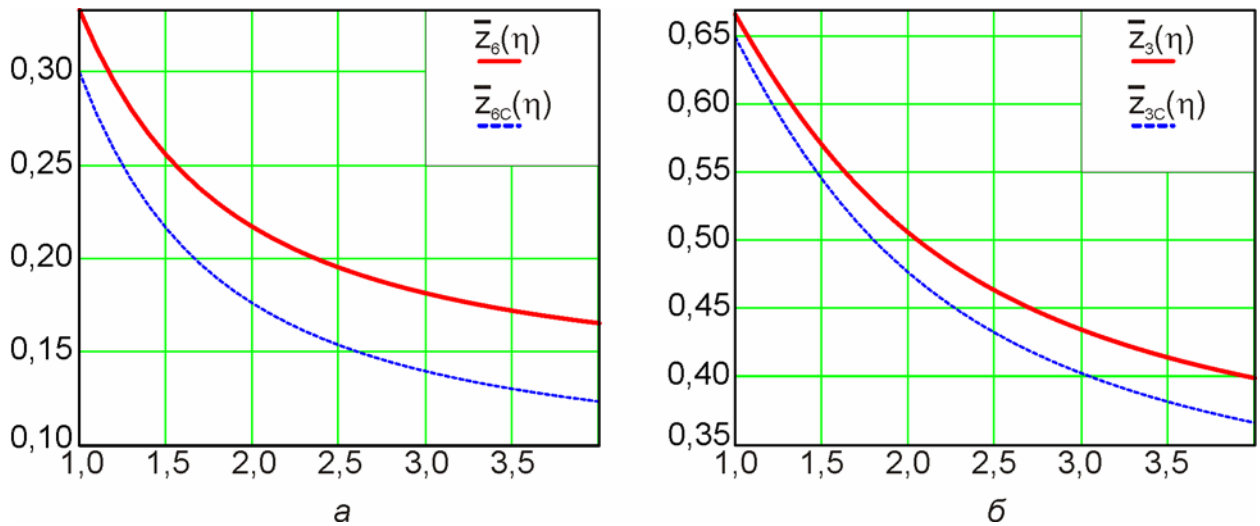


Рис. 3.7. Відносна відстань від кореневої хорди до лінії, що поділяє паливний відсік на три однакових об'єми (суцільна лінія — без центроплану  $\bar{h}_0 = 0$ ; пунктирна лінія — із центропланом  $\bar{h}_0 = 0,1$ ): а — для кореневого бака; б — для зовнішнього бака

Для випадку прямокутної консолі ( $\eta = 1$ ) маємо невизначеність вигляду  $0/0$ , розкриваючи яку, отримуємо

$$\bar{z}_A = \frac{4 - (A - 2)\bar{h}_0}{2A}. \quad (3.16)$$

На рис. 3.8 показано приклад застосування формул (3.15) для випадку  $\eta = 2$ ,  $\bar{h}_0 = 0,1$ .

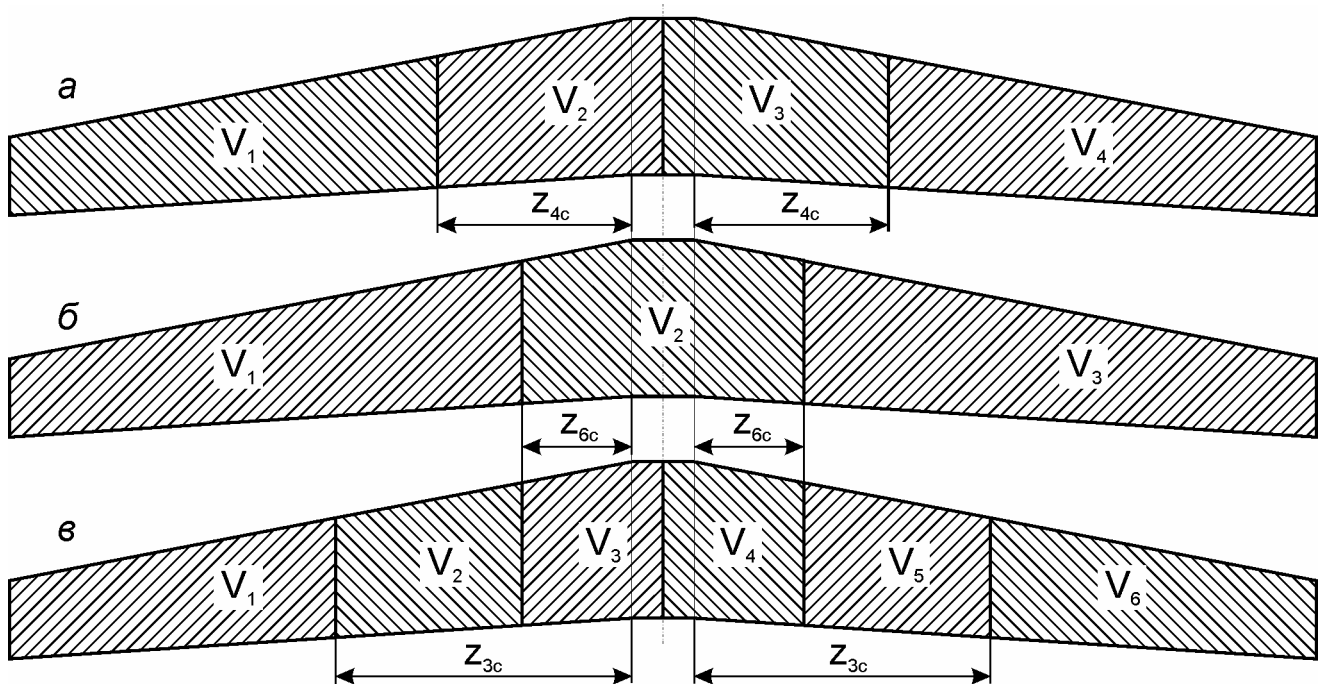


Рис. 3.8. Приклад застосування формул (3.15) для ЛА: а — із чотирма двигунами; б — із трьома двигунами; в — із шістьма двигунами

### 3.6. Зміщення ЦМ ЛА, спричинене перетіканням палива

Зміна кута тангажу ЛА спричиняє перетікання палива із зон бака, що стали верхніми, у зони, що стали нижніми в новому положенні ЛА. На стрілоподібних крилах це також приводить до перетікання палива вздовж осі ЛА і, отже, зміщення ЦМ ЛА. Крен також спричиняє перетікання палива, але, з огляду на короткочасність таких положень ЛА, це перетікання впливає тільки на перехідні процеси. Для прикладу розглянемо крило з одним баком у кожній консолі (рис. 3.9).

Для низькопланів характерним є позитивне поперечне  $V$  крила, при якому в крейсерському положенні паливо починає вироблятися із задніх зон баків (що є верхніми), що приводить до зміщення ЦМ уперед. Однак при великих додатних кутах тангажу можливим є перетікання палива назад, унаслідок чого відповідно зміщується ЦМ, що може спричинити неприпустиме зниження запасу статичної стійкості літака (рис. 3.9, а).

На верхньопланах із негативним поперечним  $V$  крила паливо починає вироблятися з кореневих (передніх) частин баків, унаслідок чого ЦМ ЛА зміщується назад. При від'ємних кутах тангажу паливо перетікає в передні зони баків, зміщуючи ЦМ уперед (рис. 3.9, б). У цьому випадку запас статичної стійкості збільшується, одночасно з цим виникає пікувальний момент, що утруднює керування літаком.

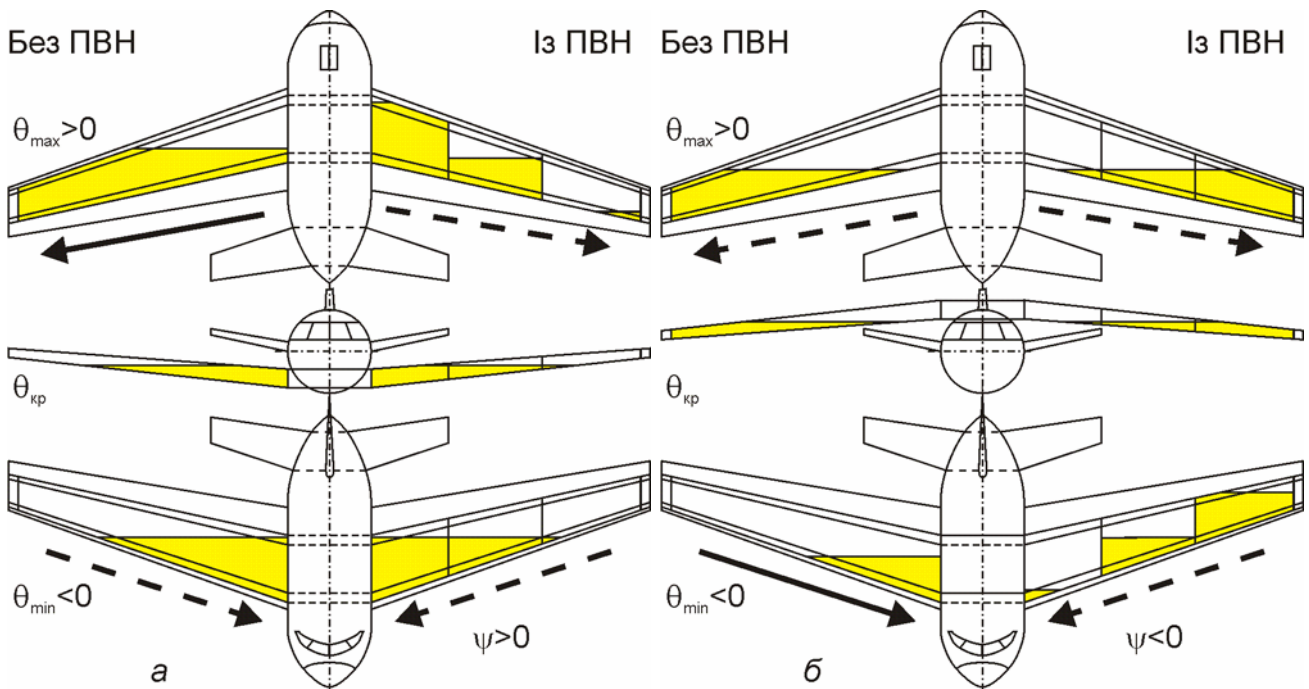


Рис. 3.9. Положення палива за відсутності (зліва) і наявності (справа) противідливних нервюр на низькоплані (а) і верхньоплані (б)

Для зниження впливу перетікання палива на положення ЦМ ЛА у крилових баках установлюють **противідливі нервюри** (ПВН) (рис. 3.10), що являють собою герметизовані перегородки зі зворотними клапанами (ЗК), що пропускають паливо тільки вниз: при позитивному поперечному  $V$  — у кореневу частину бака; при негативному  $V$  — у кінцеву зону.

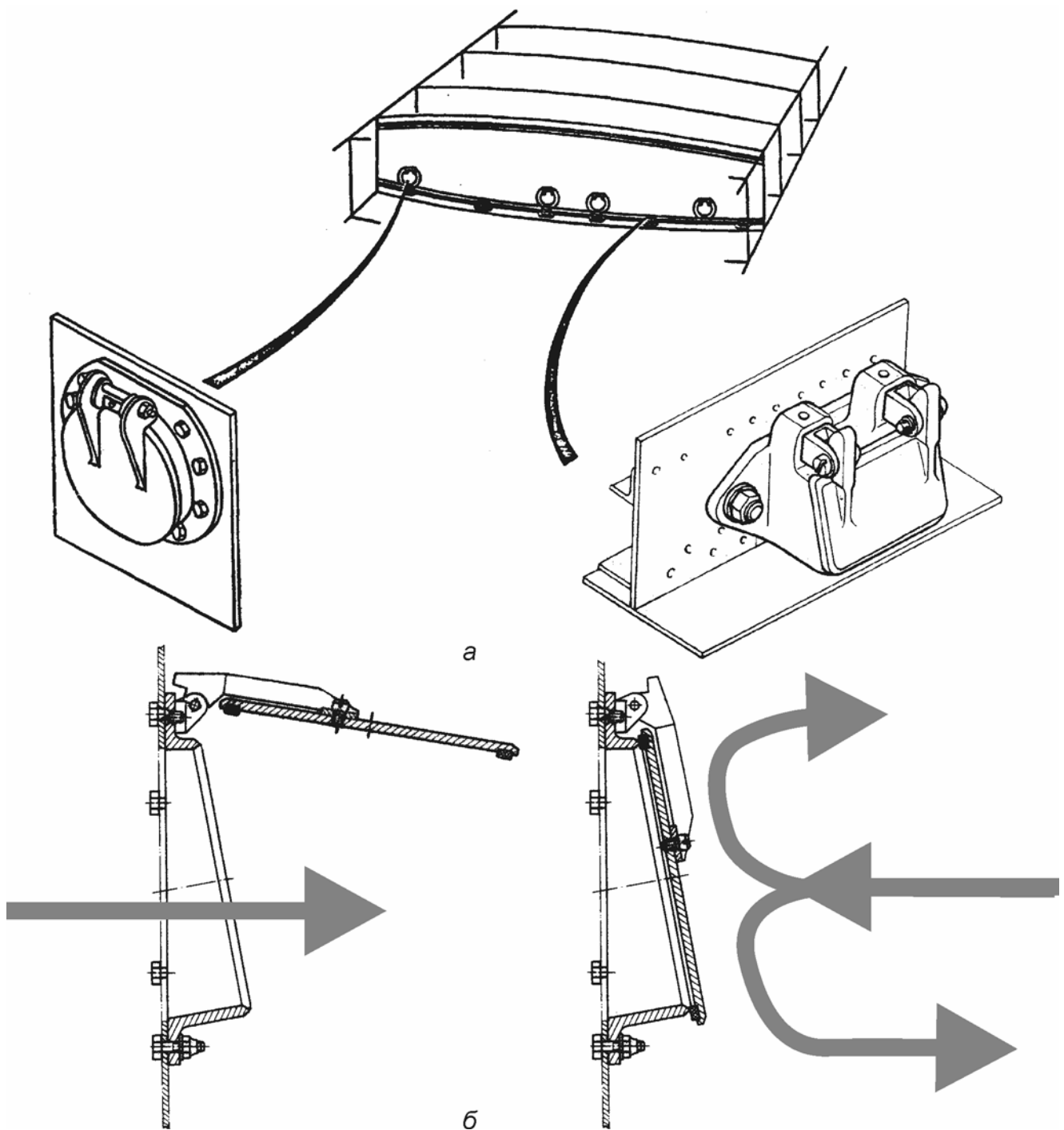


Рис. 3.10. Протівідливна нервюра (а) і робота зворотного клапана (б)

Таким чином, по-перше, вдається значно обмежити зміщення ЦМ літаків назад на низькопланах (рис. 3.11, а) і вперед на верхньопланах (рис. 3.11, б), що позитивно позначається на їх стійкості та керованості. По-друге, ПВН сприяють безперебійній роботі паливних насосів, запобігаючи відливанню палива від їх робочих коліс.

Водночас ПВН значно ускладнюють конструкцію системи вимірювання кількості палива. Оскільки їх установлення потребує роздільного вимірювання рівня (і розрахунку об'єму) палива в кожному із відсіків, на які вони поділяють єдиний бак. Це призводить до збільшення необхідної кілько-

сті паливомірів, електричних проводів, лючків для доступу та в кінцевому підсумку — маси системи.

Незважаючи на цей недолік, ПВН широко застосовуються на дозвуківих неманеврених літаках. Кількість таких нервюр в одному баці може становити від однієї до п'яти-шести. Зі збільшенням кількості ПВН зміщення ЦМ зменшується, однак збільшення їх кількості понад три вже значно менше звужує діапазон зміщення ЦМ.

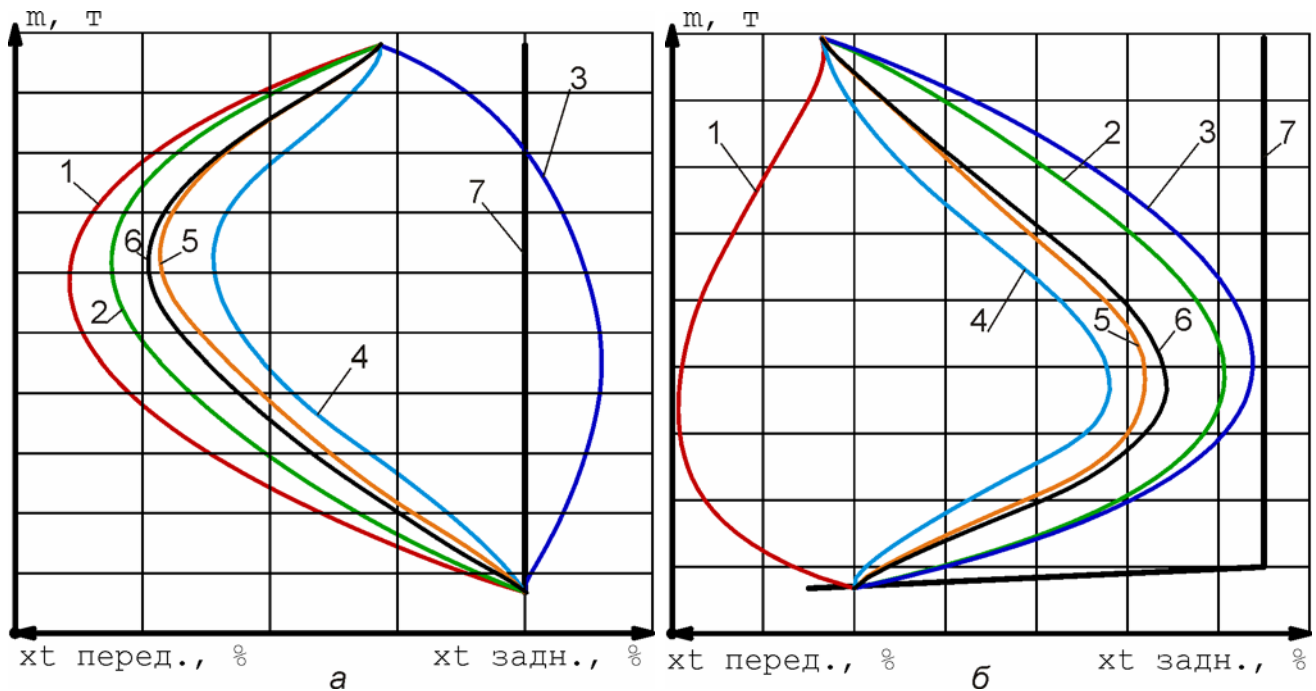


Рис. 3.11. Зміщення ЦМ літака з одним ПБ у кожній консолі крила, спричинене перетіканням палива:

а — при позитивному поперечному  $V$ : 1 — мінімальний кут тангажу; 2 — крейсерський кут тангажу; 3 — максимальний кут тангажу без ПВН; 4 — максимальний кут тангажу з однією ПВН; 5 — максимальний кут тангажу з двома ПВН; 6 — максимальний кут тангажу з трьома ПВН; 7 — граничне заднє центрування;  
 б — при негативному поперечному  $V$ : 1 — мінімальний кут тангажу без ПВН; 2 — крейсерський кут тангажу; 3 — максимальний кут тангажу; 4 — мінімальний кут тангажу з однією ПВН; 5 — мінімальний кут тангажу з двома ПВН; 6 — мінімальний кут тангажу з трьома ПВН; 7 — граничне заднє центрування

### 3.7. Залишок, що не виробляється, витратні відсіки

Більшість ПБ, що використовуються на сучасних ЛА, мають форму, украй незручну для вироблення палива, що спричинено формою агрегатів, де їх розміщено. Так, крилові ПБ зазвичай мають практично плоске дно, що призводить до появи залишку палива, що не виробляється. Найбільші проблеми спостерігаються за відсутності поперечного  $V$  крила або в центропланних баках. Стрингери, нервюри, середні лонжерони, нижні панелі змінної товщини також сприяють збільшенню залишку, що не виробляється.

ся. Крім того, необхідно враховувати вплив кута тангажу на положення палива в баках (див. рис. 3.9).

**Залишок, що не виробляється**, по-перше, зменшує запас використуваного палива на борту, що скорочує дальність (або час) польоту, та, по-друге, є зайвою масою, що спричиняє додатковий опір, на перевезення якої витрачається додаткове паливо.

Для зменшення залишку, що не виробляється, тобто для забезпечення безперешкодного перетікання палива, залишають проміжок між нерв'юрами та нижніми панелями, виконують спеціальні отвори у стрингерах (або ребрах монолітних панелей).

Іншим шляхом зменшення залишку, що не виробляється, є створення **витратних відсіків**. Ці відсіки являють собою невеликі за об'ємом зони ПБ, відділені противідливними нерв'юрами та (або) поздовжніми перегородками, які підтримуються повними, поки є паливо у решті частини ПБ. Іноді наявними є навіть передвитратні відсіки між основною частиною бака та витратними відсіками.

Для підтримання витратних відсіків повними зазвичай установлюють **струминні насоси внутрішньобакового перекачування** (рис. 3.12), які являють собою ежектори, що живляться паливом (яке називають **активним паливом**) від перекачувальних або підкачувальних насосів і характеризуються відносно низьким ККД і високою надійністю (оскільки їх відмова може бути спричинена хіба що забиванням сопла домішками, кристалами льоду або палива). Іноді для цих цілей можуть установлюватися й відцентрові насоси.

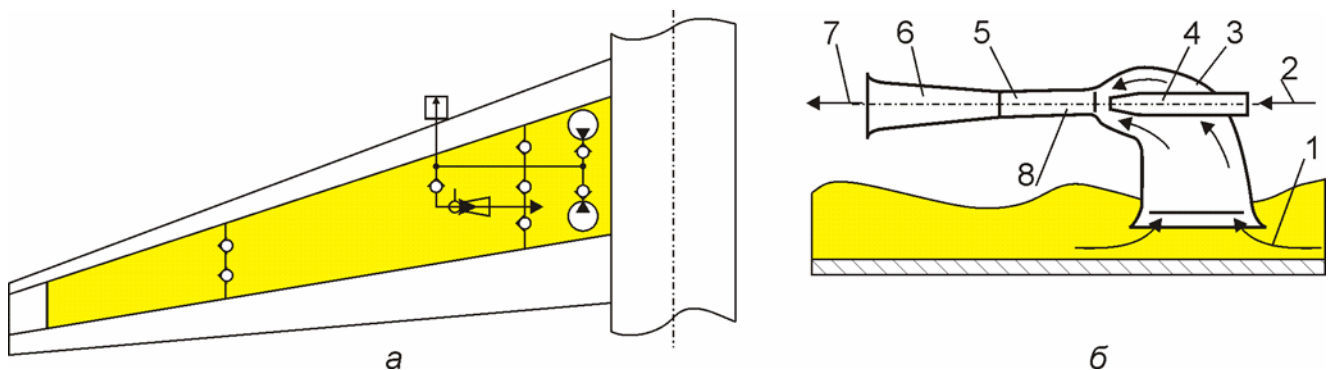


Рис. 3.12. Витратний відсік із системою внутрішньобакового перекачування (а) і струминний насос (б): 1 — вхід палива, що перекачується; 2 — вхід активного палива; 3 — корпус; 4 — сопло; 5 — змішувач; 6 — дифузор; 7 — вихід палива; 8 — камера змішування

Усередині витратних відсіків зазвичай установлюють два насоси: один у передній, інший у задній нижніх точках бака (рис. 3.13, а). Крім підвищення надійності та живучості (такі насоси зазвичай живляться від різних електричних шин або мають різний тип приводу) це дає змогу виробляти паливо за наявності значних кутів тангажу. Іноді самі насоси можуть

розміщатися віддалено (наприклад, на задньому лонжероні крила або в іншому баці), а всмоктування палива здійснюється через забірний патрубок (рис. 3.13, б). Такий спосіб устанавлення дає змогу уникнути вирізів у нижніх панелях крила для доступу до насосів, а також вивести силову електричну проводку із бака. Його недоліком є зниження висотності насосу з огляду на підсмоктування палива через довгий трубопровід.

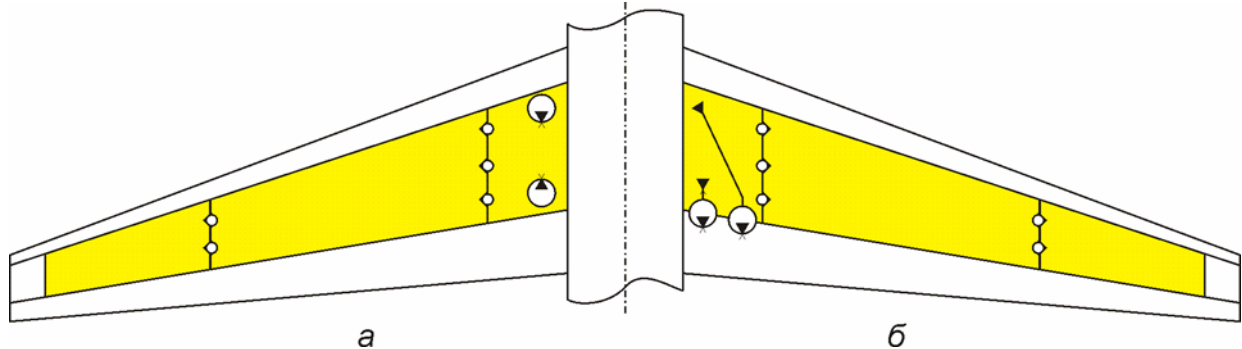


Рис. 3.13. Схема встановлення насосів

### 3.8. Способи боротьби із водою в паливі

Для зниження шкідливого впливу води на роботу двигунів та елементів ПС застосовуються кілька способів: устанавлення зливних клапанів, струминних насосів для перемішування палива, датчиків вільної води, пристроїв розділення повітря на основі напівпроникних мембран, а також додавання в паливо противодокристалізаційних присадок.

Через **зливні клапани** в нижніх точках баків (а також фільтрів, насосів тощо) наземний персонал може злити воду, що осіла, перед черговим польотом. На деяких надважких літаках є навіть **система централізованого зливання відстою** (див. підрозд. 4.5), що значно спрощує цю процедуру. Однак для осідання дрібних крапельок води потребується досить великий час (більше доби), що цілком неприпустимо в умовах високої інтенсивності експлуатації авіаційної техніки.

Тому на багатьох сучасних літаках устанавлено невеликі **струминні насоси** (див. рис. 3.12, б), що подають паливо із нижніх точок бака на вхід підкачувальних насосів. Таким чином, у польоті (при ввімкнених насосах) вода не відстоюється, а постійно перемішується й подається в двигун у вигляді дрібних крапельок, що виключає потрапляння води в двигун у великих концентраціях (ГТД має стійко працювати при концентрації води в паливі до 0,06 %) [31].

Для запобігання утворенню льоду в паливо (під час виробництва, перед заправленням або в польоті) можуть додаватися **противодокристалізаційні присадки** (див. підрозд. 2.3, 5.2).

На багатьох сучасних літаках (С-17, F-22, В-787, RRJ) замість відкритої дренажної системи використовується **система нейтрального газу**

на основі напівпроникних мембран (див. підрозд. 8.3.6), завдяки чому різко зменшується кількість води, що проникає в ПБ через дренажну систему.

Нарешті, на сучасних ЛА передбачено **датчики вільної води**, що сигналізують про наявність неприпустимої кількості вільної води поблизу насосів (див. підрозд. 9.2.7).

### 3.9. Склад і класифікація паливних баків

Паливні баки, загалом кажучи, можуть містити: оболонку, перегородки для жорсткості (діафрагми), вузли кріплення, захисний протектор та арматуру паливних баків (залитну горловину, штуцер живлення, витратні відсіки, штуцери дренажу або наддування, кран зливання відстою, штуцер аварійного зливання, паливоміри, насоси, елементи металізації). Щоб уникнути вибуху пари палива, у баки можуть установлюватися пінополіуретанові вставки, пориста структура яких перешкоджає поширенню вогню, або баки можуть заповнюватися нейтральним газом із відповідної системи (див. підрозд. 8.3).

Конструкція оболонки, перегородок і вузлів кріплення є різною для різних типів баків, тому розглядається окремо.

Класифікацію ПБ за конструкцією показано на рис. 3.14.

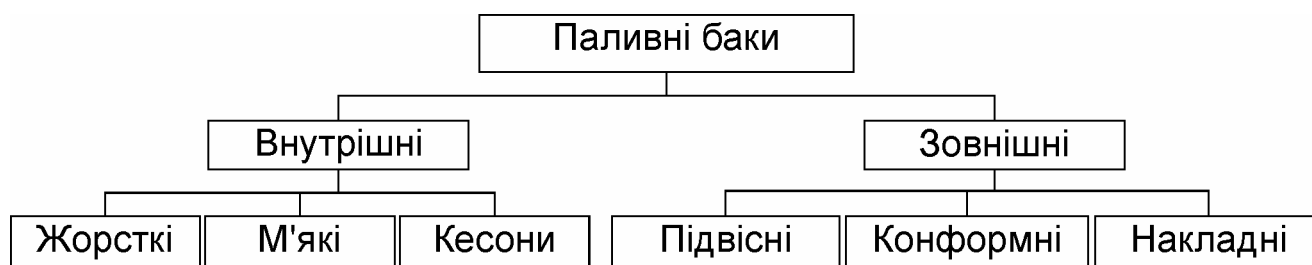


Рис. 3.14. Класифікація ПБ

**Внутрішніми** називаються баки, розміщені всередині конструкції планера ЛА, **зовнішніми** — баки, що кріпляться зовні, вони можуть бути скидними (що є типовим для ЛА військового призначення) або нескридними (що застосовуються на ЛА різного призначення).

Історично першими почали застосовуватися **жорсткі** ПБ, що являють собою зазвичай зварну герметичну металеву посудину, підкріплену перегородками. Під час Великої Вітчизняної війни такі баки були практично повсюдно витіснені **м'якими** ПБ — гнучкими багат шаровими оболонками, які встановлено у жорсткий металевий контейнер. Згодом у несних поверхнях і їх було замінено на **кесон-баки** — герметизовані відсіки планера ЛА.

**Підвісні** ПБ являють собою зручнообтічні жорсткі ПБ, що підвішені зовні. **Конформні** та **накладні** ПБ відрізняються від підвісних тільки способом кріплення до ЛА — по контуру баків.



### 3.10. Кесон-баки

Кесон-баки являють собою герметизовані відсіки планера ЛА. Такі баки використовуються практично на всіх сучасних літаках при розташуванні палива в крилі й оперенні. На деяких військових літаках вони також використовуються у фюзеляжі.

Кесон-баки дають змогу найбільш повно використати для розміщення палива виділений об'єм у планері (рис. 3.15), оскільки вони не потребують проміжку між зовнішньою обшивкою й оболонкою ПБ (для стрингерів і поясів нервюр).

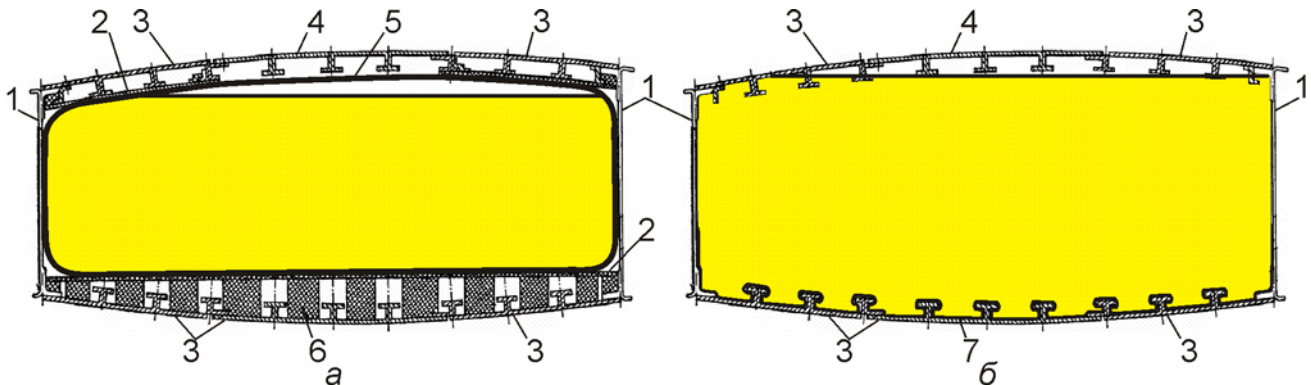


Рис. 3.15. Заповнення корисного об'єму:

а — м'яким баком; б — кесон-баком; 1 — лонжерони; 2 — склотекстолітовий контейнер; 3 — незнімні панелі; 4 — знімна панель; 5 — м'який бак; 6 — пінопластові бобишки; 7 — герметик

Кесон-баки мають мінімальну масу через відсутність спеціальної оболонки ПБ, функції якої виконують наявні елементи конструкції (стілки лонжеронів, панелі обшивки, стінки нервюр).

На відміну від м'яких та особливо жорстких баків, кесон-баки не потребують великих вирізів (рис. 3.16) для обслуговування.

Розміри вирізів визначаються не розмірами бака, а розмірами елемента ПС, який потрібно обслуговувати, або розмірами людини (які є набагато меншими від розмірів баків сучасних літаків). Як відомо, вирізи послаблюють конструкцію планера й потребують затрат маси на її посилення.

У сучасних конструкціях кришки люків у силових панелях відкриваються всередину й притискаються зовнішніми обичайками. Такий спосіб дає змогу уникнути поперечних стиків у панелях, які й визначають ресурс крила. Витягнута вздовж розмаху овальна форма вирізу також сприяє збільшенню ресурсу.

Водночас кесон-баки зазнають аеродинамічних, вібраційних і теплових впливів зовнішнього середовища, оскільки нічим не захищені від нього.

Такі баки мають низьку бойову живучість, що потребує додаткових заходів (і затрат маси) для її підвищення.

Як уже було сказано, для мінімізації залишку палива, що не виробляється, у кесон-баках використовуються отвори для перетікання палива, що

виконані у стрингерах або шпангоутах; нервюри зазвичай не доходять до нижніх панелей, утворюючи проміжок для перетікання (рис. 3.17).

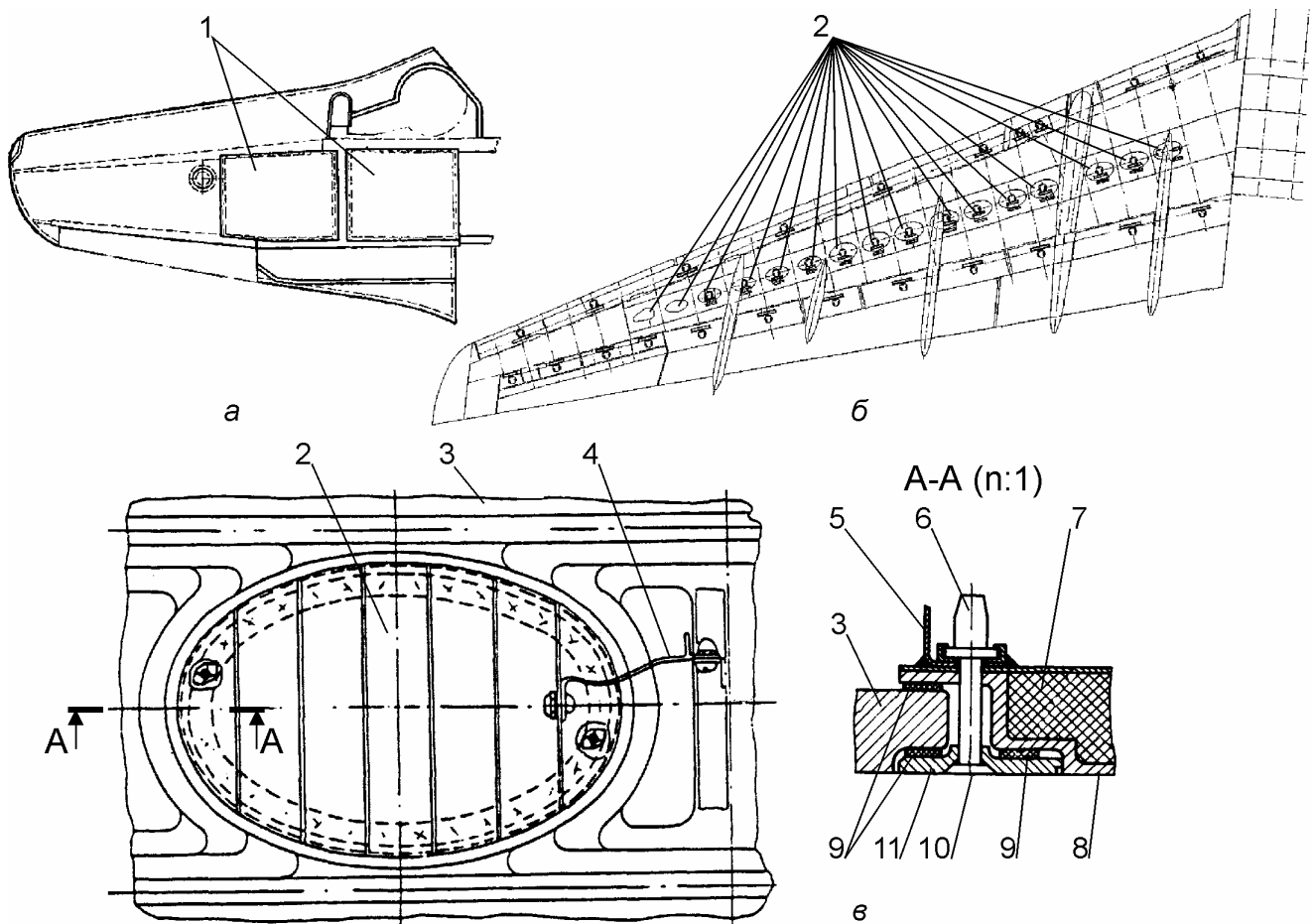


Рис. 3.16. Люки для доступу до жорстких баків (а) і кесон-баків (б, в):

1 — кришки люків для встановлення жорстких баків; 2 — кришки люків для доступу до елементів ПС усередині кесон-бака; 3 — панель; 4 — металізація; 5 — окантовка кришки; 6 — плавальна анкерна гайка; 7 — заповнювач; 8 — внутрішня кришка; 9 — ущільнення; 10 — болт; 11 — зовнішня окантовка

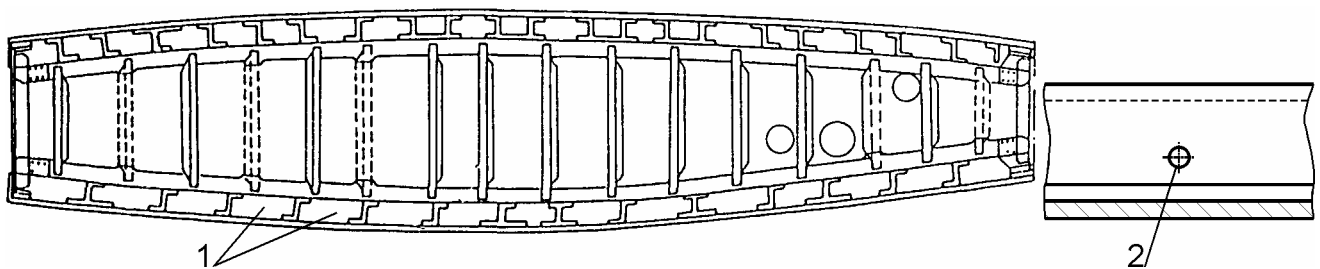


Рис. 3.17. Проміжок між нервюрами й обшивкою (1) та отвори у стрингерах (2) для перетікання палива

Процес **герметизації** кесон-баків під час їх виробництва й ремонту є складним (з огляду на труднощі доступу всередину) і шкідливим для здоров'я робочих (при використанні шкідливих герметиків потрібен захист органів дихання, особливо у стиснених об'ємах). Під час конструювання кесон-баків застосовують три види герметизації: позашовну, внутрішньошовну й поверхневу (рис. 3.18).

**Позашовна герметизація** полягає в нанесенні джгутика із пастоподібного герметика по контуру вже з'єднаних деталей або в нанесенні кистю покриття на головки встановлених кріпильних деталей (герметизація головок). Позашовна герметизація застосовується для покриття з'єднань уздовж нервюр, стрингерів, стінок бака та лонжеронів, а також для герметизації меж рознімів у стінках і кутах баків.

**Внутрішньошовна герметизація** здійснюється шляхом нанесення пастоподібного герметика на сполучні поверхні деталей перед складанням, наприклад стрингерів та обшивки, стінок і поясів лонжерона. Внутрішньошовна герметизація виконує декілька функцій. Як основна герметизація вона використовується між поверхнями, де є не вигідним використання герметичних кріпильних деталей і джгутиків. Внутрішньошовна герметизація навколо кріпильних деталей запобігає потраплянню палива в зону кріпильних деталей, але не герметизує кріпильні елементи повністю, тому їх необхідно герметизувати додатково.

Внутрішньошовна герметизація в основному використовується в зонах, які важко або неможливо герметизувати після складання, вона також часто використовується як **ізолювальна герметизація** між поясами переднього або заднього лонжеронів та обшивкою крила. При цьому вздовж поясів лонжеронів утворюються окремі зони. Таким чином, течія палива вздовж пояса лонжерона ізолюється між герметизацією, що запобігає течії палива вздовж полки, робить її помітною та спрощує ремонт. Ізолювальну герметизацію застосовують тільки в сухих зонах, тобто позаду елементів, які забезпечують основну герметизацію та мають запобігти потраплянню палива в ці зони [160].

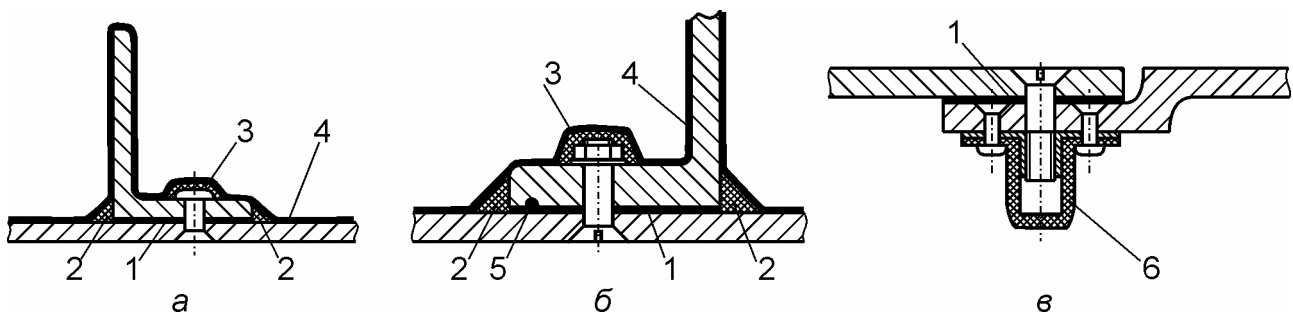


Рис. 3.18. Типова герметизація в кесон-баці:

а — нютового з'єднання; б — болтового з'єднання; в — анкерної гайки; 1 — внутрішньошовна герметизація; 2 — позашовна герметизація джгутиком; 3 — позашовна герметизація кистьовим покриттям; 4 — поверхнева герметизація; 5 — канавка; 6 — гумовий ковпачок

В особливо відповідальних випадках герметик може зашприцьовуватися в спеціальні канавки, розміщені по контуру сполучних поверхонь деталей, наприклад поясів лонжеронів та обшивки. Отвори, підсічки, канавки та інші порожнини, які утворюються під час складання у стінках паливних баків, зазвичай також зашприцьовують герметиком. Такий зашприцьований герметик може використовуватися для забезпечення суцільної герме-

тизації в місцях, де позашовна герметизація переривається конструктивними елементами. Такі порожнини вздовж швів мають бути повністю заповнені герметиком для забезпечення додаткової герметизації позаду основної позашовної герметизації. Порожнини й канавки великого перерізу заповнюються ущільненнями (скловолокном, просоченим герметиком) для підвищення міцності герметизації.

**Герметизація при складанні** використовується для заповнення порожнин у конструкції баків, які неможливо згодом заповнити зашприцюванням. Ці порожнини заповнюються герметиком перед установленням деталей, що складаються.

**Поверхнева герметизація** виконується шляхом поливання (іноді багаторазового) рідким герметиком внутрішньої поверхні кесон-бака. Поверхнева герметизація використовується також для захисту від корозії, при цьому герметиком покриваються зони ймовірного накопичення води (нижні панелі й нижні частини стінок нервюр і лонжеронів).

Для герметизації паливних відсіків використовуються такі **герметики**, як УЗ0МЭС5М, УЗ0-ЭМС, УТ-32, Виксинт У-2-28.

У теперішній час значного поширення набули **кріпильні деталі з радіальним натягом**, що забезпечують герметичність без герметика. Наприклад, при клепанні звичайними нютами радіальний натяг утворюється тільки в зоні замикальної голівки (рис. 3.19, а). При клепанні нютами із компенсатором радіальний натяг утворюється практично з усієї товщини пакета (рис. 3.19, б). Застосовуються різні типи компенсаторів (точкові, корончасті, плоскі). Саме радіальний натяг надає герметичності нютовому з'єднанню. Завдяки застосуванню таких нютів знижуються маса, трудомісткість і час виготовлення агрегатів, скорочується застосування у виробництві шкідливих герметиків.

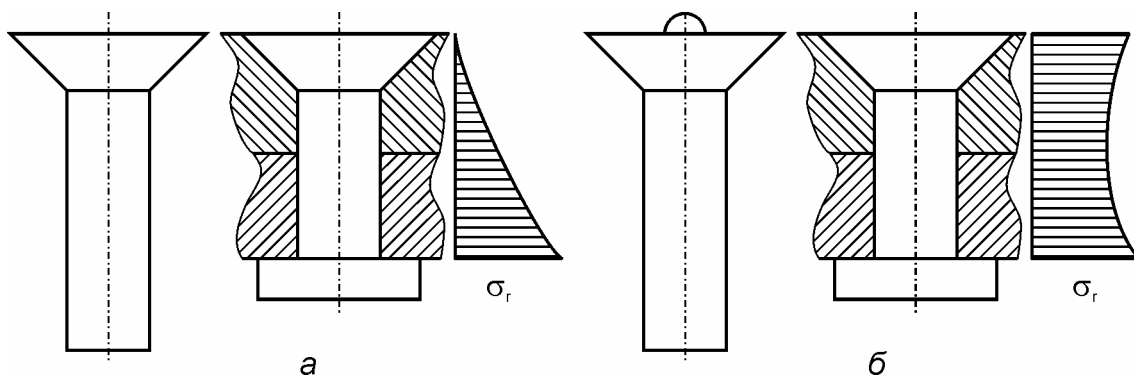


Рис. 3.19. Епюри радіальних напружень уздовж товщини пакетів:  
а — без радіального натягу; б — із використанням радіального натягу

На «гарячих» надзвукових літаках ( $M > 2,5$ ), виконаних зі сталі або титану шляхом зварювання, проблема герметизації набуває іншої форми. Зварювання дає герметичне з'єднання без застосування герметиків, однак періодичні температурні деформації конструкції у багатьох випадках спричиняють витікання палива під час експлуатації.

### 3.11. М'які баки та їх устанавлення

М'який бак являє собою гнучку герметичну оболонку, обладнену вузлами кріплення та паливною арматурою.

М'які баки здатні демпфувати вібрації й гідроудари, тому мають хорошу живучість, а також високі теплоізолювальні властивості. Порівняно з жорсткими м'які баки встановлюються та знімаються через вирізи менших розмірів, отже, менше послаблюють агрегат, у якому їх устанавлено.

Водночас оболонки м'яких баків втрачають еластичність як при низьких, так і при високих температурах, що може призвести до появи тріщин. Порівняно з кесон-баками м'які баки гірше використовують корисний об'єм і мають більшу масу, хоча б через наявність контейнера в планері ЛА. При розташуванні м'яких баків у крилі між сусідніми нервюрами для скорочення загальної кількості баків зазвичай крок нервюр задають істотно вищим від оптимального, що веде до зростання маси панелей крила (оскільки необхідно посилювати стрингери, а це зменшує будівельну висоту панелей). Якщо ж м'який бак проходить крізь вирізи в нервюрах, то при цьому істотно погіршується використання корисного об'єму в планері.

У теперішній час м'які баки широко використовуються у фюзеляжах літаків і вертольотів. На багатьох пасажирських літаках вони можуть бути тимчасово встановлені в багажних відсіках, що відіграють роль контейнера, та швидко приєднані до ПС літака.

Здатність бака легко та без пошкоджень змішуватися під час аварійної посадки значною мірою залежить від його форми. Циліндрична або паралелепіпедна форма (рис. 3.20, а) вважаються кращими, тоді як баки із виступами або баки, що складаються з декількох з'єднаних частин (рис. 3.20, б), є більш вразливими до розриву. Коли форма бака істотно відрізняється від правильного циліндра або паралелепіпеда, потрібно розглянути можливість використання окремих баків зі з'єднувальними розтяжними шлангами або самозапірними фітингами. Для мінімізації пошкоджень і надмірної концентрації напружень, якщо можливо, слід уникати внутрішніх кутів, особливо в нижніх зонах баків. Усі зовнішні кути повинні мати радіус не менше 25 мм. Якщо можливо, баки мають бути орієнтовані так, щоб грань із найбільшою площею поверхні була перпендикулярною до напрямку ймовірного удару [18].

Дослідження ударостійких паливних систем [18] показали, що ключовими властивостями матеріалів бака є: стійкість до порізів та опір роздиранню, а також помірний ступінь подовження. Це дає змогу витримувати дуже сильні ударні впливи без втрати палива. Крім того, ці ж дослідження показали, що баки із меншою границею міцності на розрив було трудніше розірвати, ніж баки із великими значеннями границі міцності на розрив.

Згідно з американською специфікацією MIL-T-27422B м'які баки об'ємом до 3785 л мають поглинати без розриву енергію удару 542,5 Н·м. До складу випробувань входить скидання бака, повністю заповненого водою, з висоти 19,8 м. Ніяких витоків після скидання не дозволяється.

**Оболонка** м'яких баків зазвичай складається з декількох шарів (рис. 3.20, в). Внутрішнім є шар паливостійкої гуми, наступним може бути шар протектора, що затягує пробоїни, далі — шар вулканізованої гуми. Зовнішнім шаром є захисний корд (міцна прогумована тканина). У деяких випадках оболонка може складатися тільки із двох шарів (паливостійка гума та корд) або навіть з одного (прогумована нейлонова тканина).

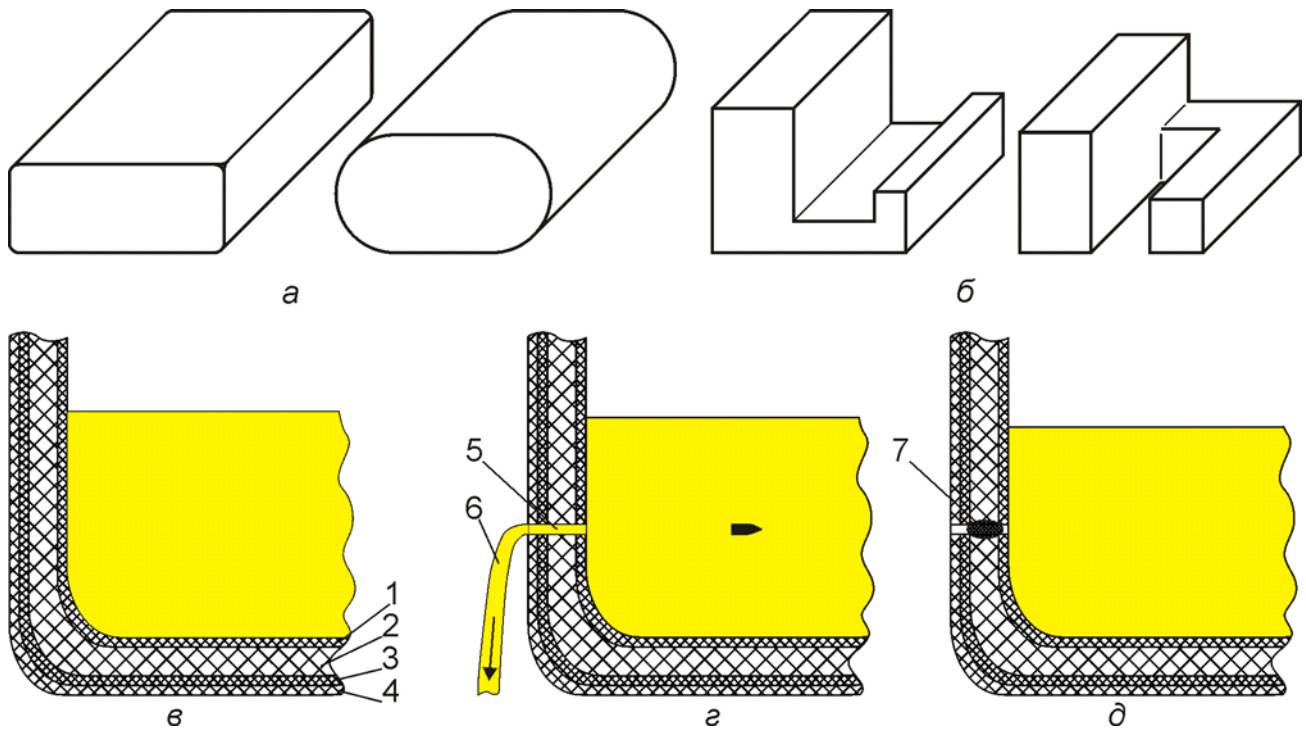


Рис. 3.20. Форми м'яких баків і робота протектора в оболонці:  
 а — найкращі правильні форми та орієнтація пліском; б — небажані неправильні форми із внутрішніми кутами; в — вихідний стан; з — поява витоку; д — припинення витоку; 1 — паливостійка гума; 2 — протектор; 3 — вулканізована гума; 4 — корд; 5 — отвір; 6 — теча; 7 — тверда пробка

Протектор являє собою речовину, що збільшується в об'ємі (набухає) при контакті з паливом (рис. 3.20, з, д). Сучасні протектори мають достатньо високу швидкість набухання, що скорочує втрати палива при пошкодженні бака, та достатню міцність, щоб витримувати надлишковий тиск у баці.

Достатньо великі м'які баки зазвичай обладнано **знімним внутрішнім каркасом** для надання жорсткості. Для прикладу на рис. 3.21 показано м'який бак літака Ан-26 [43], посилений металевим каркасом із двох обручів 1, кожен з яких установлюють через люк 4 у м'якому баці після розміщення бака в контейнері та складають із двох половин уже всередині бака. Каркас кріпиться до бака з допомогою стрічок 2. Окантовка для люка 4 і фланці 5–8 являють собою завулканізовані в оболонку 9 м'якого бака металеві кільця 10 з герметичними анкерними гайками. Кільця 10 забезпечують щільне (без витоків) прилягання кришок та арматури до стінок бака між сусідніми болтами.

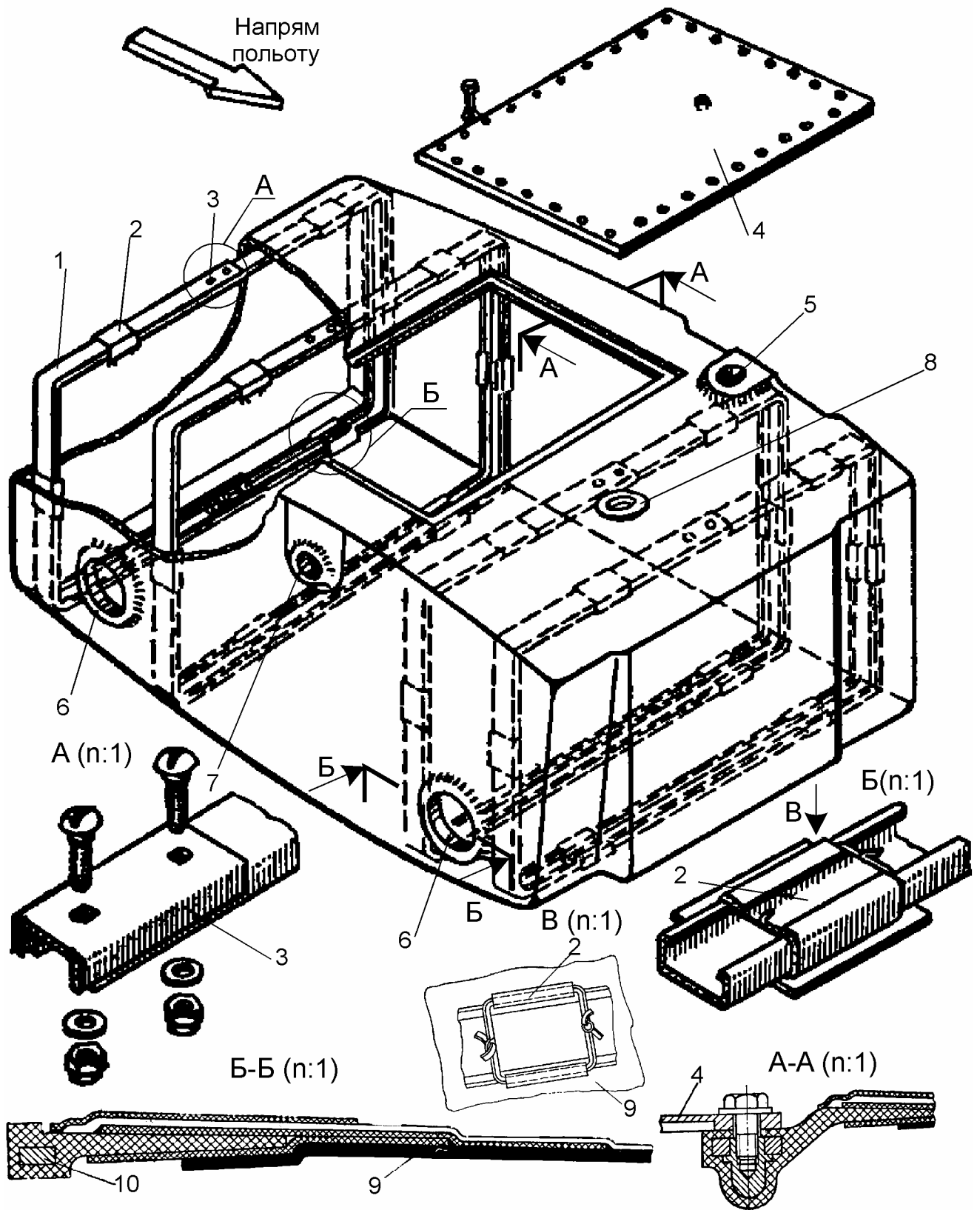


Рис. 3.21. Конструкція крилового м'якого бака (Ан-26):

1 — обруч; 2 — кріплення обруча до бака; 3 — з'єднання обруча; 4 — кришка люка в баці; 5, 7, 8 — фланці дренажу; 6 — з'єднувальні фланці; 9 — стінка бака; 10 — завулканізоване кільце

М'який бак може містити м'які *перегородки*. Приклад такого бака, що проходить крізь вирізи в нервюрах, показано на рис. 3.22 [70].

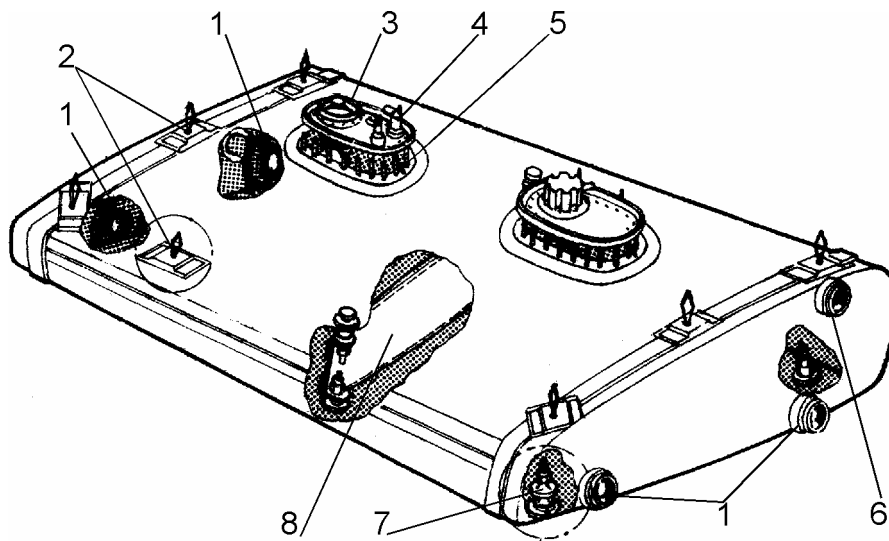


Рис. 3.22. М'який бак із м'якою перегородкою (L-410):

- 1 — паливні фланці; 2 — верхнє кріплення; 3 — люк із заливною горловиною;
- 4 — паливоміри; 5 — болти кріплення люка; 6 — дренажний фланець; 7 — нижнє кріплення; 8 — м'яка перегородка

**Арматура** м'якого бака (насоси, клапани тощо) кріпиться до спеціальних фланців, завулканізованих в оболонку бака (рис. 3.23 а, б). Інерційні зусилля від арматури передаються через ці фланці й кріпильні деталі на силові елементи агрегата, у якому встановлено бак. Декілька м'яких баків можуть бути об'єднані в групи з допомогою міжбакових з'єднань (рис. 3.23, в). Якщо баки розділені тільки тонкою стінкою нервюри або шпангоута, то таке з'єднання зазвичай містить завулканізовані металеві кільця 25 в оболонках 22 обох баків, два фланці 21 і стяжний болт 20. Зазвичай виконують три таких з'єднання: два знизу (спереду та ззаду) для палива й одне зверху по центру для дренажу. Міжбакові з'єднання можуть бути оснащені зворотними клапанами 23 (рис. 3.23, г), що відіграють роль противідливних нервюр. Якщо ж баки віддалені на деяку відстань, то їх міжбакові з'єднання часто виконують у вигляді дюритових трубок, що є продовженням оболонки бака (рис. 3.23, д).

Руйнування паливних баків під час аварійної посадки часто є результатом їх зміщення відносно конструкції ЛА під час удару. Це зміщення спричиняє концентрацію напружень у місцях кріплення баків, таких як заливні горловини, вихідні штуцери, підкачувальні насоси та зливні точки. Фланці бака можуть бути вирвані з нього, унаслідок чого оболонка бака надривається, що часто призводить до розриву всього бака. У MIL-T-27422В указується, що всі фланці паливних баків повинні мати міцність на відрив як мінімум 80 % від міцності оболонки бака. Звісно, бажано,



щоб фланці бака мали міцність на відрив, що дорівнює міцності оболонки бака, однак це спричиняє великі труднощі під час їх виробництва. Для прикладу, на рис. 3.23, е показано заправлення оболонки бака 30 у фланець 33 з допомогою клина 31 і накладки 29, яка притискається до фланця болтами 32. На рис. 3.23, ж зображено фланці 33, у яких виконано отвори 36, через які пропущено підсилювальні волокна 38, уклеєні в оболонку бака.

Для забезпечення ударостійкості ПБ необхідно кріпити до конструкції планера та з'єднувальних трубопроводів таким чином, щоб бак міг відірватися від кріплення без руйнування, коли в момент удару відбуваються переміщення конструкції. У вузлах кріплення можуть бути встановлені кронштейни, що руйнуються, або болти для забезпечення їх відокремлення при заданих навантаженнях.

По-перше, фланці баків можуть бути закріплені руйнівними кріпильними деталями так, щоб вони відламувалися цілком по заданій поверхні зрізу (рис. 3.23, е), наприклад, тонкостінними порожніми болтами 27, які руйнуються в момент удару. По-друге, фланці баків можуть з'єднуватися із конструкцією планера через руйнівні елементи, наприклад (рис. 3.23, ж), через кільце 35, яке руйнується під дією ударного навантаження по циліндричній поверхні зрізу.

**Руйнівне кріплення** має бути достатньо міцним, щоб витримувати всі експлуатаційні й робочі навантаження ЛА із прийнятним запасом, але має руйнуватися при навантаженні, що становить від 25 до 50 % мінімального навантаження, необхідного для руйнування елементів, що з'єднуються. Руйнівне кріплення має бути спроектовано так, щоб воно ефективно відокремлювалося в напрямку сили, що виникає в момент удару, із найбільшою ймовірністю [18].

**М'які баки кріплять** до контейнера різними способами: гайками до завулканізованих шпильок (рис. 3.24, а); гвинтами до завулканізованих анкерних гайок (рис. 3.24, б); завулканізованими Т-подібними шпильками, установленими у Т-подібний паз контейнера (рис. 3.24, в) [82]; пружинними дротовими петлями (рис. 3.24, д) [70]; швидкознімними цанговими замками (рис. 3.24, е–и) [53, 63] та іншими способами (рис. 3.24, з, к–м). Для кріплення бака цанговим замком необхідно зсередини натиснути на кнопку 15, стискаючи пружину 17, установити цангу 9 у корпус замка 11, а потім відпустити кнопку. При цьому стопорний гвинт 8 під дією пружини розтисне цангу й зафіксує бак у замку. Для зняття бака необхідно зсередини натиснути на кнопку 15, при цьому стопорний гвинт вийде з цанги, цанга стискатиметься та відкриє замок, після чого потрібно потягнути за петлі 14 для виходу бака із замка.

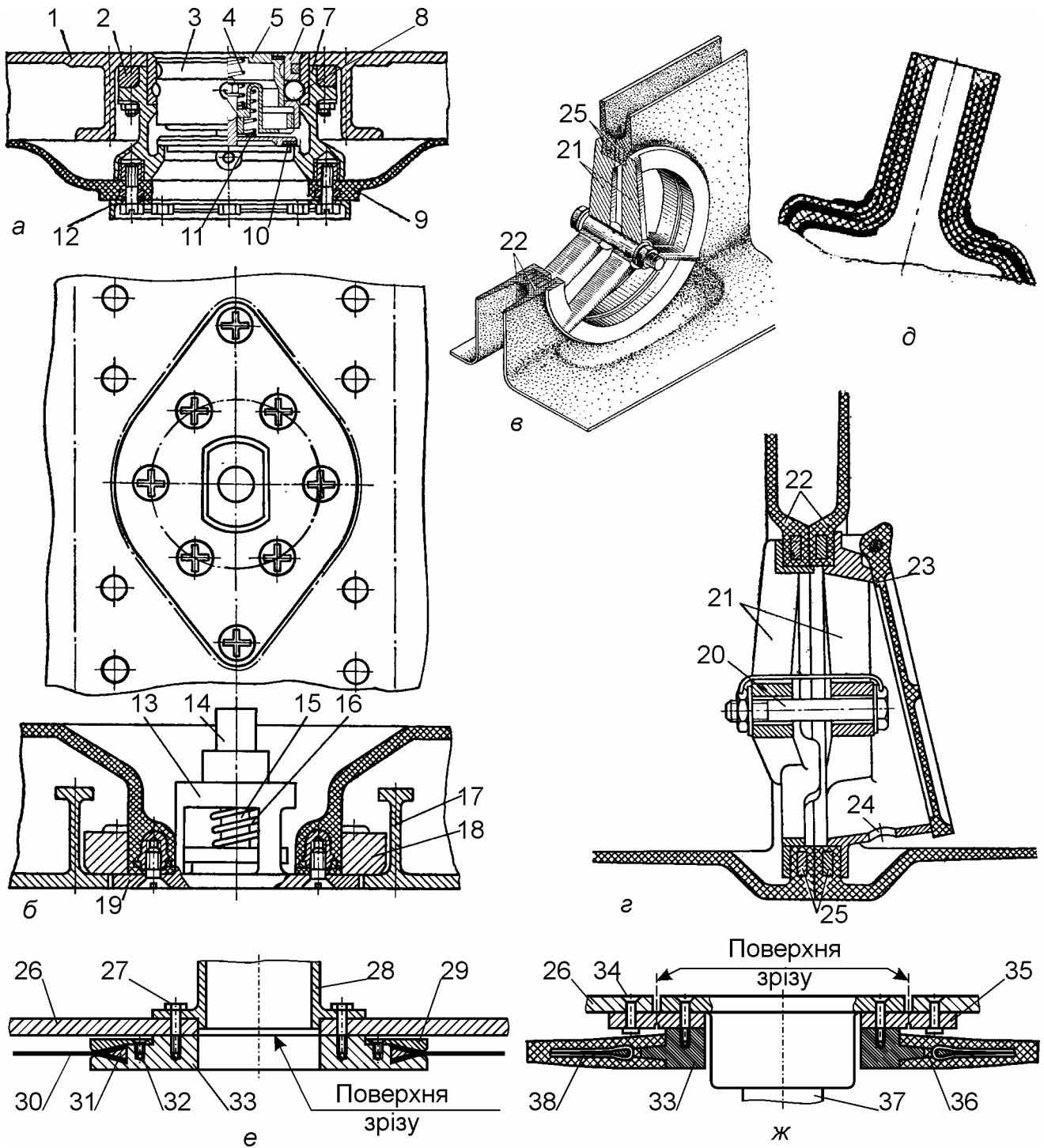


Рис. 3.23. Приєднання арматури до м'яких баків:

- а — заливної горловини; б — зливного клапана; в, г — міжбачкові з'єднання;  
 д — дюритова трубка; е, ж — з'єднання з руйнівними елементами;  
 1, 17 — панелі крила; 2, 18 — окантовки; 3 — канавка; 4, 11, 16 — пружини;  
 5 — кнопка; 6 — корпус пробки; 7 — корпус горловини; 8 — стопорні кульки;  
 9, 19, 22, 30 — оболонки баків; 10 — клапан пробки; 12 — шайба; 13 — корпус;  
 14 — кришка; 15 — клапан зливання; 20, 32 — болти; 21, 33 — фланці; 23 —  
 зворотний клапан; 24 — отвір для перетікання палива при зливанні; 25 — завул-  
 канізовані кільця; 26 — конструкція планера; 27 — руйнівний болт; 28 — патру-  
 бок; 29 — накладка; 31 — клин; 34 — нют; 35 — руйнівне кільце; 36 — отвір;  
 37 — паливомір; 38 — підсилювальні волокна

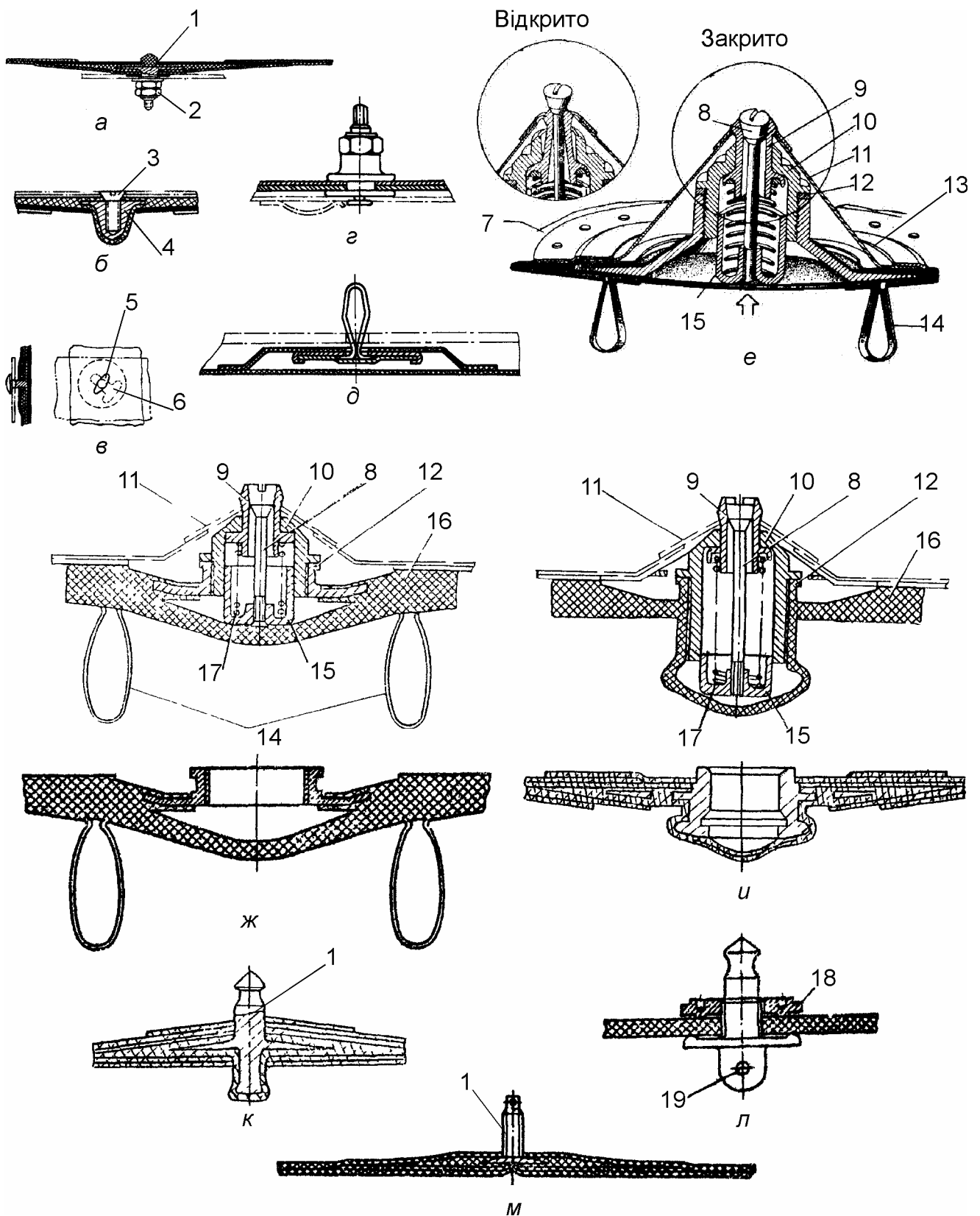


Рис. 3.24. Варіанти кріплення м'якого бака до планера:

1 — завулканізовані шпильки; 2, 18 — гайки; 3 — гвинт; 4 — завулканізована гайка; 5 — завулканізована Т-подібна шпилька; 6 — Т-подібний паз у контейнері; 7 — контейнер; 8 — стопорний гвинт; 9 — цанга; 10 — защіпка; 11 — корпус замка; 12 — контрвальна шайба; 13 — металевий конус; 14 — петлі; 15 — кнопка; 16 — стінка бака; 17 — пружина; 19 — шпилька з отвором

### 3.12. Жорсткі баки та їх установалення

Жорсткий бак зазвичай являє собою зварну герметичну металеву посудину, підкріплену перегородками.

Основною *перевагою* цих баків є незалежна від конструкції планера жорсткість. Таким чином, їх можна встановлювати в агрегати, що мають обшивку, яка не працює або працює частково, що є характерним для авіації загального призначення.

*Недоліками* жорстких баків є таке: необхідність великих вирізів для їх установалення та зняття із ЛА (див. рис. 3.16); погане використання корисного об'єму планера (див. рис. 3.15); можливість пошкоджень під дією вібрацій; значна маса.

У теперішній час жорсткі баки застосовуються на легких літаках і вертольотах авіації загального призначення.

Жорсткі паливні баки (рис. 3.25 [98], 3.26 [107]) виготовляють із листів алюмінієвих сплавів типу АМг та АМц. Ці сплави добре обробляються тиском (глибоке витягування, рихтування), є стійкими до корозії, добре зварюються. Останнім часом для виготовлення жорстких паливних баків також застосовуються композиційні матеріали.

За конструкцією *оболонка* жорстких ПБ зазвичай складається з обичайки та двох днищ, з'єднаних зварюванням. Аргонодугове зварювання забезпечує герметичне з'єднання. З огляду на велику плинність матеріалу зварювання бака виконують зовні на спеціальних відбортовках, відокремлених рифтами. Це виключає потрапляння флюсу й окалини всередину бака, знижує залишкові напруження після зварювання та спрощує його процес. Таким же чином до оболонки кріпляться фланці технологічних люків та арматура (заливні горловини, штуцери тощо).

*Діафрагми* (перегородки) у баках призначено для надання бакам міцності та жорсткості, зм'якшення гідравлічних ударів під час еволюцій ЛА та для заспокоєння поверхні палива (що знижує втрати палива на випаровування). Діафрагми мають отвори для перетікання палива в нижній частині та для виходу повітря — у верхній.

Діафрагми зазвичай виготовляють із дюралюмінію. Через те, що дюралюміній погано зварюється, раніше діафрагми приєднували до оболонки нютами. Для герметичності зовнішні головки нютів обварювали. Іншим способом кріплення діафрагм є точкове зварювання (яке не потребує герметизації), що істотно спрощує технологію складання.

На ЛА військового призначення баки зазвичай покривають шаром протектора, що затягує пробоїни. Для зниження маси протектують тільки нижні поверхні бака, через які можливий витік.

Жорсткі баки зазвичай **встановлюють** на спеціальних ложементах, до яких їх притискають стрічками (рис. 3.27). У місцях установлення кріпильних стрічок оболонка бака підкріплюється діафрагмами.

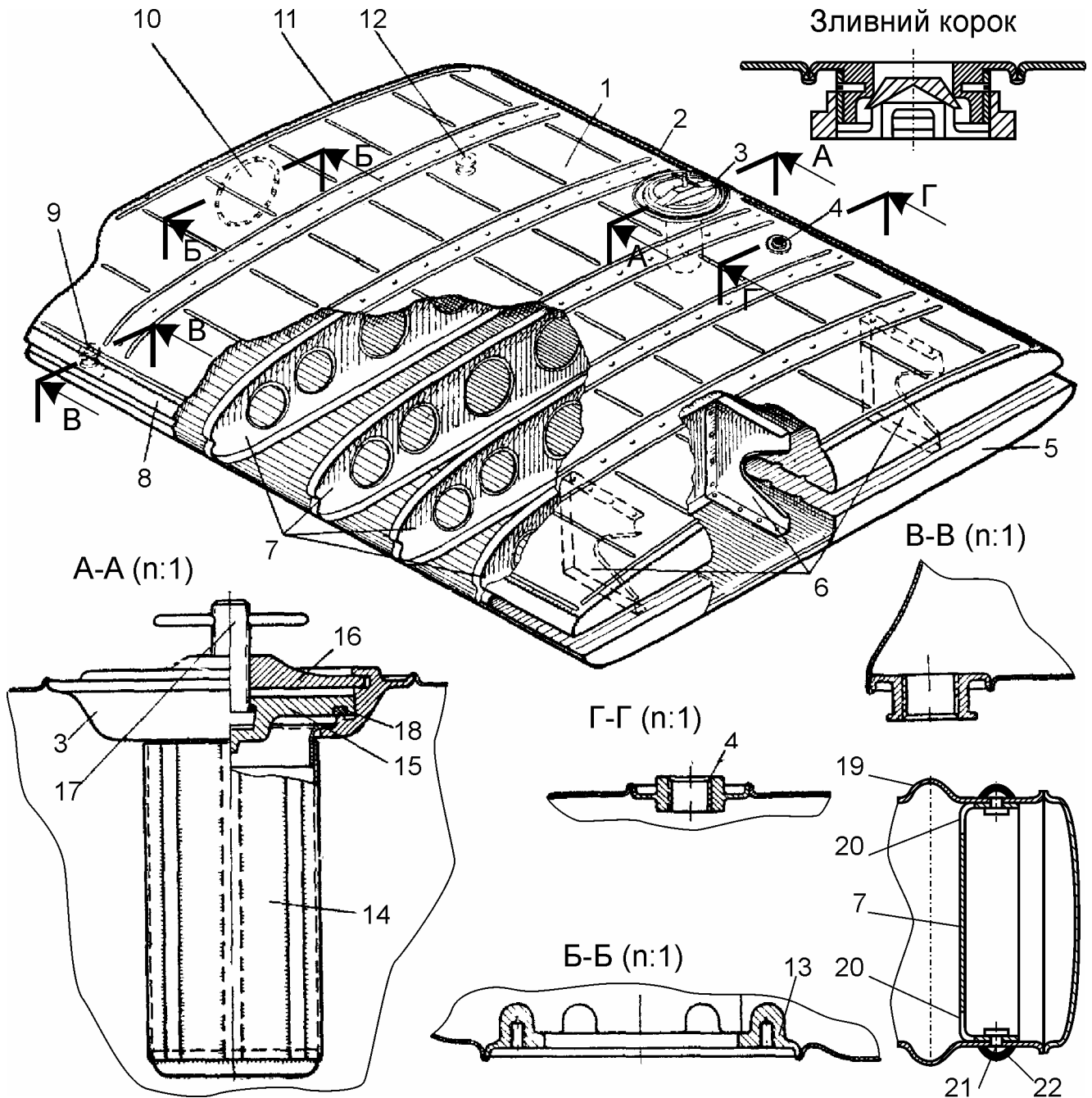


Рис. 3.25. Криловий жорсткий бак (Як-12):

- 1 — верхня частина оболонки; 2 — передня частина оболонки; 3 — зливна горловина; 4 — штуцер дренажу; 5 — днище із заглибленням; 6 — діафрагми; 7 — поперечні перегородки; 8 — задня частина оболонки; 9, 12 — штуцери вироблення; 10 — технологічний люк; 11 — плоске днище; 13 — фланець; 14 — фільтр; 15 — кришка; 16 — траверса; 17 — болт; 18 — ущільнення; 19 — рифт; 20 — отвори в перегородці; 21 — нют; 22 — обварена головка нюта

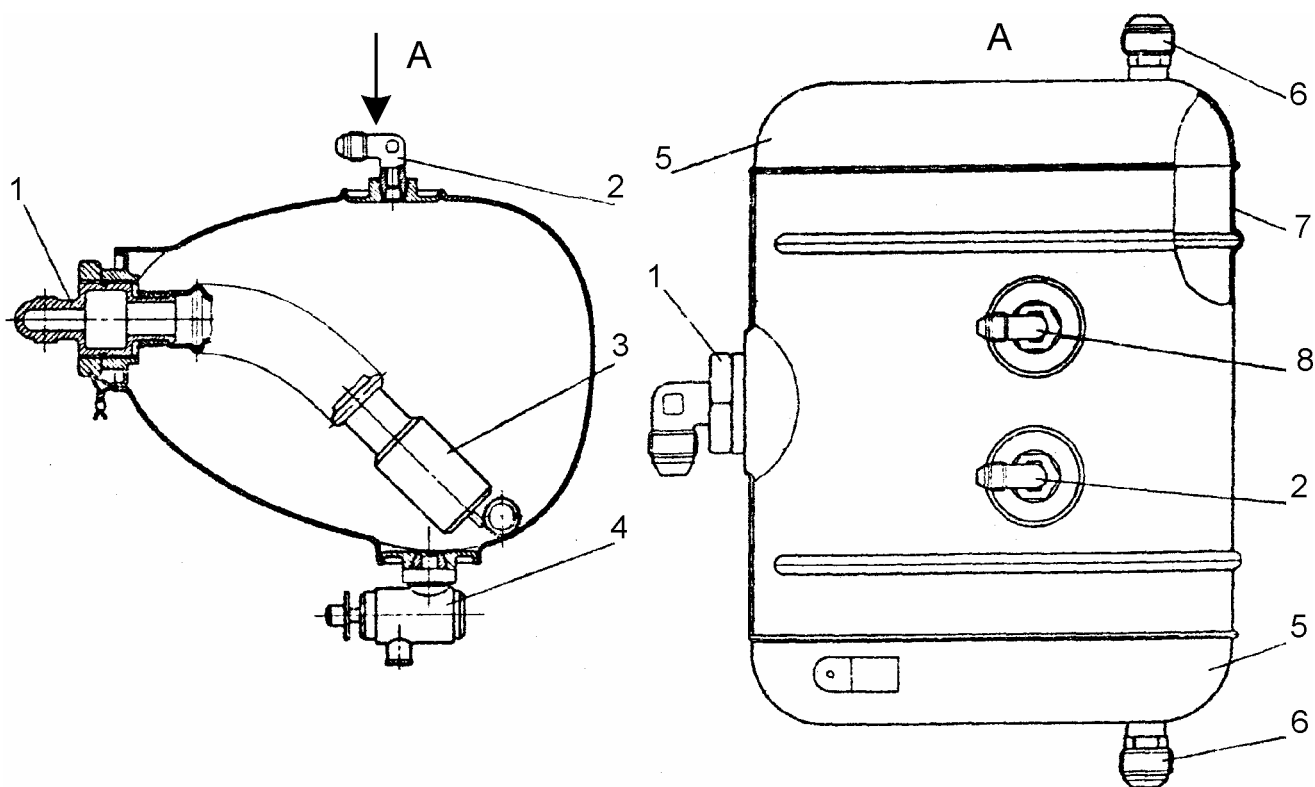


Рис. 3.26. Фюзеляжний жорсткий бак (витратний бак Як-55):

- 1 — штуцер вироблення палива; 2 — штуцер дренажу; 3 — забірник палива;  
 4 — зливний кран; 5 — днища; 6 — штуцери підведення палива; 7 — обичайка;  
 8 — штуцер повернення палива

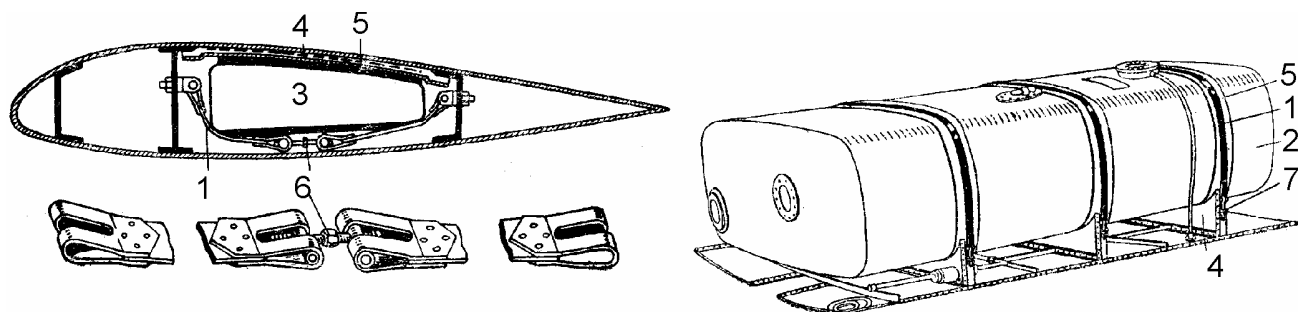


Рис. 3.27. Установлення жорсткого бака з допомогою стрічок:

- 1 — стрічка; 2 — бак; 3 — перегородка; 4 — ложемент; 5 — амортизувальна прокладка; 6 — тандер; 7 — болт, що з'єднує стрічку з вузлом нервюри

### 3.13. Зовнішні паливні баки та їх установлення

Зовнішні (підвісні, накладні, конформні) баки являють собою зручно-обтічні жорсткі ПБ, винесені в набіжний потік. Як і кесон-баки, вони зазнають аеродинамічних, вібраційних і теплових впливів.

**Перевагою** зовнішніх баків є можливість збільшити дальність або час польоту з мінімальними змінами конструкції ЛА. Їх **недоліками** є збільшення аеродинамічного опору, погіршення стійкості та керованості ЛА. Зовнішні ПБ найчастіше застосовуються на надзвукових або маневрених літаках через недостатність корисного об'єму всередині планера. Однак

іноді вони застосовуються на транспортних (С-130, С-123) і пасажирських (Hawker-800, L-410) літаках і вертольотах (Ми-2/6/8/10/12).

**Форма й розміщення** таких баків мають забезпечувати мінімальний опір при заданому об'ємі, не мають спричиняти зривів потоку, порушення стійкості та керованості ЛА (рис. 3.28). Тому підвісні паливні баки (ППБ) для дозвукових швидкостей мають закруглену носову частину (рис. 3.28, а–г), а для надзвукових — загострену (рис. 3.28, д, е). У поперечному перерізі ППБ зазвичай мають круглу форму (рис. 3.28, а–д) для зменшення площі омивної поверхні, що знижує опір тертя. Іноді за конструктивними міркуваннями (забезпечення мінімального проміжку до землі) ППБ можуть мати овальну форму перерізу (рис. 3.28, е) або злам осі (рис. 3.28, б). Для забезпечення безвідривного обтікання у хвостовій (а іноді і в носовій) частині ППБ часто розташовують нерухоме оперення (горизонтальне, хрестоподібне або Y-подібне) (рис. 3.28, а, в–д).

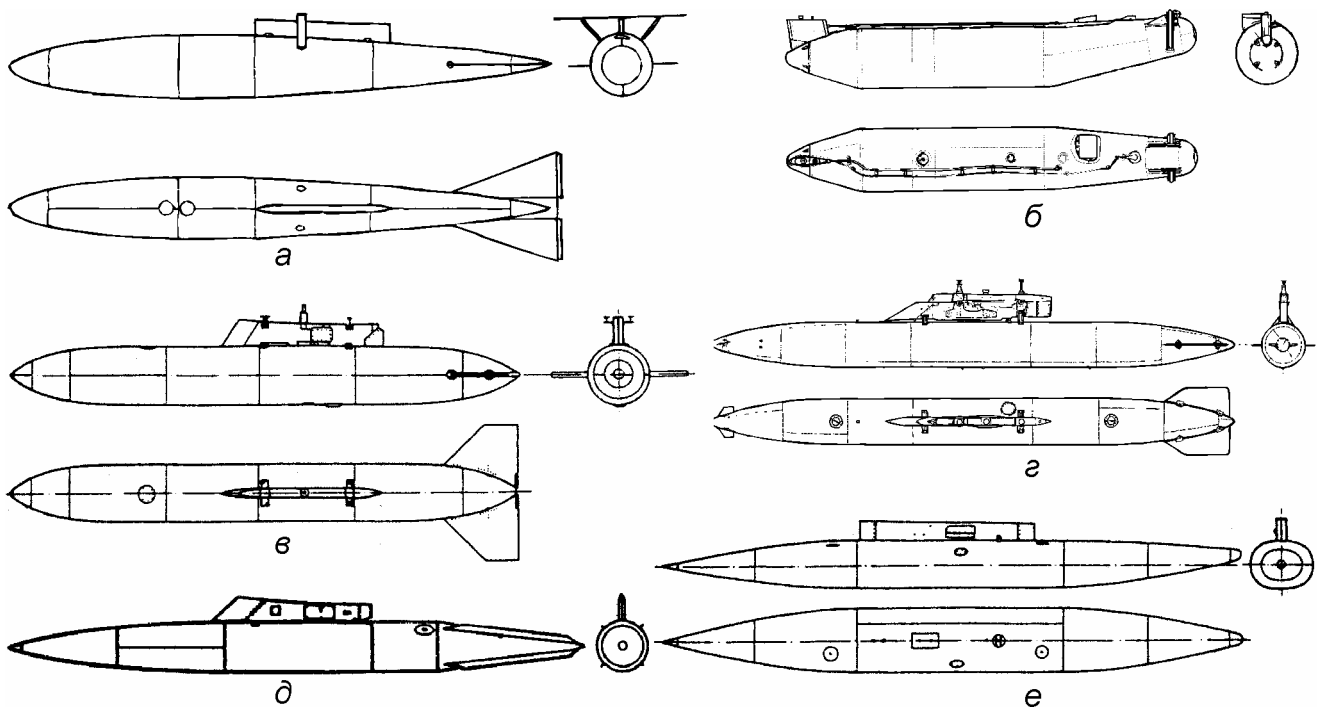


Рис. 3.28. Форма підвісних баків, оптимізована:

а–г — для дозвукових швидкостей; д, е — для надзвукових швидкостей

На маневрених літаках зазвичай використовують скидні ППБ, що дає змогу в разі необхідності швидко позбавитися від зайвої маси й поліпшити маневреність літака (рис. 3.29) [84]. Отже, такі ППБ повинні мати мінімальну вартість. У них не встановлюють паливні насоси, а вироблення палива здійснюється витисненням. При цьому наддування баків надлишковим тиском підвищує міцність баків, а вісесиметрична форма дає змогу використати високий тиск наддування ( $\Delta p = 85 \dots 175$  кПа). Скидні ППБ зазвичай виробляються в першу чергу.

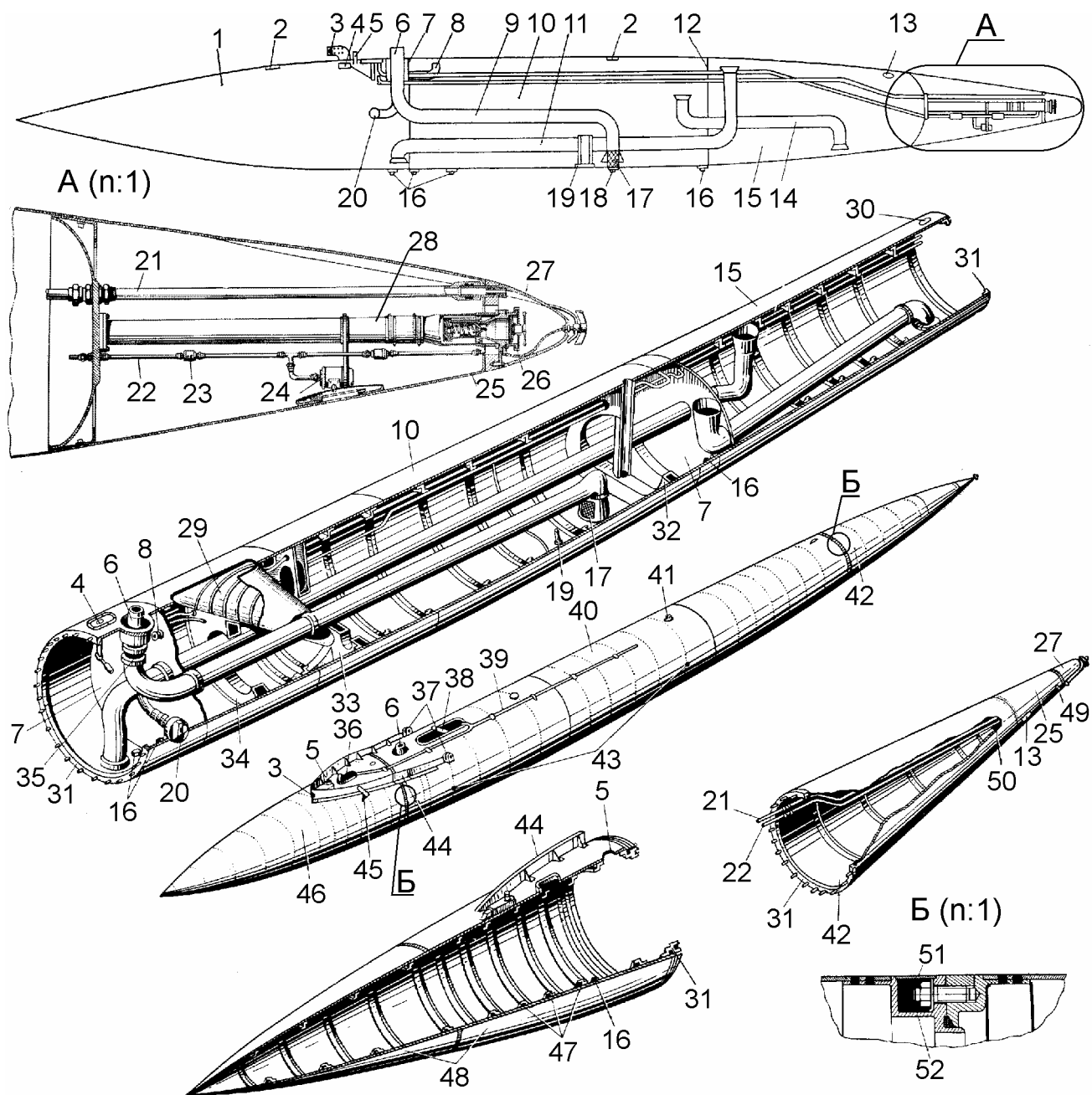


Рис. 3.29. Конструкція скидного ППБ (МиГ-25):

1 — передня частина бака; 2 — заливна горловина; 3 — вакуум-кран; 4 — поплавцевий клапан; 5 — штуцер наддування; 6 — штуцер вироблення; 7, 12 — гермошпангоути; 8 — зворотний клапан із трубкою; 9 — витратна труба; 10 — середній відсік; 11, 14 — з'єднувальні труби; 13, 30 — люки; 15 — хвостовий відсік; 16, 18 — зливні корки; 17 — фільтр; 19 — сигналізатор вироблення; 20 — зливний кран; 21 — дренажна труба; 22 — трубка командного тиску; 23 — фільтр командного палива; 24 — сигналізатор тиску; 25 — хвостовий негерметичний відсік; 26 — заправний вузол; 27 — обтічник; 28 — труба заправлення; 29 — кожух піромеханізму; 31 — фланці; 32, 33, 34 — силові шпангоути; 35 — гумова муфта; 36 — електрорознім; 37 — передні вузли кріплення; 38 — піромеханізм; 39 — електропроводка; 40 — центральна частина бака; 41 — задній вузол кріплення; 42 — хвостова частина бака; 43 — такелажні гнізда; 44 — передній обтічник; 45 — запобіжна чека; 46 — передня частина бака; 47 — шпангоути; 48 — обшивка; 49 — гвинт кріплення заземлення; 50 — днище; 51 — стрічка; 52 — фітингове з'єднання



У місцях з'єднання ліній перекачування й наддування ППБ із паливною системою ЛА (що розміщені зазвичай у пілонах) встановлюють самозапірні клапани 1 (рис. 3.30, а), що виключають викид повітря в атмосферу із системи наддування, а також витікання палива за відсутності ППБ (рис. 3.30, б). Тут звичайно встановлюють запобіжні 2 і вакуумні 3 клапани ППБ, що захищають ППБ від перенаддування або зминання.

Заправлення й перекачування із ППБ зазвичай виконується через той самий трубопровід, який закінчується на дні ППБ гідромеханічним (або електрогідромеханічним) клапаном заправлення/перекачування 4 (див. підрозд. 6.1.5).

У випадку каскадного з'єднання декількох ППБ спеціальні самозапірні клапани 5 забезпечують послідовне наддування встановлених ППБ (рис. 3.30, в), а після скидання будь-якого з них з'єднують лінію наддування скинутого ППБ безпосередньо з лінією перекачування з нього й забезпечують наддування встановлених баків (рис. 3.30, г).

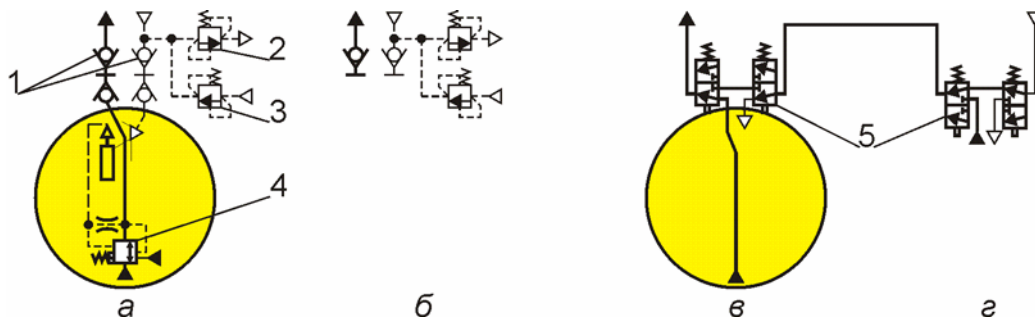


Рис. 3.30. Установка самозапірних клапанів ППБ:

- а — повітряна й паливна лінії з'єднані із ППБ через самозапірні з'єднання;
- б — повітряна й паливна лінії заблоковані самозапірними з'єднаннями, коли бак від'єднано;
- в — самозапірні клапани пропускають повітря до встановлених ППБ і паливо із ППБ до паливної системи ЛА;
- г — самозапірні клапани пропускають повітря на наддування наступного ППБ і запобігають витіканню повітря назовні;
- 1 — самозапірні з'єднання; 2 — запобіжний клапан; 3 — вакуумний клапан;
- 4 — клапан перекачування/заправлення; 5 — самозапірні клапани

**Конструкція** ППБ зазвичай виготовляється із алюмінієво-марганцевих або алюмінієво-магнієвих сплавів АМг, АМц, що мають хороші технологічні властивості (деформовність, зварюваність), шляхом зварювання. Оболонка ППБ підкріплюється поперечними шпангоутами. Довгі ППБ розділяються герметичними перегородками на два-три відсіки із заданою послідовністю вироблення, що запобігає неприпустимому зміщенню ЦМ ЛА (див. рис. 3.29). У цьому випадку тиск наддування підводиться в передній відсік бака й витискає паливо через трубу 11 у хвостовий відсік. Із хвостового відсіку паливо через трубу 14 витискається в центральний відсік, із якого через трубу 9 воно потрапляє в паливну магістраль літака. Відсутність зворотних клапанів дає змогу використовувати ці ж труби і для заправлення ППБ (у том числі в польоті).

Зазвичай **ППБ кріпляться до ЛА** з допомогою пілонів. При цьому утворюється довга консоль у носовій і хвостовій частинах бака, що спричиняє великі згинні навантаження в оболонці ППБ і потребує її підкріплення.

ППБ також можуть виготовлятися з композиційних матеріалів.

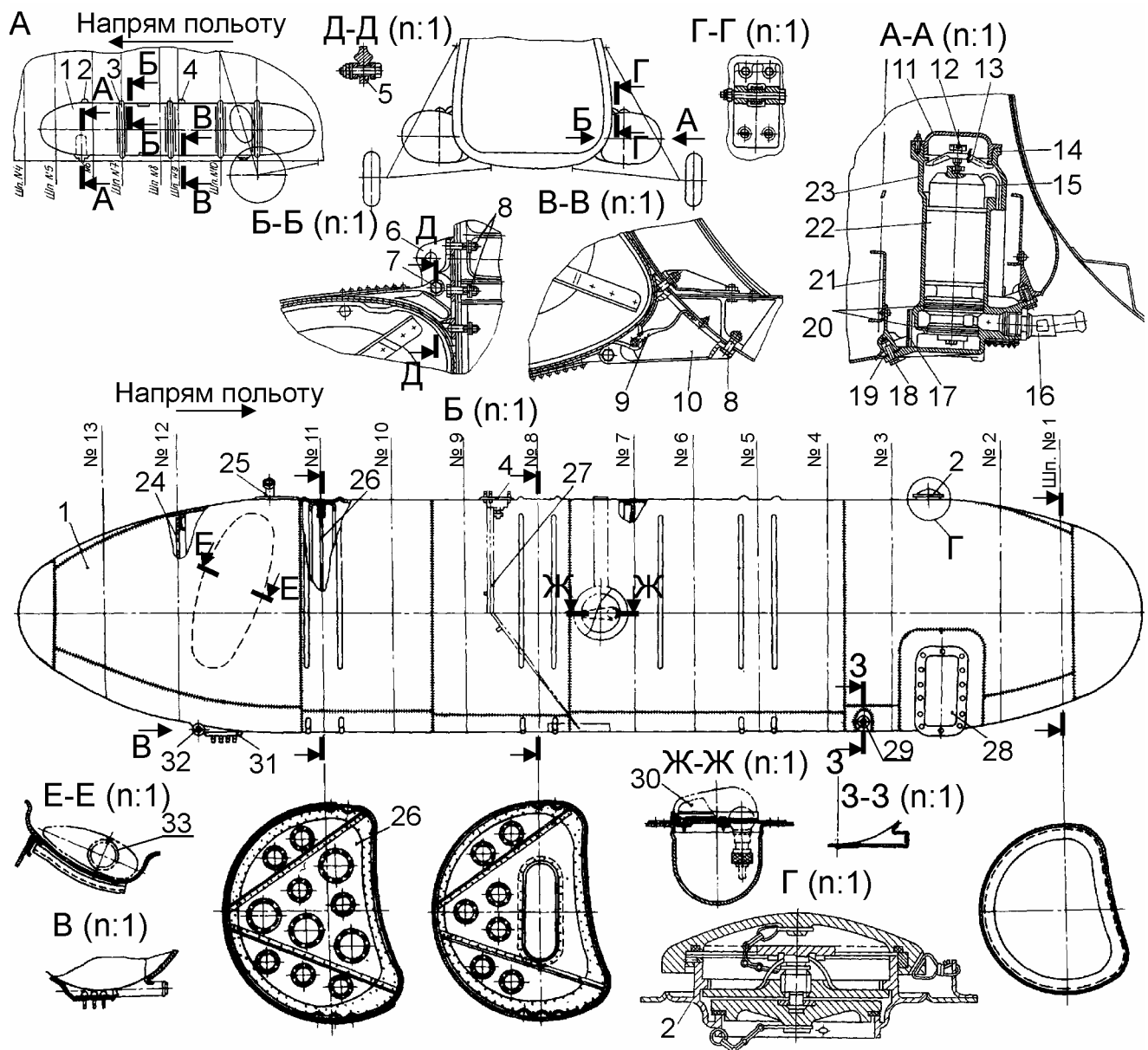


Рис. 3.31. Конструкція ППБ вертольота (Ми-8):

1 — оболонка бака; 2 — заливна горловина; 3 — стрічка кріплення; 4 — фланець паливоміра; 5 — розпірна втулка; 6, 10 — кронштейни; 7, 8, 18 — болти; 9 — металізація; 11 — кришка; 12 — притискний болт; 13 — траверса; 14, 19, 20 — ущільнювальні кільця; 15 — електропроводка; 16 — трубопровід перекачування; 17 — фільтр; 21 — балка підсилення; 22 — перекачувальний насос; 23 — корпус монтажного пристрою; 24 — шпангоут; 25 — дренажний штуцер; 26 — силовий шпангоут; 27 — паливомір; 28 — фланець кріплення насоса; 29, 32 — штуцери; 30 — аеронавігаційний вогонь; 31 — фланець кріплення зливного крана; 33 — підкіс стояка шасі

Нескидні ППБ на вертольотах зазвичай приєднують з допомогою сталевих стрічок таким же чином, як і звичайні жорсткі баки (рис. 3.31)

[75, 76]. У місцях установлення стрічок кріплення розташовують силові шпангоути, а між баком і стрічками — повстяні прокладки. У таких баках установлюють насоси та іншу арматуру (паливоміри, заливні горловини, зливні клапани). Якщо необхідно, вертолітні ППБ вкривають зовні шаром протектора й захисної тканини проти витоків, а зсередини заповнюють пінополіуретаном проти вибуху пари палива.

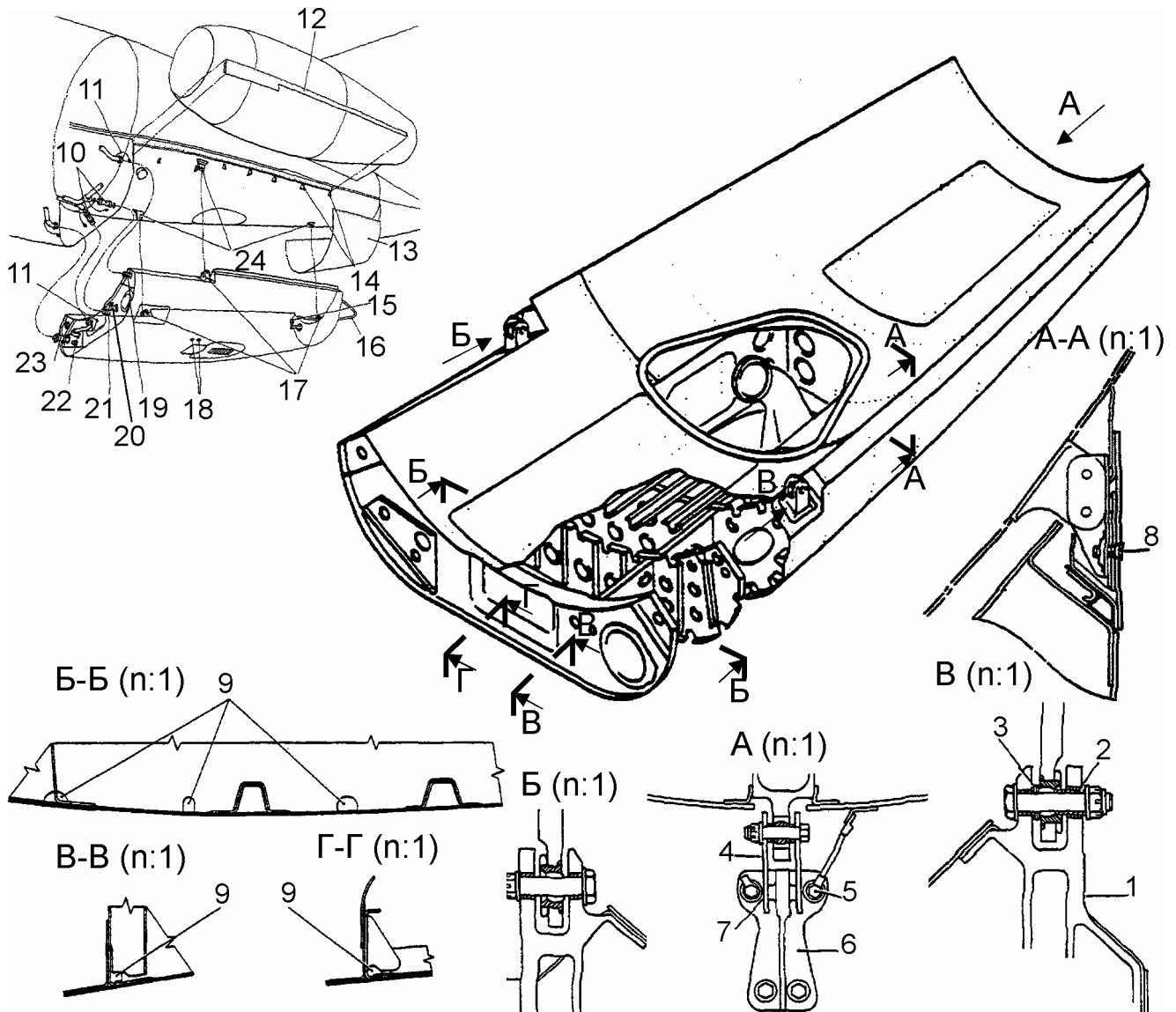


Рис. 3.32. Конформний бак пасажирського літака (Hawker-800):

1 — бак; 2 — втулка; 3 — шайба бокового регулювання; 4 — ланка; 5, 11 — металізація; 6 — кронштейн; 7 — болт нижнього вузла; 8 — гвинт кріплення обтічника; 9 — отвори для перетікання палива; 10 — трубопроводи; 12, 13 — обтічники; 14 — кронштейни кріплення обтічників; 15 — поплавцевий сигналізатор верхнього рівня; 16 — трубка бокового балансування; 17 — вузли кріплення бака; 18 — зливний патрубок ДСУ; 19 — штуцер дренажу; 20 — привід клапана заправки; 21 — штуцер заправки; 22 — поплавцевий сигналізатор нижнього рівня; 23 — клапан перекачування; 24 — кронштейни кріплення бака

**Накладні й конформні баки** являють собою ППБ, які приєднано до ЛА практично без проміжків (рис. 3.32) [263]. При цьому у випадку раціона-

льного вибору форми й розміщення бака сумарний аеродинамічний опір та ефективна поверхня розвіювання системи літак — бак можуть навіть зменшитися. Відсутність довгих консолей знижує навантаження й масу таких баків. Оскільки ці баки вже не є скидними, у них можна встановлювати насоси та інші елементи арматури. До конформного бака можуть кріпитися навіть зовнішні підвіски (рис. 3.33).

**Підвісні і конформні баки** мають розміщуватися так, щоб вони не перешкоджали доступу до будь-яких експлуатаційних люків. Однак трапляються випадки, коли підвісні або конформні баки блокують вихлопні труби ДСУ або ГТС. У таких випадках ці баки оснащують жаровими трубами, по яких вихлопні гази викидаються з вихлопної труби ДСУ або ГТС через бак. Жарова труба, що виготовляється із жаростійкого матеріалу, є невід'ємною частиною бака. Хоча це є небажаним з огляду на потенційну можливість пожежі, такий метод застосовується як у військовій (див. рис. 3.28, б), так і у цивільній (див. рис. 3.32) авіації.

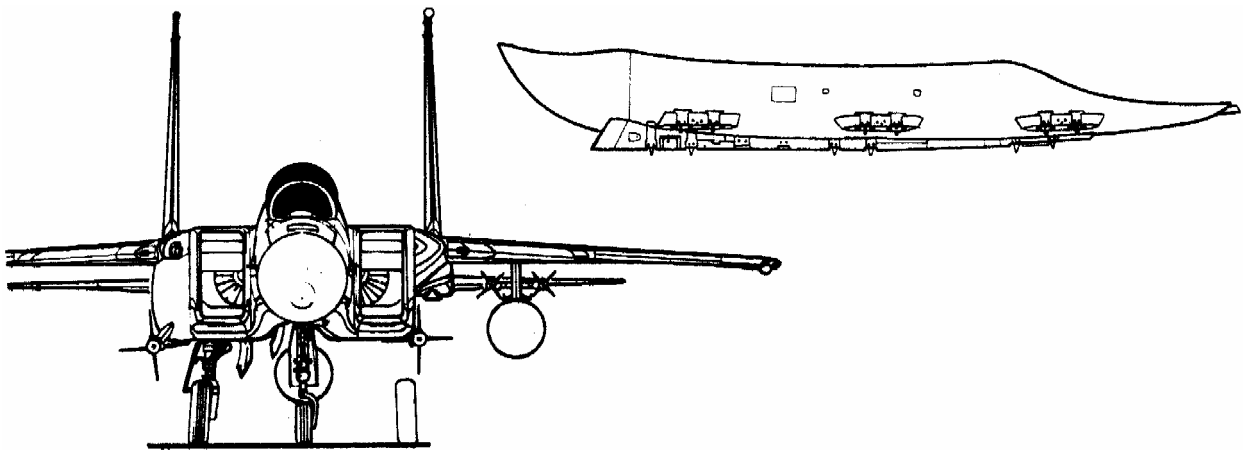


Рис. 3.33. Конформний бак маневреного літака (F-15)

### 3.14. Додаткові паливні баки та їх установаження

У деяких випадках для польоту на перегінну дальність або для доставлення палива доцільно збільшити місткість ПС, зменшивши корисне навантаження. Із цією метою на деяких ЛА тимчасово встановлюють додаткові баки. На пасажирських літаках такі баки розміщують у багажних відсіках (А-310/340, В-737), на транспортних ЛА — у вантажних (КС-130, Ка-32, Ми-8, Ми-26, СН-47, УН-1, Lynx), на ударних — у відсіках корисного навантаження (А-5, В-1, F-111, Ка-27, АН-64). Наприклад, на рис. 3.34, а [76] показано розміщення жорстких, а на рис. 3.34, б [270] м'яких додаткових баків у вантажній кабіні транспортних вертольотів.

**Жорсткі додаткові баки** (Ми-8) мають зварну конструкцію, виконану з деформівних алюмінієвих сплавів (АМг або АМц) і підкріплену шпангоутами в місцях установаження бака на ложементи. Баки оснащені заливними горловинами 7, зливними клапанами 9, паливомірами 3, їх підключено до паливної системи вертольота трубопроводами перекачування 1 і

дренажу 6. Кожен бак притиснено до ложементів 10 двома сталевими стяжними стрічками. Між ложементами та баком прокладено гумову стрічку для амортизації, а між стрічкою та баком — повстяну стрічку для захисту від фретинг-корозії.

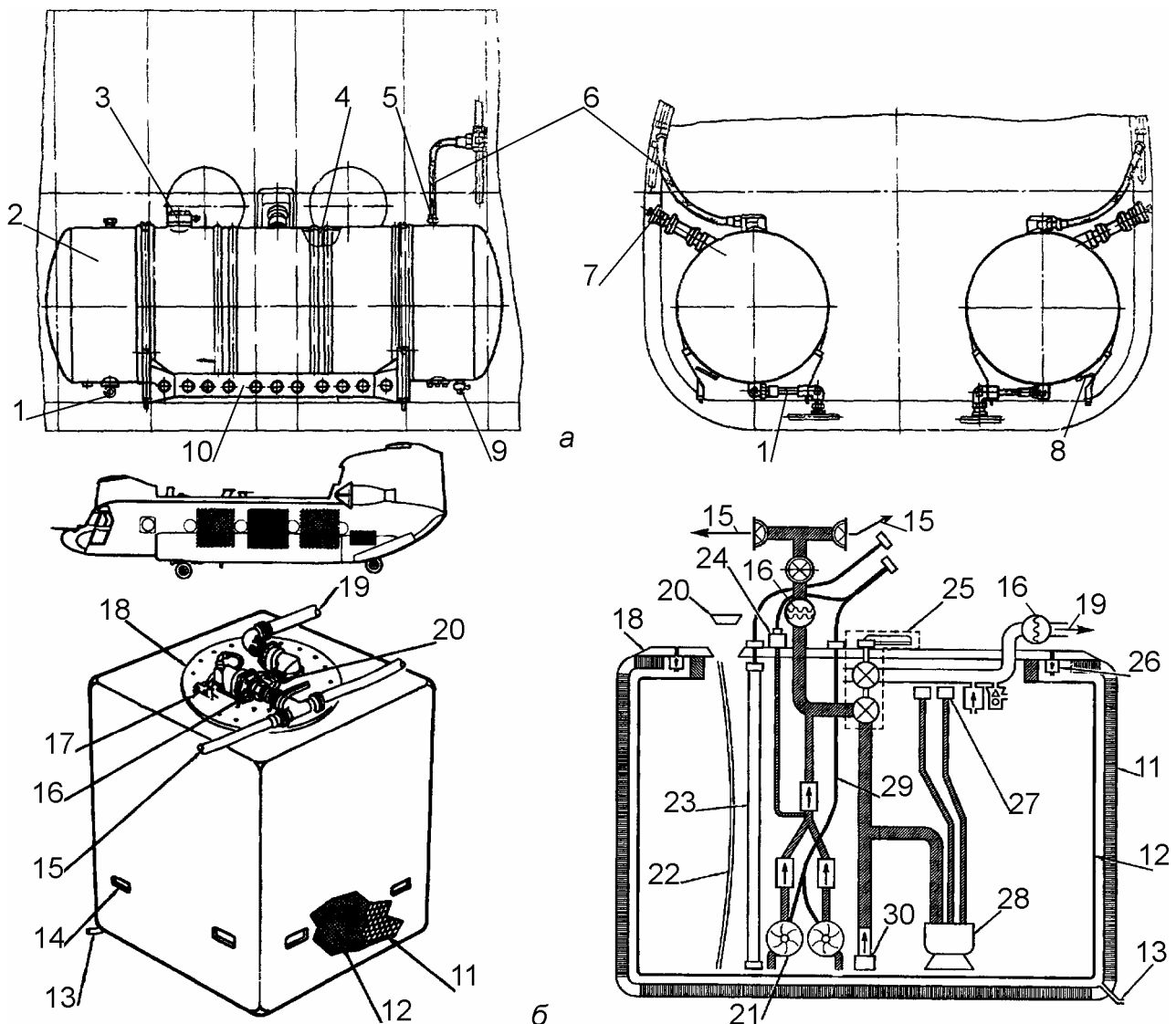


Рис. 3.34. Розміщення додаткових баків на транспортних вертольотах:

а — жорсткі баки (Ми-8); б — м'які баки (СН-47);

- 1 — трубопровід перекачування; 2 — жорсткий бак; 3 — фланець паливоміра; 4 — силовий шпангоут; 5 — штуцер дренажу; 6 — дренажний трубопровід; 7 — заливна горловина; 8 — металізація; 9 — клапан зливання; 10 — ложемент; 11 — алюмінієвий тришаровий контейнер зі стільниковим заповнювачем; 12 — м'який бак; 13 — зливання із контейнера; 14 — ручка; 15 — паливний трубопровід; 16 — самозапірний відривний клапан; 17 — електрорознім; 18 — плита; 19 — дренажний трубопровід; 20 — заливна горловина; 21 — насоси; 22 — трубка пробовідбирача; 23 — паливомір; 24 — сигналізатор тиску; 25 — керувальні клапани; 26 — дренаж контейнера; 27 — клапани верхнього рівня; 28 — клапан управління; 29 — електропроводка; 30 — забірник палива

**М'які додаткові баки** (СН-47) розміщують у тришарових алюмінієвих контейнерах зі стільниковим заповнювачем 11, оснащених дрена-

жем 13, 26 і ручками для перенесення 14. Уся арматура бака встановлюється на знімній кришці 18. Особливістю вертолітних баків є самозапірні відривні клапани 16, що запобігають випліскуванню палива через зруйновані трубопроводи під час аварійної посадки. Заправлення та вироблення із цих баків здійснюються через один трубопровід, для чого в баці встановлено: керувальні клапани 25, клапан заправлення 28, забірник палива 30 і насоси перекачування 21. Крім того, бак обладнано заливною горловиною 20, ємнісним паливоміром 23 і трубкою пробовідбирача 22.

### **3.15. Випробування паливних баків**

Випробування ПБ проводяться згідно з АП 23/25/27/29.965.

1. Під час випробувань має бути продемонстровано, що кожен паливний бак може витримувати без пошкоджень або втрати нормованої герметичності такі тиски (тиск під час випробувань належить за можливістю утворювати способом, що відтворює розподіл тиску, що діє в умовах експлуатації):

а) внутрішній тиск 25 кПа (згідно з АП 23/27/29 для неметалевих баків, стінки яких підтримуються конструкцією планера, — 14 кПа);

б) 125 % максимального тиску повітря, що утворюється в баці швидкісним напором, а для баків із наддуванням — максимальний тиск, який може мати місце на землі або в польоті (тільки АП 25);

в) гідравлічні тиски, що виникають при максимальних експлуатаційних перевантаженнях і під час маневрів ЛА із повними баками (згідно з АП 23 для кесон-баків — із одночасним прикладанням критичних навантажень від конструкції);

г) гідравлічні тиски, що виникають під час найбільш несприятливого поєднання крену літака й запасу палива (тільки за АП 25).

2. Кожен паливний бак із великими плоскими поверхнями, що не підтримуються або не є посиленими, пошкодження або деформація якого можуть спричинити витікання палива, має витримувати такі випробування без виникнення течі або надмірної деформації стінок бака:

а) кожен повністю складений бак разом із вузлами кріплення має пройти вібраційні випробування в компонуванні, що імітує справжнє встановлення на ЛА;

б) складений бак, наповнений на 2/3 водою або будь-якою іншою придатною рідиною, має бути підданий вібраційним випробуванням протягом 25 год із амплітудою коливань не менше 0,8 мм;

в) частота вібрацій під час випробувань має бути такою:

– якщо в нормальному робочому діапазоні частот обертання роторів двигуна, повітряного гвинта або системи несного гвинта немає критичної частоти вібрацій бака, то частота вібрацій під час випробувань для негвинтових літаків і газотурбінних вертольотів має дорівнювати 2000 коливань за хвилину (33,3 Гц), для гвинтових літаків — кількості циклів коливань за хвилину, отриманої шляхом множення швидкості обертання повітряного

гвинта на режимі максимальної тривалої потужності на коефіцієнт 0,9, а для поршневих вертольотів — середній величині від максимальної та мінімальної частоти обертання вала двигуна;

– якщо в нормальному робочому діапазоні частот обертання роторів двигуна, повітряного гвинта або системи несного гвинта є тільки одна критична частота коливань бака, то випробування мають проводитися із цією частотою;

– якщо в нормальному робочому діапазоні частот обертання роторів двигуна, повітряного гвинта або системи несного гвинта виявиться більше однієї критичної частоти, то випробування мають проводитися із найбільш критичною (більшою) частотою;

г) під час випробувань складений бак має бути підданий вібраційним випробуванням протягом 25 год із частотою 16–20 повних періодів за хвилину на кут  $15^\circ$  в обидва боки від горизонтального положення (разом  $30^\circ$ ) відносно найбільш критичної осі. Якщо критичним є рух відносно більш ніж однієї осі, то бак має хитатися відносно кожної критичної осі протягом 12,5 год.

### Контрольні запитання

1. Які навантаження має витримувати паливний бак?
2. Які вимоги ставляться до паливних баків на випадок аварійної посадки?
3. Які вимоги ставляться до кришок люків паливних баків?
4. Для чого необхідна вентиляція порожнин, суміжних із поверхнями баків?
5. Які вимоги ставляться до кріплення паливних баків?
6. Який об'єм розширювального простору необхідно забезпечити в паливному баці?
7. Який об'єм відстійника необхідно забезпечити в паливному баці?
8. Якими є вимоги до зливного пристрою відстійника паливного бака?
9. Якими є вимоги до забірника палива із бака?
10. Із яких компонентів складається потрібний об'єм паливних баків?
11. Як обчислюється маса палива, необхідного для польоту із заданою дальністю (тривалістю)?
12. Проаналізуйте місця можливого розміщення паливних баків на пасажирських і транспортних літаках.
13. Проаналізуйте місця можливого розміщення паливних баків на маневрених літаках.
14. Проаналізуйте місця можливого розміщення паливних баків на вертольотах.
15. Які рішення застосовують для мінімізації пошкоджень паливної системи від нелокалізованого руйнування ротора двигуна?
16. Яким чином можна обчислити наявний об'єм паливних баків у крилі?
17. До яких наслідків призводить перетікання палива на літаках зі стрілоподібними крилами?
18. Що являють собою противідливні нервюри?

19. Із якою метою встановлюють противідливні нервюри?
20. Зобразіть графічно зміну положення центра мас літака із позитивним поперечним  $V$  у міру вироблення палива та при різних кутах тангажу.
21. Зобразіть графічно зміну положення центра мас літака із негативним поперечним  $V$  у міру вироблення палива та при різних кутах тангажу.
22. Які причини появи залишку палива, що не виробляється? До чого призводить його наявність на борту?
23. Яким чином зменшують масу залишку, що не виробляється?
24. Скільки насосів зазвичай розташовують у витратних відсіках? Чому? Як і навіщо розміщують ці насоси?
25. Які способи застосовуються для боротьби з водою в паливних баках?
26. Що може входити до складу паливних баків?
27. Як класифікуються паливні баки за конструкцією?
28. Що являють собою кесон-баки? Де вони застосовуються?
29. У чому полягають переваги й недоліки кесон-баків?
30. Які види герметизації застосовуються для кесон-баків?
31. Що являють собою м'які баки? Де вони застосовуються?
32. У чому полягають переваги й недоліки м'яких баків?
33. Із яких шарів може складатися оболонка м'яких паливних баків? Опишіть їх призначення.
34. Як забезпечується необхідна жорсткість м'яких баків?
35. Яким чином до м'яких баків кріпиться арматура?
36. Яким чином м'які баки кріпляться до конструкції планера?
37. Якими способами запобігають руйнуванню м'яких баків вертольота при його аварійній посадці?
38. Що являють собою жорсткі баки? Де вони застосовуються?
39. У чому полягають переваги й недоліки жорстких баків?
40. Які матеріали використовуються для виготовлення жорстких баків? Чому?
41. Опишіть конструкцію жорсткого паливного бака.
42. У чому полягає призначення діафрагм у паливному баці?
43. Яким чином жорсткі баки кріпляться до конструкції планера?
44. Яким чином до жорстких баків кріпиться арматура?
45. Що являють собою зовнішні паливні баки? Де вони застосовуються?
46. У чому полягають переваги й недоліки зовнішніх паливних баків?
47. Чим визначаються форма й розміщення зовнішніх паливних баків?
48. Якими є особливості скидних баків?
49. Опишіть конструкцію підвісного паливного бака літака.
50. Опишіть конструкцію підвісного паливного бака вертольота.
51. Якими є особливості накладних і конформних паливних баків?
52. Із якою метою застосовуються додаткові паливні баки?
53. Де можуть розміщуватися додаткові паливні баки?
54. Опишіть конструкцію додаткового паливного бака.
55. Які вимоги ставляться до випробувань паливних баків?



## 4. ПІДСИСТЕМА ЗАПРАВЛЕННЯ ТА ЗЛИВАННЯ ПАЛИВА

### 4.1. Призначення, вимоги та класифікація

Підсистему заправки паливом призначено для приймання й розподілення заданої кількості палива на борту ЛА.

Підсистему зливання призначено для зливання палива перед технічним обслуговуванням або ремонтом, а також після помилкового заправки з перевищенням заданої маси.

Згідно з АП 23/25/29.979, до системи заправки та зливання ставляться такі **вимоги**:

1. У системі заправки паливом під тиском має бути передбачений засіб, що запобігає витіканню небезпечної кількості палива з бака у випадку несправності впускного паливного клапана.

2. Мають бути передбачені засоби автоматичного закриття, що запобігають заповненню кожного бака паливом у кількості, більшій, ніж установлено для цього бака. Ці засоби мають:

– допускати перевірку правильності закриття перед кожним заправленням бака паливом;

– біля кожного місця заправки забезпечувати індикацію відмови засобів закриття з метою припинення подання палива при максимальній кількості заправляваного палива, установленій для цього бака.

3. Мають бути передбачені засоби для запобігання пошкодженням паливної системи у випадку відмови засобів автоматичного закриття.

4. Система заправки ЛА паливом під тиском (за виключенням паливних баків і їх дренажу) має витримувати навантаження, удвічі більше від навантаження, що утворюється при максимальних тисках, у тому числі при пульсаціях, які можуть мати місце під час заправки.

5. Система зливання палива (за виключенням паливних баків і їх дренажу) має витримувати навантаження, удвічі більше від навантаження, що утворюється при максимально допустимому тиску зливання (додатному або від'ємному) у паливному з'єднувальному штуцері ЛА.

Крім того, підсистема заправки має забезпечувати:

а) мінімальний час заправки (зазвичай у межах 15...40 хв);

б) заправки (зазвичай автоматичне) точно заданої оператором кількості палива, що дає змогу уникнути заправки зайвої маси палива, знизити аеродинамічний опір і витрату палива;

в) розподіл палива на борту ЛА (у тому числі в підвісних баках) відповідно до обмежень на його центрування;

г) сумісність із міжнародними стандартами.

Застосовують три способи заправки паливом: відкрите заправки, закриті заправки та заправки в польоті.

## 4.2. Відкрите заправлення

Під час **відкритого** заправлення (**заправлення зверху**) паливо від заправного пристрою подається по гнучкому шлангу через роздавальний пістолет безпосередньо до заливної горловини, розташованої у верхній частині бака. У випадку групування баків паливо може перетікати в інші баки по з'єднувальних трубках.

**Перевагами** відкритого заправлення є простота конструкції та мінімальна маса підсистеми.

**Недоліків** значно більше:

1. Великий час заправлення. Для заправлення необхідно відкрити й закрити заливну горловину в кожному баці, перемістити роздавальний шланг, увімкнути й вимкнути насос заправного пристрою.

2. Незручність обслуговування, оскільки заливні горловини зазвичай розміщено на крилі. Обслуговому персоналу доводиться користуватися драбинами, стрем'янками, довгими шлангами, що призводить до пошкодження лакофарбового покриття крила. У зимових умовах переміщення людей по зледенілій поверхні крила є небезпечним для їх життя та здоров'я.

3. При випаровуванні палива через відкриті заливні горловини підвищується пожежна небезпека.

4. Крім того, через ті ж заливні горловини можливим є потрапляння до бака пилу й атмосферних опадів.

Відкрите заправлення **застосовується** як основний спосіб на ЛА загального призначення й невеликих безпілотних ЛА. У великій авіації заливні горловини для відкритого заправлення встановлюють як резервні. Оскільки за час експлуатації вони можуть жодного разу не використовуватися, на деяких ЛА їх взагалі не встановлюють (AV-8B, F-4, XB-70).

Конструкція заправних горловин має запобігати потраплянню палива в будь-які інші частини літака, крім самих баків. Кожна заглиблена заправна горловина, у якій може накопичуватися значна кількість палива, повинен мати зливний пристрій для унеможливлення потрапляння палива, що зливається, на інші частини літака.

Кожна точка заправлення повинна мати засоби металізації для електричного з'єднання з наземним заправним обладнанням.

Кришки заливних горловин мають бути сконструйовані так, щоб було унеможливлено їх неправильне встановлення, просочування палива або втрати в польоті.

Іноді заливні горловини оснащуються вмонтованими фільтрами.

На рис. 4.1 показано конструкцію **заливної горловини літака Ан-140** [48], розміщеної у кришці люка верхньої панелі кесона крила. Кришка складається з корпусу 2, що має грибоподібну верхню частину, отвір у центрі та два діаметрально розміщені поздовжні прорізи в нижній частині,

у які встановлюється траверса 1. Траверсу оснащено двома діаметрально розміщеними заплечиками, які під час повороту кришки навколо своєї осі входять у кільцеву проточку горловини. Корпус кришки й траверса разом обертаються навколо спільної осі з можливістю їх взаємного осьового переміщення.

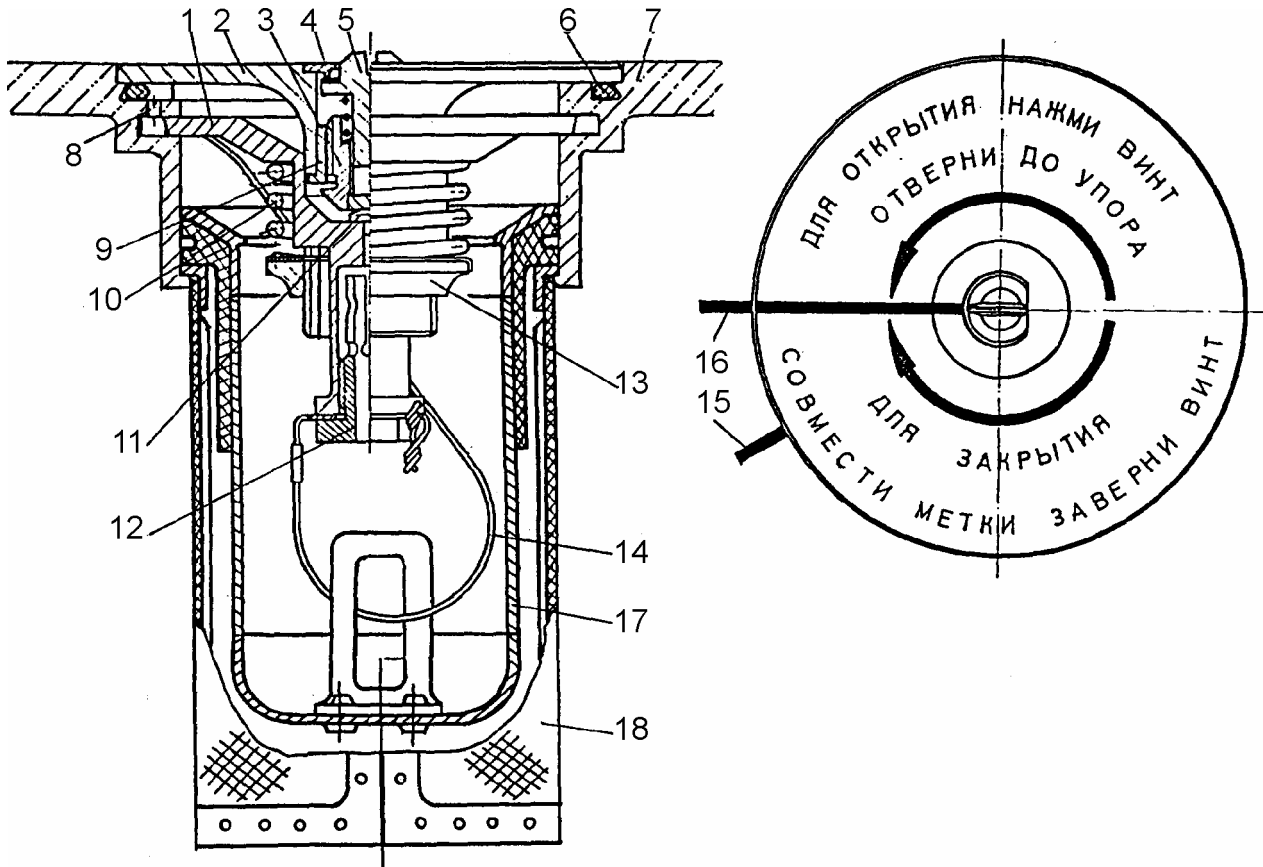


Рис. 4.1. Конструкція заливної горловини (Ан-140):

1 — траверса; 2 — корпус кришки; 3, 8 — гвинти; 4 — сідло; 5 — клапан;  
6 — ущільнювальне кільце; 7 — горловина; 9 — нарізна втулка; 10 — пружина;  
11 — п'ята; 12 — гніздо заземлення; 13 — гайка; 14 — трос; 15, 16 — мітки відкритого й закритого положення; 17 — блискавкозахисна чашка; 18 — фільтр

У корпусі кришки встановлено нарізну втулку 9, яка своїми заплечиками фіксується від повороту в прорізах корпусу. У нарізну втулку вкручено гвинт 3, який опирається на п'ята 11. П'ята встановлена в центральному отворі траверси. У гвинті 3 виконано внутрішні поздовжні шліци, що перебувають у зачепленні зі шліцами клапана 5. У закритому положенні кришки 2 пружина притискає клапан його гумовим пояском до сідла 4, завальцьованого в центрі корпусу кришки 2.

У закритому положенні радіальна мітка на лицевій поверхні кришки збігається із міткою 16 закритого положення, а клапан 5 своїм зрізом зафіксований від повороту в сідлі 4.

Знизу траверса 1 притиснута до гвинта 3 пружиною 10, опорою якої є гайка 13, нагвинчена на нижню нарізну частину корпусу 2. Така конструкція

під час обертання гвинта 3 забезпечує вісне переміщення траверси відносно корпусу кришки.

У нижню торцеву частину траверси вкручено гніздо заземлення 12, у яке під час заправлення встановлюється штир заземлення заправного засобу. Головка гнізда заземлення притискає шайбу, у якій закріплено кінець троса 14. Інший кінець троса закріплений у нарізному наконечнику, який фіксується в кільцевій проточці горловини гвинтом 8. Трос 14 виконує функції металізації, заземлюючи заправний засіб на літак, а також утримує відкриту кришку поблизу горловини.

Герметичність з'єднання кришки з горловиною забезпечується ущільнювальним кільцем 6, яке в закритому положенні притискається корпусом кришки.

Для відкриття кришки клапан 5 заглиблюється, його зріз виходить із зачеплення з сідлом 4 і повертається проти годинникової стрілки. При цьому гвинт 3 обертається в лівій різі втулки 9, спричиняючи вісне переміщення корпусу кришки відносно траверси. Диск кришки трохи піднімається з гнізда й виходить із зачеплення з горловиною. При подальшому повороті клапана відносно корпусу кришки одночасно відбувається поворот усієї кришки та вихід заплечиків траверси із зачеплення з горловиною. При повному відкритті кришки її радіальна мітка збігається із міткою 15 відкритого положення. Витягнення кришки із горловини здійснюється нахилом викрутки, установленої у шліці клапана в напрямку, перпендикулярному до шліца.

Під час закриття кришку встановлюють у горловині, її радіальна мітка суміщається із міткою 15 відкритого положення, після чого поворотом кришки за годинниковою стрілкою суміщають мітку на кришці із міткою закритого положення. Фіксація й ущільнення клапана та кришки в закритому положенні виконуються поворотом клапана відносно кришки за годинниковою стрілкою до суміщення його шліца з міткою 16.

У горловині встановлено блискавкозахисну чашку 17, яка перед заправленням виймається. Чашка знаходиться всередині фільтра 18.

На рис. 4.2 зображено конструкцію **заливних горловин літака Hawker-800**, розміщених на крилових кесон-баках (рис. 4.2, а) і підфюзеляжному баці (рис. 4.2, б) [263]. Кришка 5, розміщена в заливній горловині, відкривається внаслідок підняття ручки 9 із заглибленого положення та її повороту на 90°. Під час підняття ручки чашка 2, розміщена в нижній частині основи 10, опускається вниз під дією пружини й припиняє стискати ущільнювальне кільце 7 з силіційорганічної гуми. Поворот ручки на 90° повертає чашку так, що три виступи чашки опиняються під відповідними пазами горловини й дають змогу витягнути кришку. Втулка заземлення 11 розміщена поруч із горловиною.

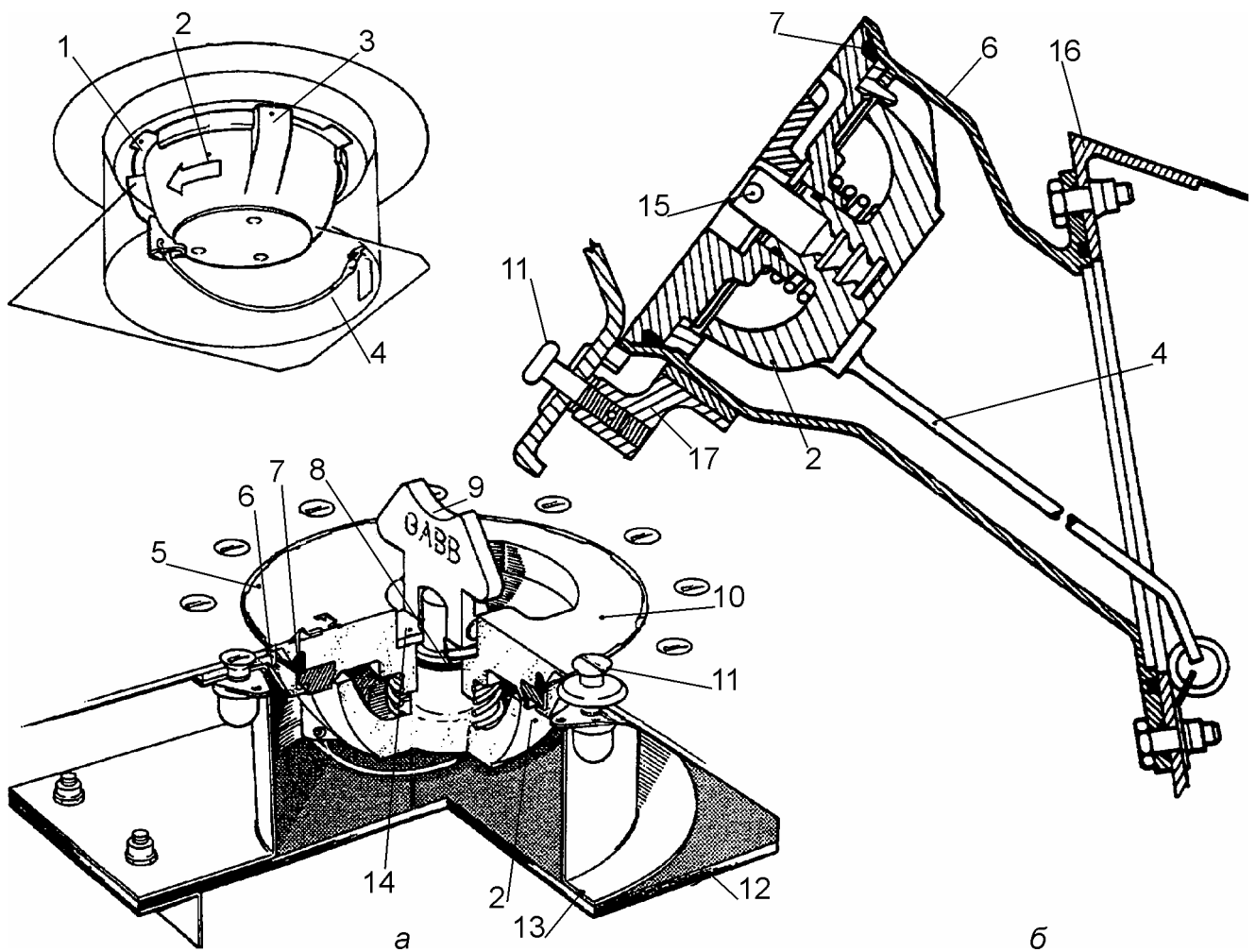


Рис. 4.2. Конструкція заливних горловин (Hawker-800):

а — кесон-бака; б — підфюзеляжного бака; 1 — паз у горловині; 2 — чашка; 3 — виступ чашки; 4 — трос; 5 — кришка; 6 — горловина; 7, 8, 13 — ущільнювальні кільця; 9 — ручка; 10 — основа; 11 — втулка заземлення; 12 — тарілчастий клапан; 14 — п'ята; 15 — вісь; 16 — стінка бака; 17 — упор

Для правильного розміщення кришки в горловині кесон-бака (див. рис. 4.2, а) вигравіювана на основі стрілка має бути спрямована вперед. Поліуретановий трос 4 утримує кришку поблизу горловини у її відкритому положенні. Заливна горловина має гумовий тарілчастий клапан для запобігання виплискуванню палива при ненавмисній втраті кришки.

Доступ до кришки заливної горловини підфюзеляжного бака здійснюється через відкидний люк на лівому боці обтічника бака. Для запобігання закриттю люка до правильного установлення кришки передбачено упор 17 люка, який перешкоджає закриттю кришки обтічника.

На літаках попереднього покоління (Ан-26, Ан-124) відкрите заправлення використовувалося частіше, тому для відкриття/закриття заливних горловин не потребувався інструмент (див. рис. 3.23, а). Достатньо було натиснути кнопку 5 на кришці, при цьому кульки 8 входять у канавку 3 кришки й звільняють її, після чого вона підскакує вгору завдяки пружині 11.

### 4.3. Закрите заправлення на землі

При **закритому (централізованому)** заправленні (**заправленні знизу**) паливо від заправного пристрою подається наземним насосом по гнучкому шлангу через наконечник до штуцера централізованого заправлення ЛА.

Закрите заправлення має такі **переваги**:

1. Малий час заправлення.
2. Заправлення здійснюється через один або два заправних штуцери, тому таке заправлення також називають централізованим.
3. Для зменшення довжини роздавальних шлангів і зручності обслуговування заправні штуцери розміщено в нижніх частинах ЛА. При цьому виключається переміщення людей по поверхні ЛА.
4. Знижується випаровування палива або потрапляння сторонніх предметів та атмосферних опадів у баки через відкриті горловини.

**Недоліками** закритого заправлення є таке:

1. Велика швидкість руху палива по трубопроводах (витрата становить 4...100 кг/с), велика довжина заправних трубопроводів і наявність спеціальних керувальних клапанів спричиняють великі гідравлічні втрати тиску. При цьому використовують потужні наземні насоси, що створюють великий перепад тиску (350 або 450 кПа).
2. Трубопроводи заправлення й керувальні клапани розміщуються на ЛА, що збільшує масу його паливної системи.

У системі закритого заправлення передбачено **засоби автоматичного закриття**, що запобігають переповненню бака (зазвичай це електрореровані запірні крани), а також засоби, що запобігають пошкодженню ПС у випадку відмови цієї автоматики (зазвичай це гідромеханічні заправні клапани).

Щоб укластися в заданий **час заправлення**, для більшості ЛА достатньо тільки одного штуцера централізованого заправлення. Часто поруч установлюють другий — резервний. При цьому в цивільній авіації штуцери централізованого заправлення розміщують на правій консолі крила або на правому борті фюзеляжу. Великі літаки (Ан-124, А-330/340/380, В-747, С-5) часто оснащуються двома і більше парами штуцерів для зменшення часу заправлення. При цьому по парі штуцерів розміщують на кожній консолі крила або по обох бортах фюзеляжу.

Для більшості ЛА **порядок заправлення** не має істотного значення. Однак у деяких випадках (при розміщенні баків у фюзеляжі або хвостовому оперенні або при розміщенні двигунів у хвостовій частині фюзеляжу) неправильний порядок заправлення може спричинити зміщення ЦМ ЛА за лінію основних опор і перевертання на хвіст. У таких випадках установлюють певний порядок заправлення (передні баки заправляють першими). На деяких сучасних літаках (А-380) підсистема заправлення автоматично забезпечує **задане положення ЦМ** ЛА із умови мінімізації балансувального опору в крейсерському польоті.

На ЛА позааеродромного базування (Ан-2/3, Лунх) іноді встановлюють насос заправлення із гнучким шлангом, опускаючи кінець якого в паливо, можна заправити ЛА з будь-якої відкритої посудини. Гідролітаки (Бе-12) можуть бути оснащені штуцерами для заправлення від корабля на плаву.

Застосовуються декілька **схем централізованого заправлення**: незалежна; суміщена (по трубопроводах перекачування або аварійного зливання); колекторна (по трубопроводах перехресного живлення); каскадна.

### 4.3.1. Незалежна схема заправлення

Згідно з цією схемою ЛА обладнується трубопроводом, спеціально призначеним для централізованого заправлення/зливання (рис. 4.3), який не використовується іншими підсистемами (іноді використовується для перекачування палива на землі).

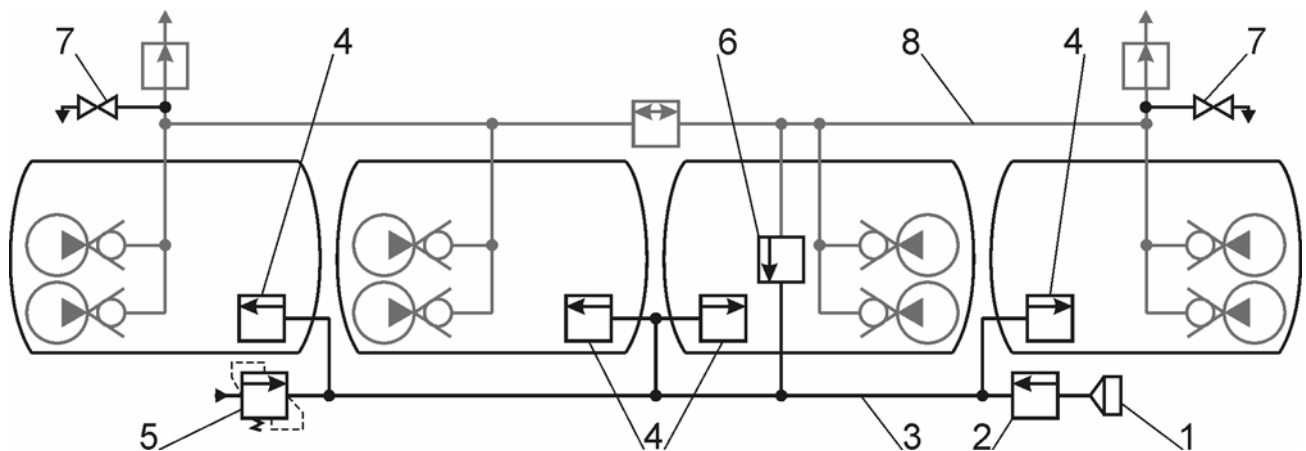


Рис. 4.3. Незалежна схема заправлення:

1 — штуцер заправлення; 2 — головний кран заправлення; 3 — трубопровід заправлення; 4 — клапани заправлення; 5 — вакуум-клапан; 6 — кран зливання; 7 — крани зливання; 8 — трубопровід перехресного живлення

**Перевагами** такої схеми є значно менша кількість циклів відкриття/закриття для керувальних клапанів заправлення й незалежність від інших підсистем (крім системи вимірювання).

**Недоліками** цієї схеми є велика маса й висока вартість системи, а також необхідність відкачування палива із трубопроводів заправлення після його закінчення (оскільки це паливо неможливо виробити, воно являє собою пожежонебезпечний баласт).

Така схема широко використовується на пасажирських і транспортних літаках (Ан-124/74/148, Бе-200, Ил-76, Як-42, А-310/320, В-737, MD-80, С-160, KC-135).

### 4.3.2. Суміщена схема заправлення

У суміщеній схемі заправлення деякі трубопроводи використовуються для двох різних завдань: на землі — для заправлення; у польоті — для перекачування палива у витратні баки (рис. 4.4) і (або) для аварійного зливання.

**Перевагами** такої схеми є менша маса системи й наявність альтернативних шляхів перекачування палива в польоті.

Її **недоліками** є менший ресурс керувальних клапанів і складність паливної системи.

Така схема також широко використовується як у цивільній (Ил-86/96, Ту-214, А-330/340/380, С-130, С-5, Concorde), так і військовій (А-10, В-1, F-16, F-18) авіації.

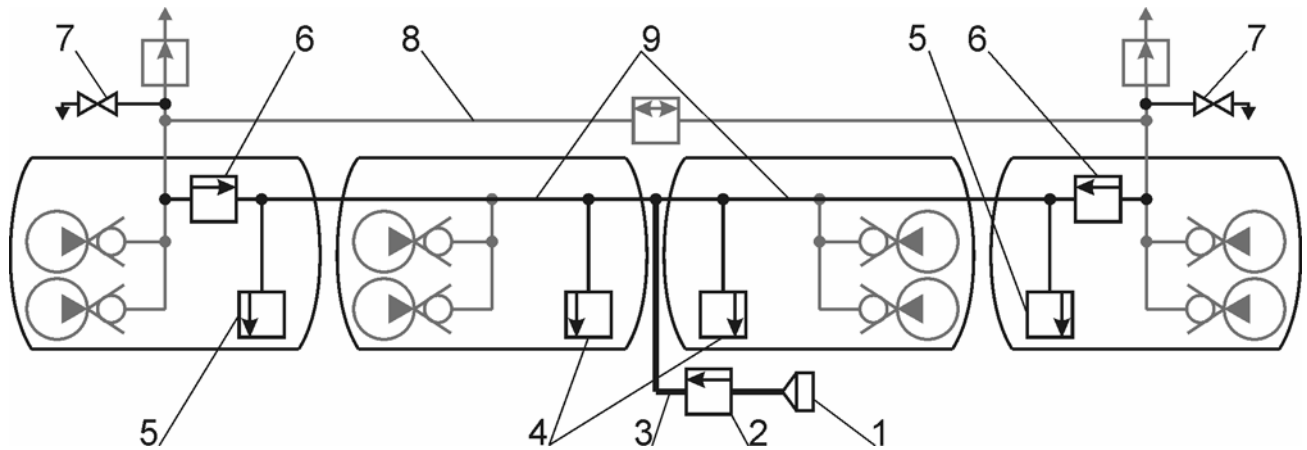


Рис. 4.4. Суміщена схема заправлення:

- 1 — штуцер заправлення; 2 — головний кран заправлення; 3 — трубопровід заправлення; 4 — клапани заправлення; 5 — клапани заправлення/перекачування; 6 — крани зливання; 7 — крани зливання; 8 — трубопровід перехресного живлення; 9 — трубопровід заправлення/перекачування

### 4.3.3. Колекторна схема заправлення

У випадку колекторної схеми заправлення трубопровід перехресного живлення використовується на землі для заправлення (рис. 4.5) і є єдиним трубопроводом, що з'єднує різні баки.

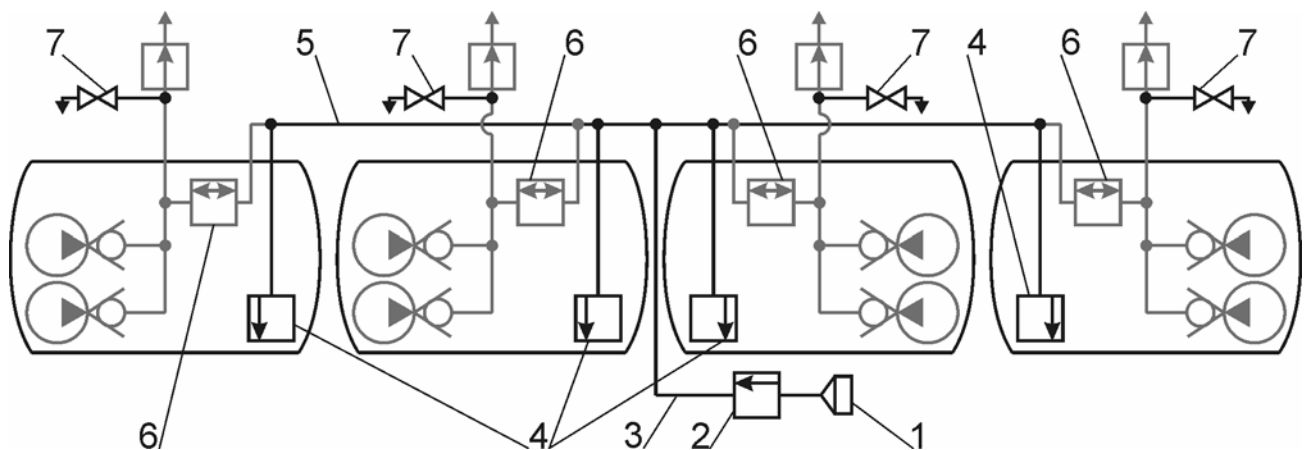


Рис. 4.5. Колекторна схема заправлення:

- 1 — штуцер заправлення; 2 — головний кран заправлення; 3 — трубопровід заправлення; 4 — клапани заправлення; 5 — колектор заправлення/перехресного живлення; 6 — крани перехресного живлення/зливання; 7 — крани зливання



**Перевагами** цієї схеми заправлення є мінімальна маса й максимальна простота паливної системи. Її **недоліками** є наявність обмежень на роботу паливної системи у відказних ситуаціях і відсутність альтернативних шляхів перекачування палива.

Схема застосовується на деяких зарубіжних літаках (YC-15, C-141, DC-8).

#### 4.3.4. Каскадна схема заправлення

У випадку каскадної схеми заправлення декілька паливних баків з'єднують послідовно (каскадом), а трубопровід заправлення підходить до найближчого бака. Під час заправлення після досягнення заданого рівня в першому баці паливо переливається в наступний бак по трубах переливання. Датчик верхнього рівня (закінчення заправлення) установлюють в останньому баці каскаду. Ці ж труби можуть використовуватися для перекачування палива в польоті у зворотному порядку або для дренажу (рис. 4.6).

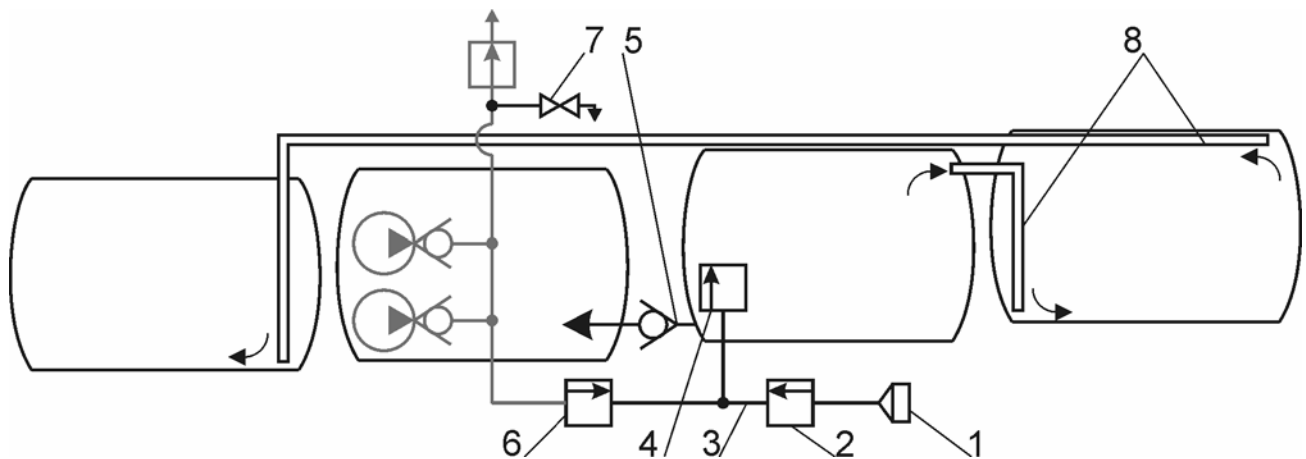


Рис. 4.6. Каскадна схема заправлення:

1 — штуцер заправлення; 2 — головний клапан заправлення; 3 — трубопровід заправлення; 4 — клапан заправлення; 5 — труба переливання зі зворотним клапаном; 6 — кран зливання; 7 — кран зливання; 8 — труби переливання

Переваги й недоліки цієї схеми є аналогічними перевагам і недолікам попередньої схеми.

Схема використовується як на пасажирських (RRJ, Ту-334), так і на військових (AV-8B, F-14, F-16, МиГ-29) літаках. Зазначимо також, що часто на одному ЛА для різних баків використовуються різні схеми заправлення.

#### 4.3.5. Штуцер централізованого заправлення

Штуцери централізованого заправлення й наконечники роздавальних шлангів («D-1 nozzle») відповідають міжнародним стандартам (MS24484 [14] та ОСТ 1 11320–74 [7]). Цей (спочатку військовий) стандарт застосовується як для цивільної, так і військової авіації.

Штуцер централізованого заправлення (рис. 4.7) [55] складається із корпусу 2 і клапана 9. У закритому положенні клапан притискається пруж-

жиною 3 до фланця 5, закріпленого гвинтами на корпусі. На фланці є борт, до якого байонетним замком кріпиться кришка при закритому клапані або наконечник заправного шланга під час заправки. Кришку призначено для герметизації штуцера та його захисту від забруднень у закритому положенні. Кришка, притиснута до фланця гвинтом 8, перед заправленням знімається. До конструкції ЛА штуцер кріпиться через перехідник 1, з'єднаний із корпусом штуцера болтовими з'єднаннями.

Під час приєднання шланга паливозаправника штир на наконечнику шланга відтискає клапан 9, і паливо проходить із шлангу в трубопровід заправки. Після від'єднання наконечника шланга від штуцера пружина повертає клапан у гніздо на фланці, запобігаючи витіканню палива із трубопроводу заправки. Герметичність штуцера забезпечується гумовими ущільнювальними кільцями 4. Щоб не загубити кришку, її з'єднують із перехідником ланцюжком 10. На перехіднику також розміщено гніздо заземлення 11.

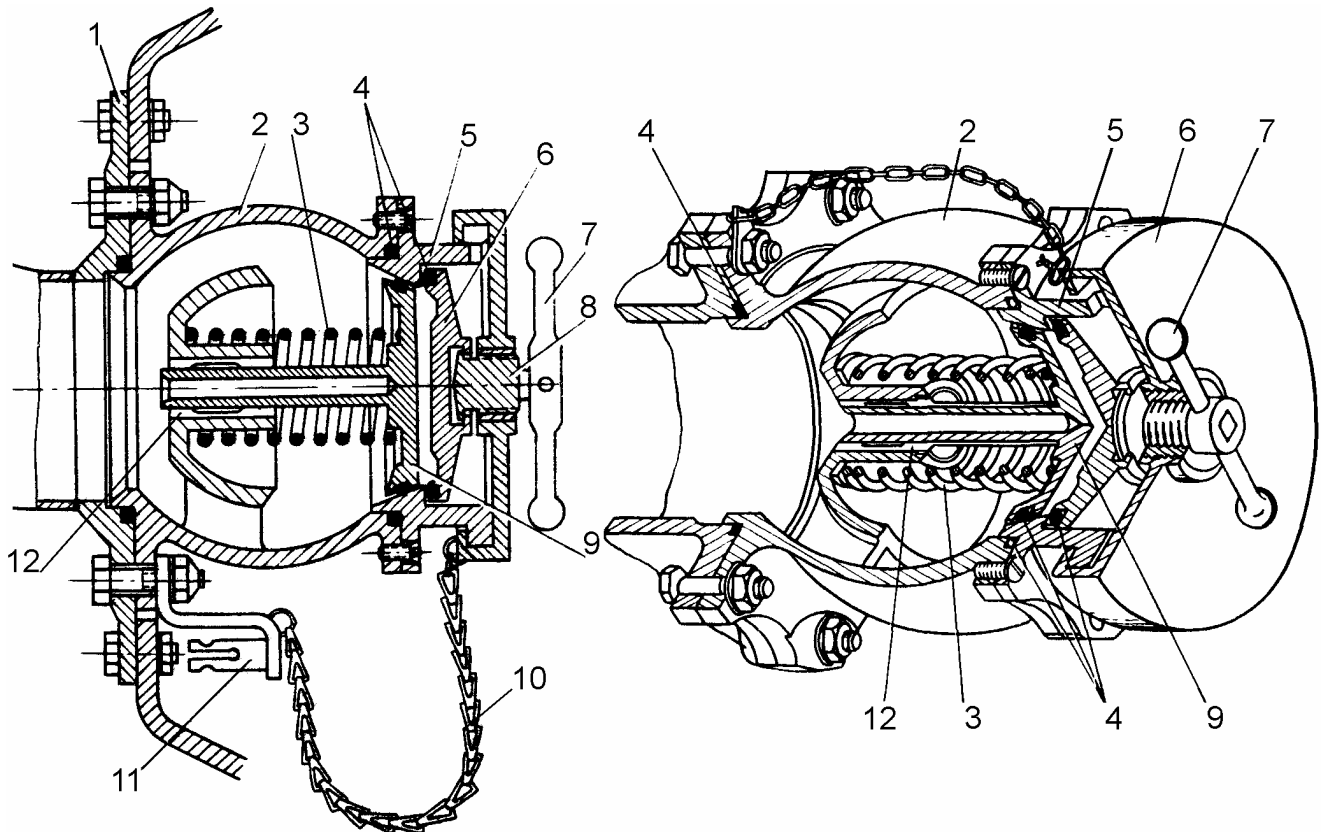


Рис. 4.7. Штуцер централізованого заправки:

- 1 — перехідник; 2 — корпус; 3 — пружина; 4 — ущільнювальні кільця; 5 — фланець; 6 — кришка; 7 — ручка; 8 — гвинт; 9 — клапан; 10 — ланцюжок;  
11 — гніздо заземлення; 12 — втулка

#### 4.4. Керувальні пристрої підсистеми заправки

Для захисту паливних баків від переповнення під час заправки використовуються різні способи та їх комбінування: керувальні крани й

клапани, датчики тиску, датчики мінімального рівня в дренажних баках і клапани зливання палива, що перезалито.

#### 4.4.1. Керувальні крани

Кранами називають пристрої для керування потоком рідини (або газу) зовні. За призначенням крани поділяють на запірні (перекривні) і розподільні. За конструкцією розрізняють пробкові, заслінкові, дискові, поршневі, тарілчасті та інші крани.

**Пробковий кран** являє собою кулю (або зрізаний конус) із отвором, діаметр якого дорівнює внутрішньому діаметру трубопроводу, що здатна обертатися навколо осі, перпендикулярної до потоку (рис. 4.8) [263]. **Перевагами** таких кранів є мінімальний опір у відкритому положенні й простота конструкції, **недоліками** — висока вартість (що спричинено складністю форми), важкі умови роботи ущільнень і велика маса.

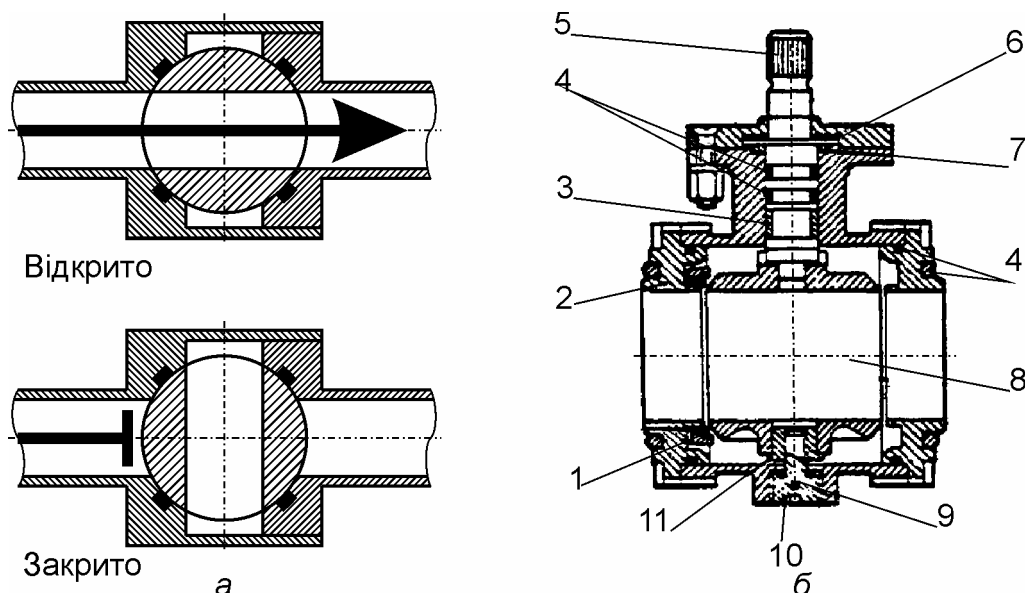


Рис. 4.8. Пробковий кран (Hawker-800): а — схема роботи; б — конструкція;  
 1 — пружинне кільце; 2 — притискний фланець; 3 — розрізна втулка;  
 4 — ущільнювальні кільця; 5 — вал; 6 — упірня шайба; 7 — втулка; 8 — куля;  
 9 — підпружинений штифт; 10 — опірний болт; 11 — втулка підшипника

**Заслінковий кран** являє собою плоску заслінку круглої форми, яка здатна обертатися навколо осі, перпендикулярної до потоку (рис. 4.9) [47]. **Перевагами** заслінкових кранів є низька вартість (з огляду на прості форми) і мала маса, **недоліками** — великий опір у відкритому положенні й важкі умови роботи ущільнень.

**Дисковий (гільйотинний) кран** являє собою плоску пластину, розташовану перпендикулярно до потоку, яка здатна переміщуватися поступально, перекриваючи потік (рис. 4.10) [102]. **Перевагами** таких кранів є простота конструкції, мінімальна вартість, мала маса й низький опір у відкритому положенні, **недоліками** — важкі умови роботи ущільнень.

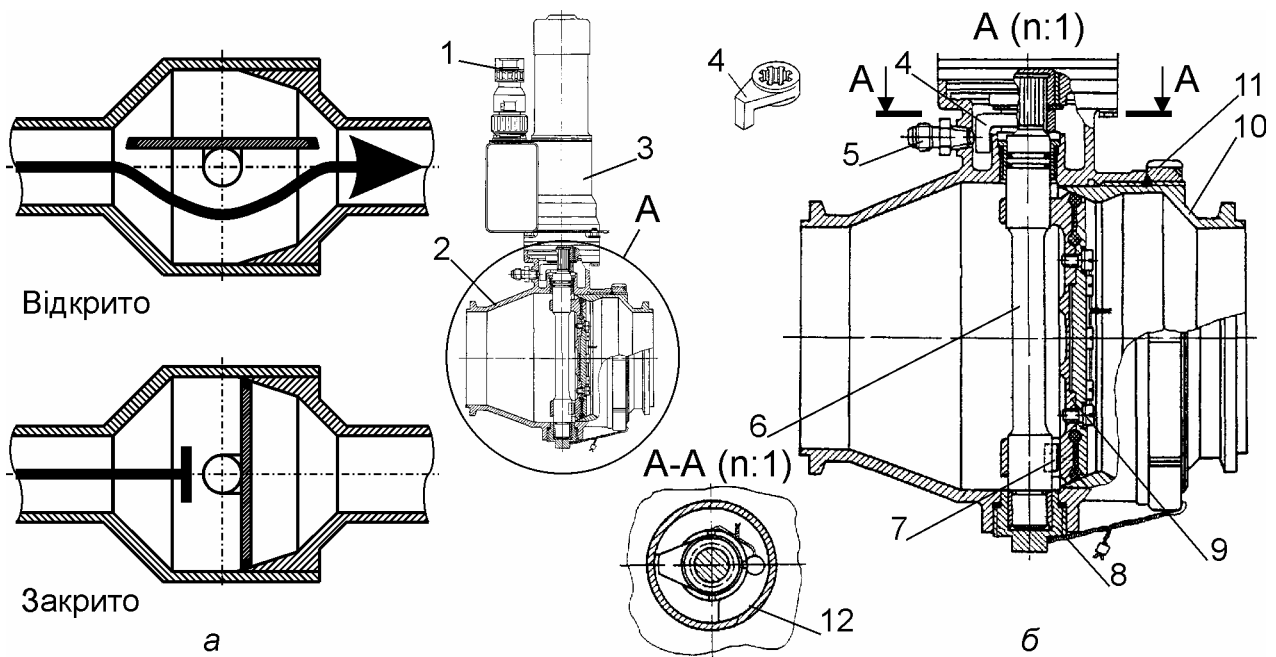


Рис. 4.9. Заслінковий кран (Ан-124): а — схема роботи; б — конструкція; 1 — електрорознім; 2 — корпус крана; 3 — електромеханізм; 4 — упор на валу; 5 — дренажний штуцер; 6 — вал; 7 — шпонка; 8 — підшипник; 9 — заслінка; 10 — фланець; 11 — гайка; 12 — упор на корпусі

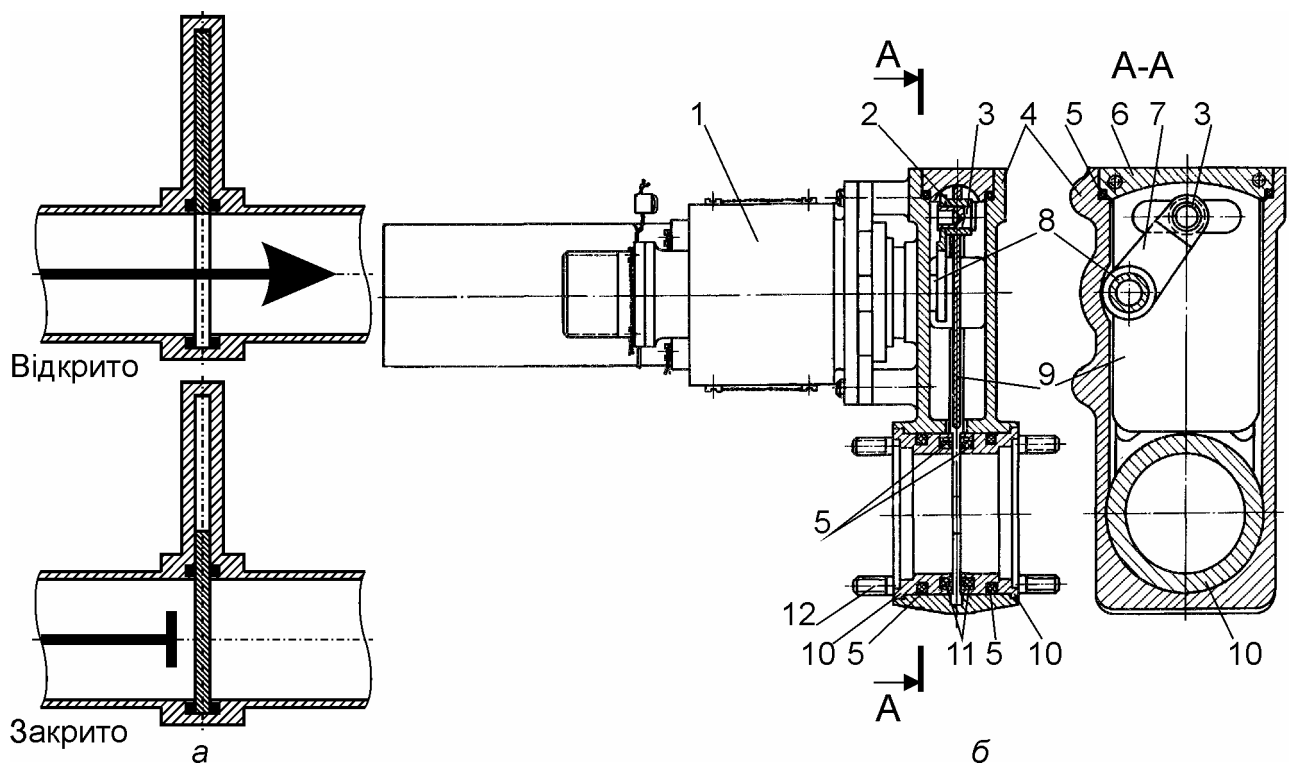


Рис. 4.10. Дисковий кран 768600МА: а — схема роботи; б — конструкція; 1 — електромеханізм; 2 — валець; 3 — поводок; 4 — корпус; 5 — гумові ущільнення; 6 — кришка; 7 — важіль; 8 — вал; 9 — заслінка; 10 — сидла; 11 — сталеві притискні кільця; 12 — шпилька

**Поршневий кран** являє собою поршень, здатний переміщуватися поступально вздовж осі трубопроводу (рис. 4.11) [57]. **Перевагами** таких

кранів є хороші умови роботи ущільнень, **недоліками** — складність конструкції, великий опір у відкритому положенні, необхідність подолання значних зусиль з боку потоку.

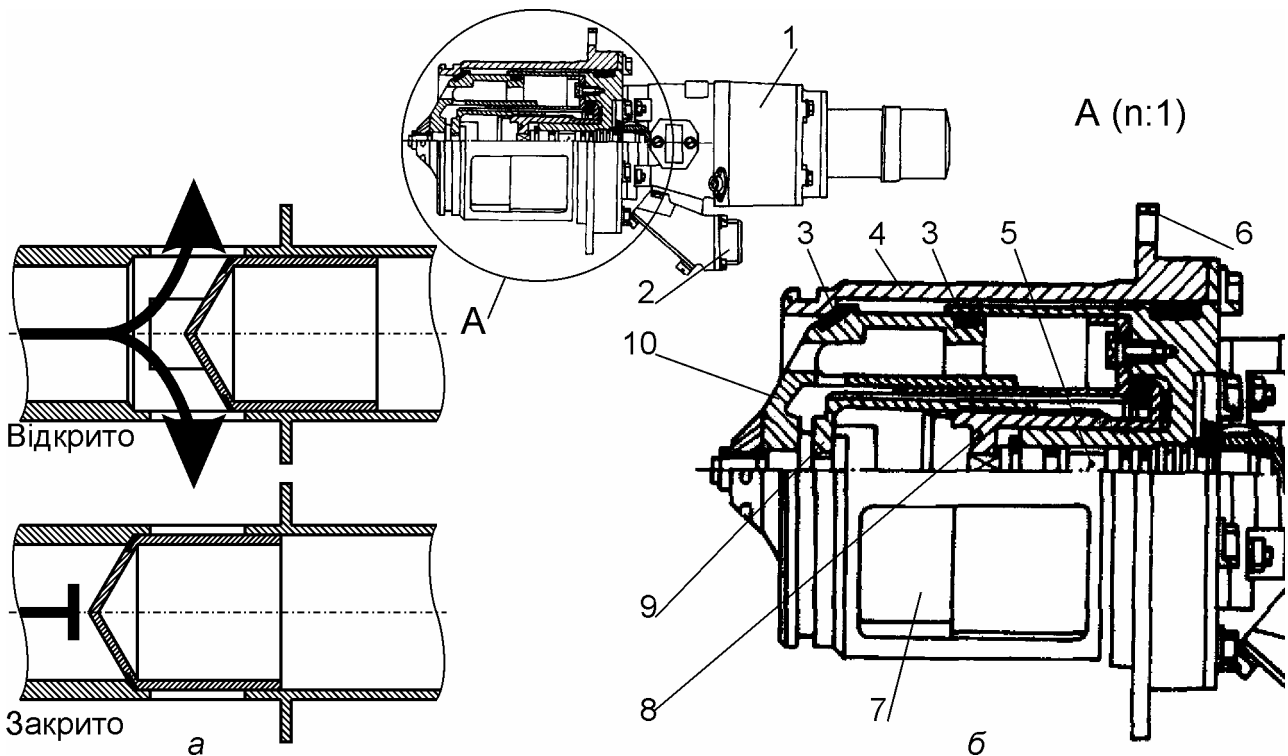


Рис. 4.11. Поршневий кран 772200: а — схема роботи; б — конструкція; 1 — електромеханізм; 2 — електрорознім; 3 — ущільнення; 4 — корпус; 5 — вал; 6 — кріпильний фланець; 7 — вхідне вікно; 8 — ходовий гвинт; 9 — ходова гайка; 10 — поршень

**Тарілчастий кран** являє собою плоску пластину, яка здатна обертатися навколо осі, що схрещується із віссю потоку (рис. 4.12) [57].

**Перевагами** таких кранів є простота конструкції, низька вартість (з огляду на прості форми), малий опір у відкритому положенні, хороші умови роботи ущільнень і мала маса, **недоліками** — необхідність подолання значних зусиль з боку потоку.

**Приведення кранів** може здійснюватися електромоторами (рис. 4.13), електромагнітами, пневмоциліндрами або механічно (вручну).

**Електромоторний привід** характеризується такими особливостями.

Після знеструмлення кран залишається в його поточному положенні, що потребує розгляду як закритого, так і відкритого положення крана під час аналізу наслідків його відмови. У тих випадках, коли необхідно є підвищена надійність роботи кранів із електромоторами, застосовують **двомоторні крани** (див. рис. 4.13, а, б) або встановлюють **резервний кран**. Мотори двомоторного крана заструмлюють від різних електричних шин або забезпечують живлення кожного мотора від кожної шини. Якщо критичним є перекриття лінії, то нормально відкритий

резервний кран встановлюють послідовно. Якщо важливо відкрити лінію, то нормально закритий резервний кран встановлюють паралельно. Для підвищення надійності одномоторного крана у випадку відмови електричної системи його мотор постійного струму може бути заструмлений від акумуляторної шини. У рідких випадках можуть застосовуватися більш складні рішення, що забезпечують задане положення крана при відмові електричної системи (наприклад, кран перехресного живлення на А-340 відкритий у разі її відмови).

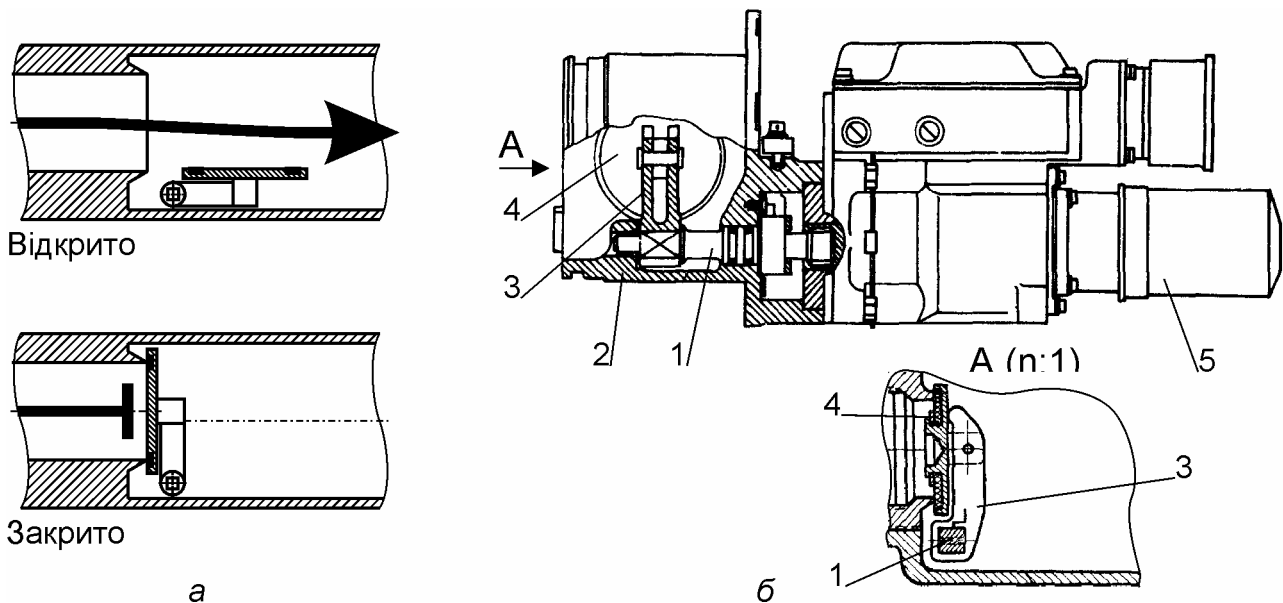


Рис. 4.12. Тарілчастий кран 771300: а — схема роботи; б — конструкція; 1 — вал; 2 — корпус; 3 — важіль; 4 — тарілка; 5 — електромеханізм

**Час відкриття/закриття** крана змінюється залежно від електричної напруги (що зазвичай становить 18...32 В), температури, тиску палива тощо. Занадто малий час закриття може спричинити гідродудар, занадто великий — перевищення кількості заправленого палива.

Застосування **«розумних» кранів**, оснащених умонтованими електронними системами, дає змогу реалізувати кілька додаткових функцій, наприклад заданий закон змінення швидкості відкриття/закриття (щоб уникнути гідродударів) під час нестабільної частоти/напруги живлення та діагностики поточного стану. Однак у теперішній час їх застосування є обмеженим через високу вартість і недостатню надійність.

Для зупинки електромотора в кінцевих положеннях крана використовують **кінцеві вимикачі**. Зазвичай використовують дві пари кінцевих вимикачів: одну — для керування зупинкою мотора; іншу — для індикації поточного положення крана.

У разі розміщення таких кранів усередині паливних баків зазвичай розміщують тільки їх гідравлічну частину, а електромотор — зовні баків. Це знижує пожежо- і вибухонебезпеку та спрощує заміну електромотора.

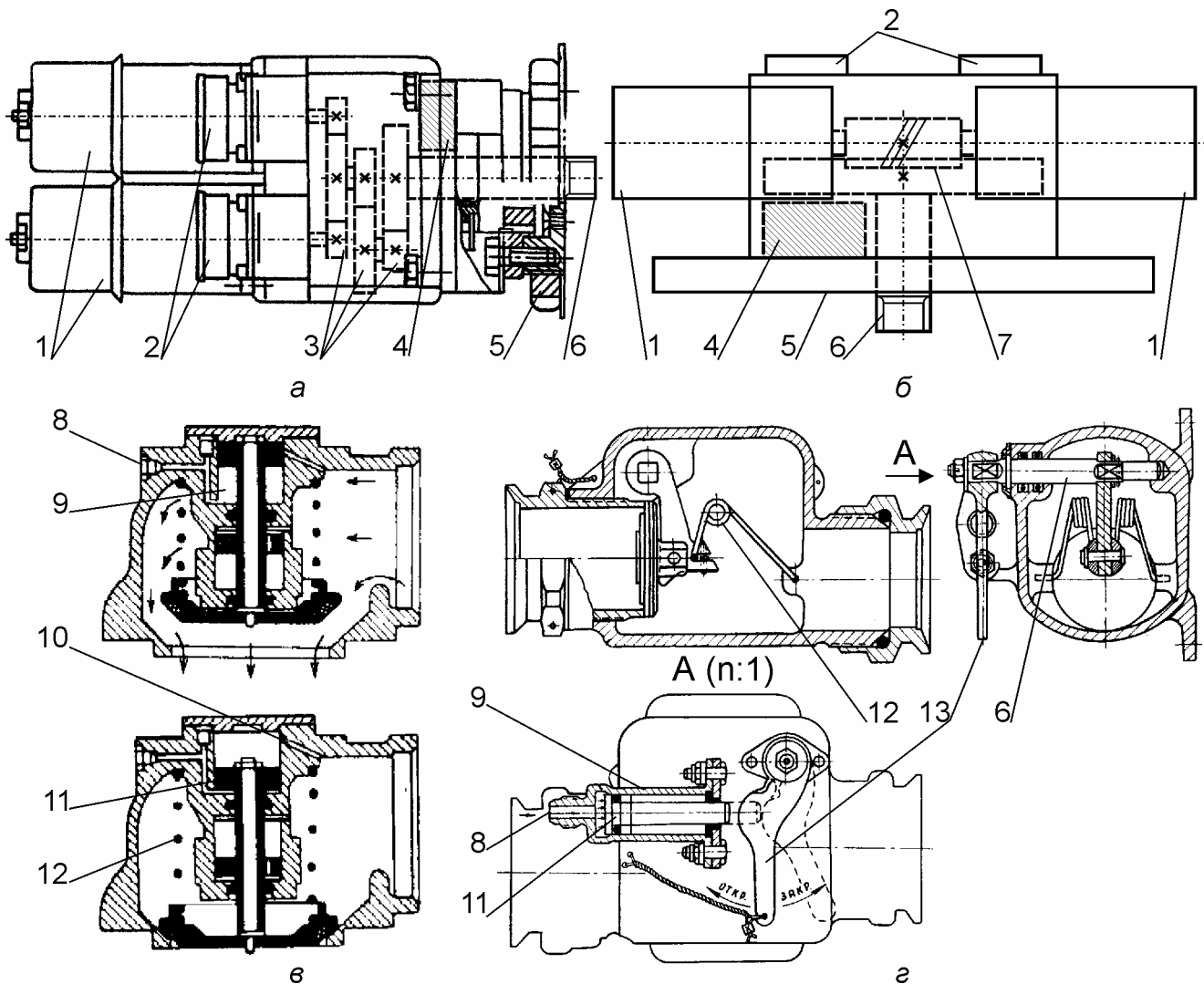


Рис. 4.13. Типи приводів кранів:

- а — електромоторний із шестеренним редуктором; б — електромоторний зі шнековим редуктором; в — пневматичний; г — ручний;
- 1 — електромотори; 2 — розніми; 3 — шестеренний редуктор; 4 — блоки кінцевих вимикачів; 5 — опорні плити; 6 — вихідні вали; 7 — шнековий редуктор; 8 — вхідний штуцер; 9 — пневмоциліндр; 10 — дренаж; 11 — поршень; 12 — пружина; 13 — ручка

Для таких кранів дуже просто реалізується функція **попередньої перевірки**. У будь-який час після початку заправлення кран закривають. Переконавшись у припиненні подання палива, продовжують заправлення, відкривши кран.

В електромоторних кранах найчастіше використовують **шестеренні редуктори** (див. рис. 4.13, а), що характеризуються великою довжиною, малим діаметром і високим ККД. У разі відмови таких кранів можливим є ручне керування, причому ручка водночас є механічним індикатором поточного положення крана.

У зарубіжних країнах іноді застосовують крани зі **шнековим редуктором** (див. рис. 4.13, б), які мають малу довжину, великий діаметр і низький ККД. Для їх ручного реверсування необхідно від'єднати спеціальну

муфту, що з'єднує привід із краном, або зняти привід і вручну повернути кран з допомогою спеціального інструмента.

**Пневматичний привід** (рис. 4.13, в, г) [84, 82] характеризується простотою конструкції, пожежо- і вибухобезпекою та високою надійністю. Однак при цьому необхідною є наявність пневмосистеми на борту ЛА. Такий спосіб керування широко застосовувався як аварійний на ЛА попередніх поколінь.

**Ручний привід** (див. рис. 4.13, г) [82] характеризується мінімальною масою, максимальною простотою й надійністю, однак потребує безпосереднього доступу людини до місця розміщення крана. Ручний привід іноді застосовується як аварійний (наприклад, для відкриття крана дозаправлення в польоті, розташованого в районі кабіни). Часто крани мають нормальний електричний привід та аварійний — ручний.

Паливні крани мають бути закріплені таким чином, щоб навантаження, що виникають під час їх роботи або в польотах із перевантаженнями, не передавалися на приєднані до них трубопроводи (АП 23/25/29.995).

#### 4.4.2. Керувальні клапани

Клапанами називають пристрої для керування потоком рідини (або газу), що спрацьовують під дією самого потоку або в яких використовується енергія потоку, спрямована зовнішнім впливом. Клапани спрацьовують після порушення рівноваги між силою, що діє з боку рідини (або газу) і силою, що діє від пружини, анероїдної коробки, ваги або моменту клапана, архімедової сили поплавця.

За конструкцією розрізняють поршневі і мембранні клапани, за способом керування — гідромеханічні й електрогідромеханічні.

**Поршковий клапан** (рис. 4.14) [43] являє собою поршень, здатний переміщуватися поступально вздовж осі потоку. **Перевагами** поршкових клапанів є постійність ефективної площі, малі діаметр і маса.

**Мембранний клапан** (рис. 4.15) [104] являє собою мембрану (гнучку діафрагму), центральна частина якої здатна переміщуватися в осьовому напрямку. **Перевагами** мембранних клапанів є менші внутрішні витоки, менше тертя й мала довжина.

**Гідромеханічний клапан** будь-якої із цих конструкцій має пружину, що намагається закрити (або відкрити) клапан, і жиклер, що зв'язує порожнину перед поршнем (або мембраною) із порожниною за ним (або за нею). Порожнина за поршнем (або мембраною) сполучається із паливним баком через поплавцевий клапан (або струминний датчик рівня). Якщо рівень палива в баці нижче заданого, то поплавцевий клапан відкритий, чим забезпечується скидання тиску із порожнини за поршнем (або мембраною) у бак. При перевищенні заданого рівня поплавцевий клапан закривається, припиняючи скидання тиску із порожнини за поршнем (або мембраною) основного клапана.



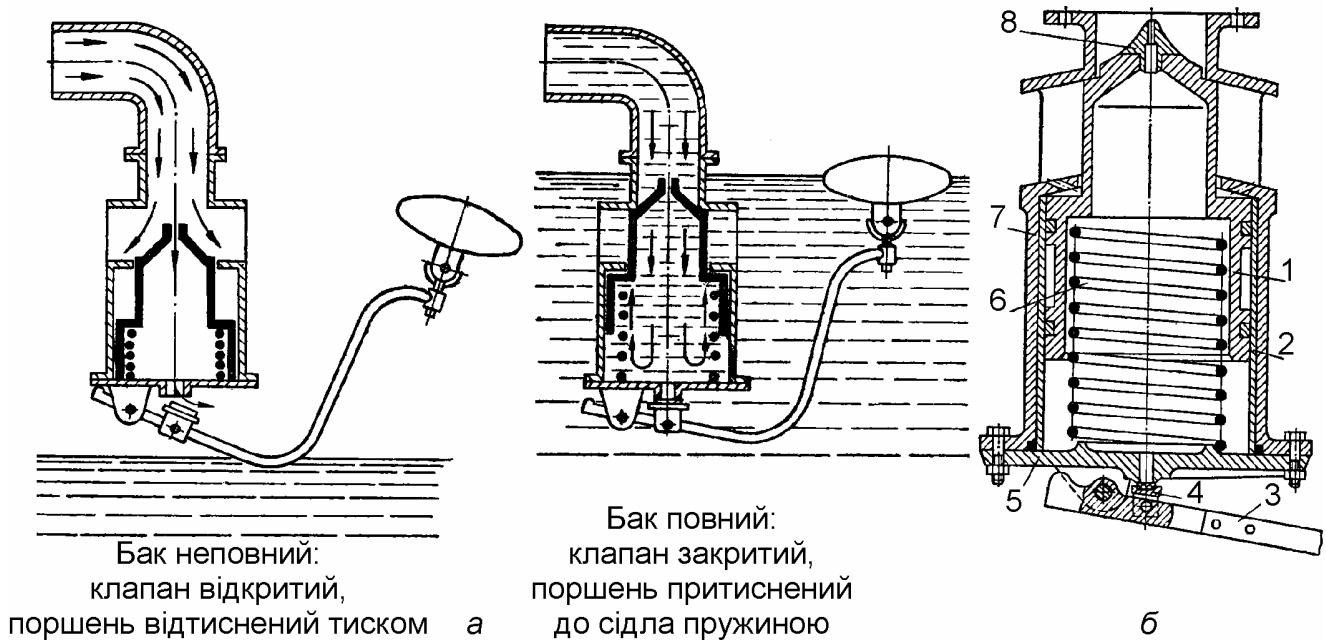


Рис. 4.14. Поршневий гідромеханічний клапан:

а — схема роботи; б — конструкція; 1 — поршень; 2 — гільза; 3 — важіль поплавця; 4 — клапан; 5 — кришка; 6 — пружина; 7 — корпус; 8 — жиклер

Працює гідромеханічний клапан таким чином. За відсутності тиску на вході в основний гідромеханічний клапан він перебуває в закритому стані під дією пружини (див. рис. 4.14, 4.15). При поданні тиску на вхід основного клапана, якщо рівень палива в баці нижче заданого, паливо, що пройшло через жиклер, буде скидатися в бак через відкритий поплавцевий клапан, і завдяки цьому тиск у порожнині за поршнем (або мембраною) буде меншим, ніж у порожнині перед поршнем (або мембраною). Під дією цієї різниці тисків переборюється зусилля пружини, основний клапан відкривається, а паливо надходить до бака через бокові вікна в корпусі. При досягненні заданого рівня палива в баці поплавцевий клапан закривається, скидання тиску із порожнини за поршнем припиняється, тиски перед і за поршнем вирівнюються, а основний клапан закривається під дією пружини.

**Перевагами** гідромеханічних клапанів є висока пожежо- і вибухобезпека, висока надійність, невідчужливість електромагнітному імпульсу, **недоліками** — жорстко заданий рівень спрацьовування, неможливість припинення заправлення при рівні палива, меншому від заданого, або від'єднання цього бака від лінії заправлення.

**Електрогідромеханічний клапан** (рис. 4.16) [84] характеризується наявністю електромагнітного клапана, встановленого послідовно із поплавцевим.

При відкритому електромагнітному клапані робота електрогідромеханічного клапана є повністю аналогічною роботі гідромеханічного. Однак закриття електромагнітного клапана дає змогу електрично керувати роботою

електрогідромеханічного клапана (наприклад, заборонити заправлення цього бака або зупинити його при рівні палива, меншому від максимального).

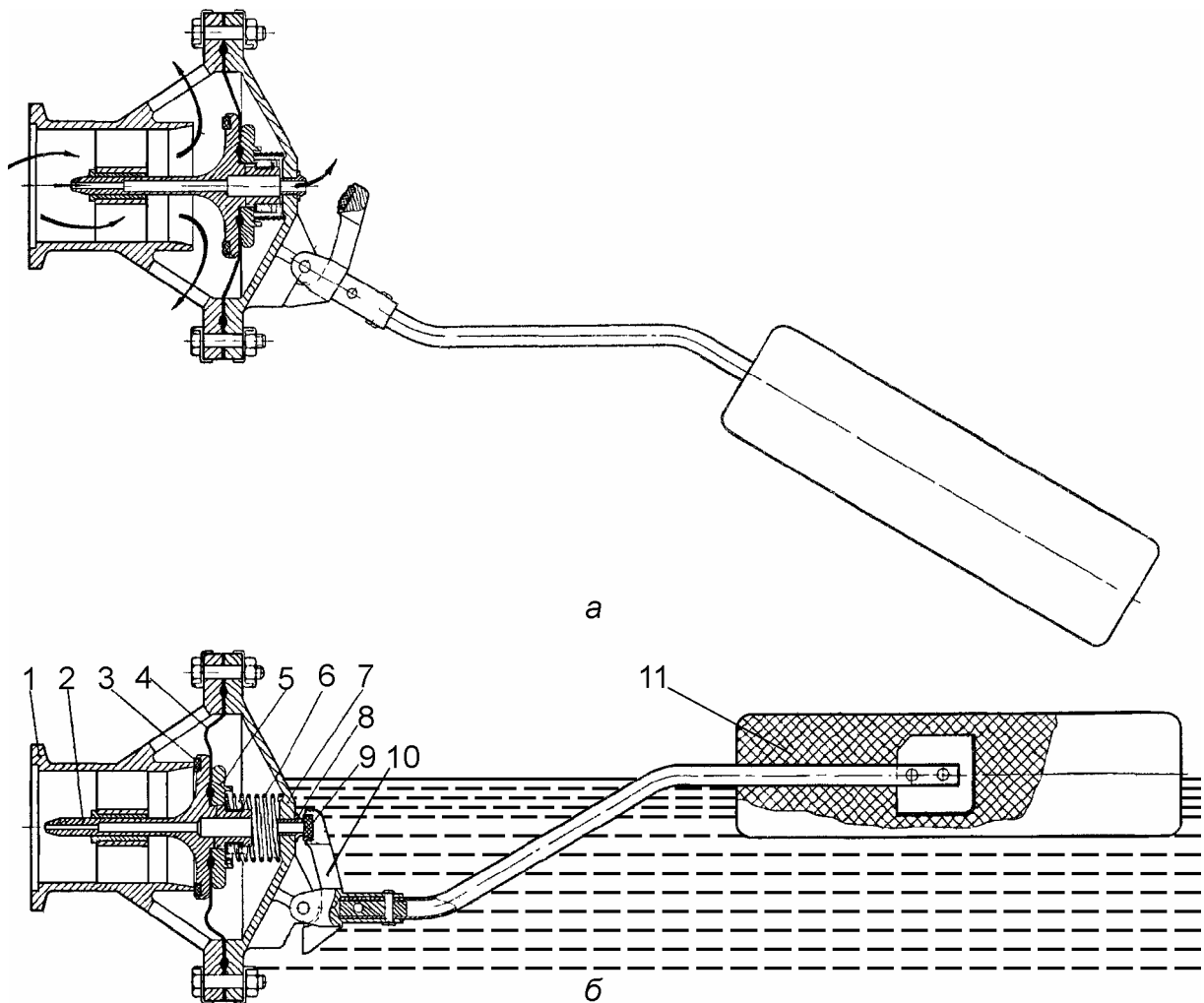


Рис. 4.15. Мембранний гідромеханічний клапан:

*а* — клапан відкритий; *б* — клапан закритий;

- 1 — корпус; 2 — клапан зі штоком; 3 — ущільнення; 4 — мембрана; 5 — тарілка;  
 6 — пружина; 7 — кришка; 8 — сідло; 9 — керувальний клапан; 10 — важіль;  
 11 — поплавець

Обидва типи клапанів мають такі **особливості**:

1. Оскільки різниця тиску палива, що керує клапанами, є не дуже великою, як, наприклад, у гідравлічній системі, то досить важко забезпечити малі витoki через клапан та його високу надійність у широкому діапазоні температур і тиску за наявності забруднень або льоду при малих масі та розмірах клапана.

2. При відмові гідромеханічні клапани під дією пружини опиняються в одному певному положенні (частіше — закритому). Електрогідромеханічні клапани при знеструмленні також займають одне певне положення, яке визначається пружиною електромагнітного клапана, що спрощує аналіз відмовних ситуацій.

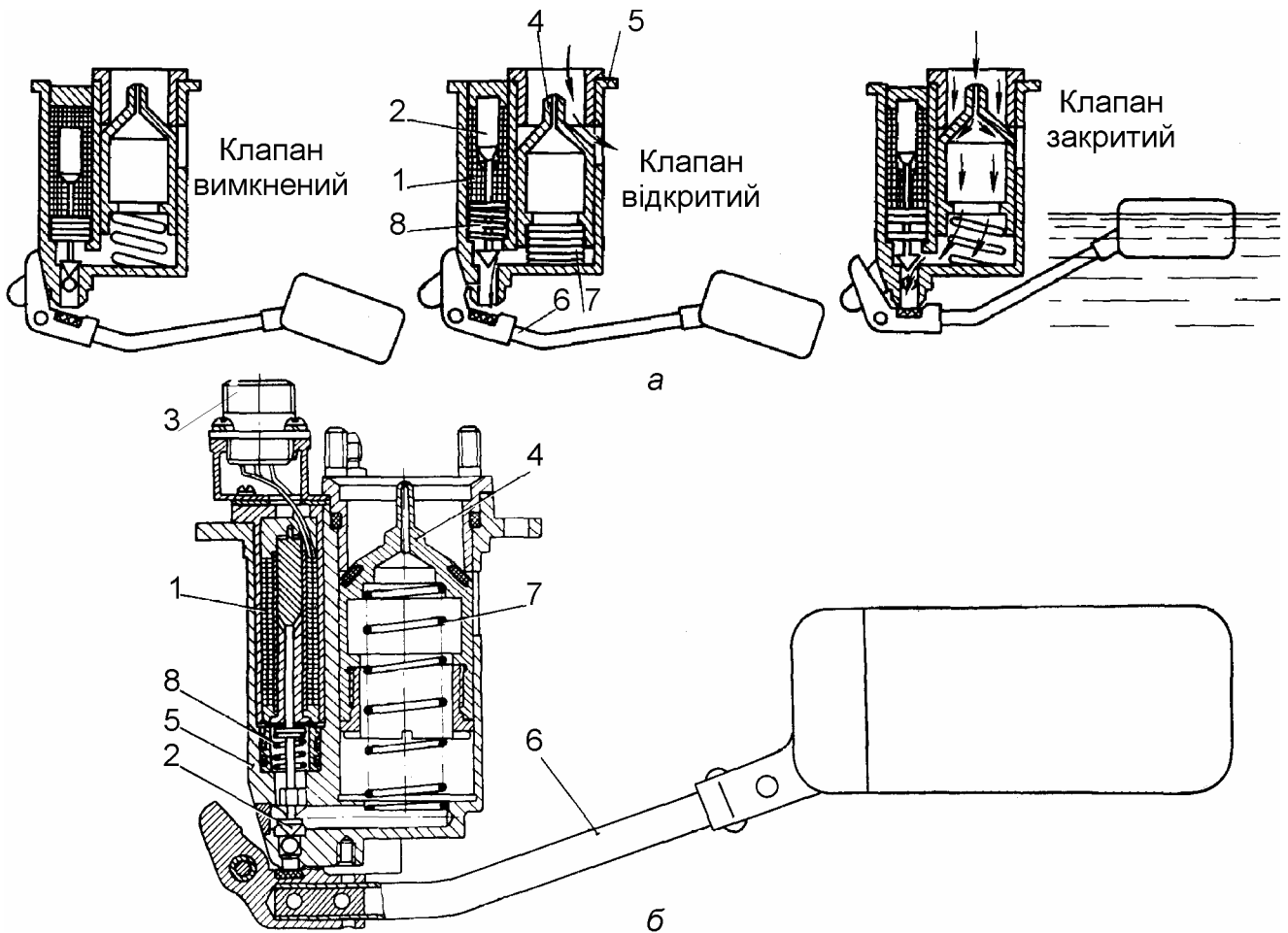


Рис. 4.16. Електрогідромеханічний клапан:  
 а — схема роботи; б — конструкція;

1 — електромагніт; 2 — шток електромагнітного клапана; 3 — рознім;  
 4 — поршень; 5 — корпус; 6 — важіль із поплавцем; 7, 8 — пружини

**Дубльовані гідромеханічні клапани** можуть використовуватися при дуже високих вимогах до надійності спрацьовування. Така конструкція містить два клапани, установлені послідовно у спільному корпусі [31]. Кожен із клапанів може бути з'єднаний зі своїм поплавцевим клапаном (або струминним датчиком рівня) з допомогою незалежного трубопроводу (рис. 4.17). Таким чином, відмова одного із клапанів або його поплавцевого клапана не призводить до відмови пристрою в цілому. Такі клапани широко застосовуються в системах дозаправлення паливом в польоті, коли їх відмова може спричинити катастрофу.

**Функція попередньої перевірки** передбачається в конструкціях деяких клапанів, щоб переконатися в тому, що клапан дійсно закриється при досягненні заданого рівня палива в баці. Для електрогідравлічних клапанів ця функція реалізується закриттям електромагнітного клапана. Для гідромеханічних клапанів застосовують спеціальні конструктивні рішення (рис. 4.18). У всіх випадках для керування клапанами і штовхачами можуть бути використані як електромагніти (див. рис. 4.18), так і командний тиск заправлення [31].

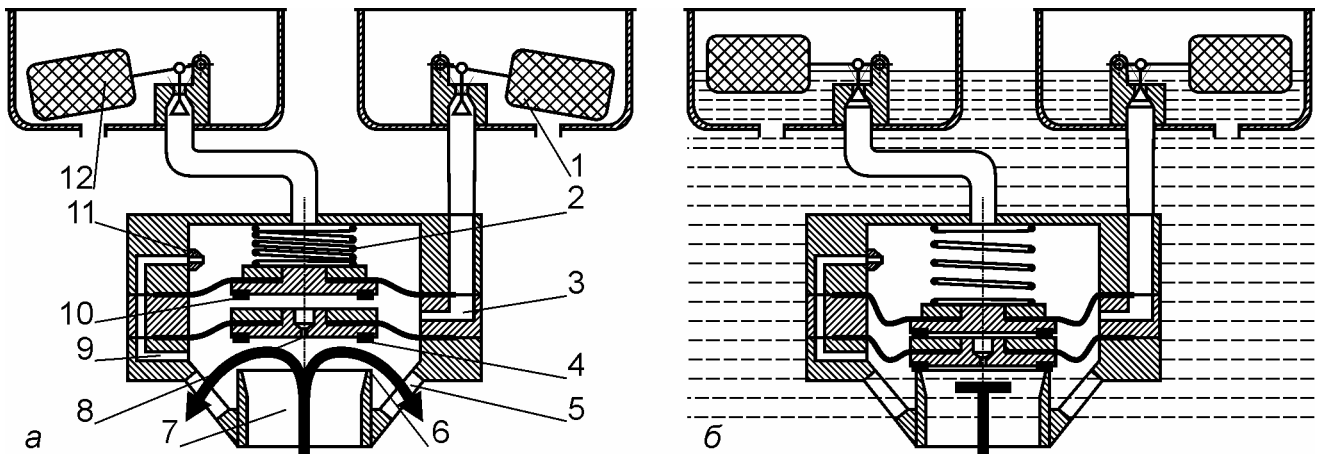


Рис. 4.17. Дубльований гідромеханічний клапан:

а — відкритий; б — закритий;

1 — основний поплавцевий клапан; 2 — пружина; 3 — командна лінія основного клапана; 4 — основний мембранний клапан; 5 — вікна в бак; 6 — сідро мембранного клапана; 7 — вхід у клапан; 8 — жиклер основного клапана; 9 — командна лінія дублювального клапана; 10 — дублювальний мембранний клапан; 11 — жиклер дублювального клапана; 12 — дублювальний поплавцевий клапан

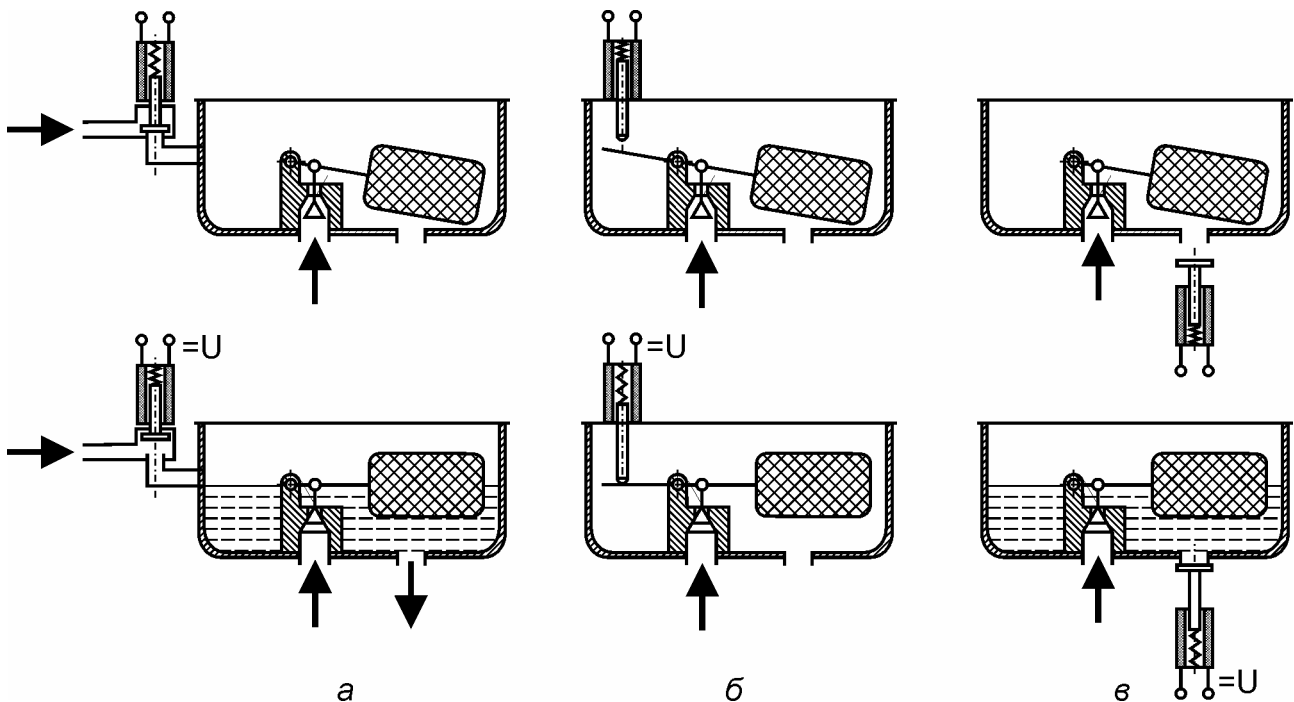


Рис. 4.18. Конструктивні рішення для попередньої перевірки закриття гідромеханічних клапанів:

а — додаткова лінія заправлення, що спричиняє швидке заповнення місткості кожуху; б — штовхач, що піднімає важіль із поплавцем; в — клапан, що перекриває зливання з кожуху

#### 4.4.3. Датчики мінімального рівня в дренажних баках

На деяких сучасних літаках (B-747, RRJ) у випадку переливання палива в дренажний бак через лінії дренажу спрацьовує поплавцевий клапан

мінімального рівня в дренажному баці, що видає електричний сигнал на закриття головного крана заправлення. При цьому централізоване заправлення паливом автоматично припиняється.

#### 4.4.4. Клапани зливання перезалитого палива

Іноді (Ту-154М, С-27) перезалите паливо (понад максимально допустимий рівень) просто зливають на землю через клапани зливання (ці клапани, крім того, забезпечують додатковий дренаж під час заправлення). Такий клапан (рис. 4.19) [92, 93] являє собою вертикальну трубу великого діаметра, установлену всередині бака на нижній його обшивці. При відсутності тиску в лінії заправлення ця труба закрита підпружиненим клапаном. Під дією тиску заправлення клапан відкривається, даючи можливість для виходу повітря в атмосферу та для зливання перезалитого палива на землю. Максимальний рівень палива в баці задається верхнім зрізом вертикальної труби.

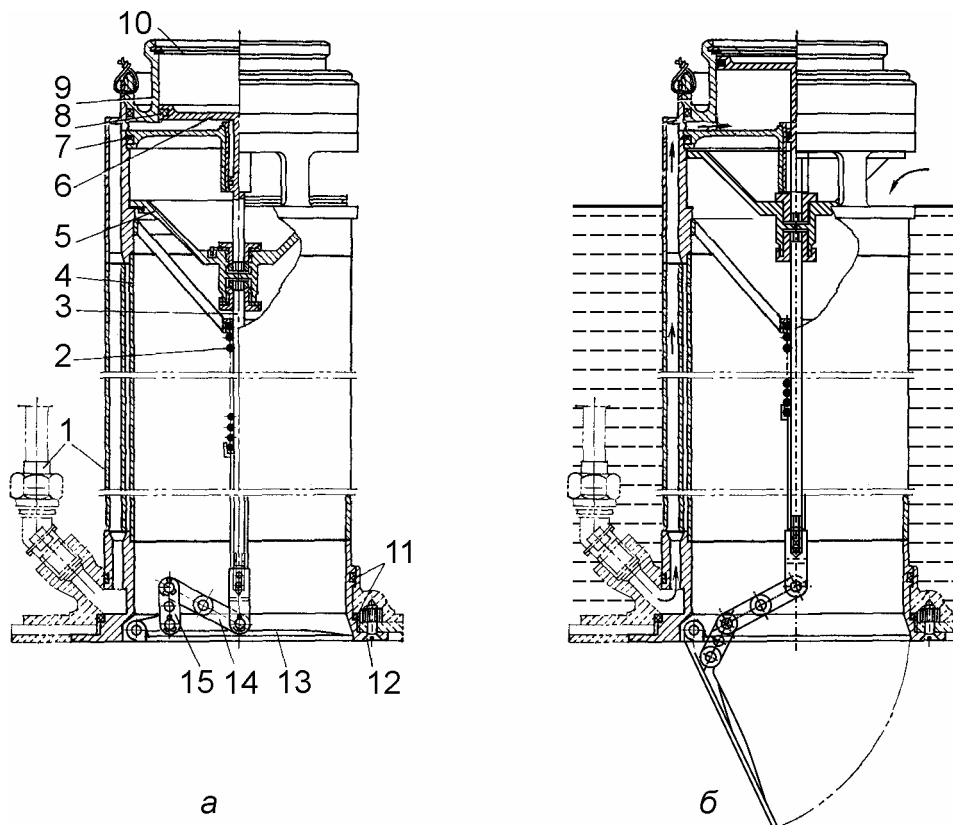


Рис. 4.19. Клапан зливання перезалитого палива (Ту-154М):

а — закритий; б — відкритий;

1 — лінія командного тиску заправлення; 2 — пружина; 3 — тяга; 4 — корпус;  
5 — клапан; 6 — поршень; 7, 8, 11 — ущільнення; 9 — циліндр; 10 — упорне  
кільце; 12 — болт; 13 — нижня кришка; 14 — качалка; 15 — ланка

#### 4.4.5. Датчики тиску

На деяких літаках (Ил-86/96) ще одним ступенем захисту паливних баків від переповнення є датчики тиску, розміщені на стінках баків. Ці да-

тчики спрацьовують від перевищення максимально допустимого тиску при переповненні бака. Конструкція датчиків розглядається в під-розд. 9.2.8.

#### **4.4.6. Панелі керування заправленням**

Панель керування заправленням зазвичай розміщується поруч зі штуцерами централізованого заправлення та в неробочому положенні закривається кришкою (рис. 4.20) [49]. Кришка зазвичай кріпиться шарнірно й утримується: у закритому положенні — швидкознімними замками, що не потребують спеціального інструмента, а у відкритому — пружиною. На деяких ЛА (DC-9, BAC-111) кришку панелі керування заправленням неможливо закрити до вимкнення головного вимикача, що знеструмлює панель. В інших випадках (B-747) кришку оснащено кінцевим вимикачем, який і знеструмлює панель після її закриття. Поблизу панелі наноситься знак обслуговування паливної системи, сорти й максимальний тиск палива, які дозволяється застосовувати на цьому ЛА.

Панель зазвичай містить головний вимикач 8, вимикач підсвічування 7, перемикач режиму заправлення (автоматичний або ручний) 10, кнопку та світлосигналізатор самоперевірки 11, індикатори наявної кількості палива для кожного бака 1, індикатор наявної загальної кількості палива 2, індикатори заданої кількості для кожного бака, індикатор заданої загальної кількості палива 3, вимикачі та світлосигналізатори положення кранів заправлення для кожного бака 5, вимикач та світлосигналізатор положення головного крана заправлення, вимикач та світлосигналізатор положення крана зливання 9, світлосигналізатори аварійних станів (вільної води 6, перевищення тиску в лінії заправлення, перевищення тиску в баках 12), пристрій введення параметрів заправлення (клавіатура або ручки) 4.

Панель заправлення дає змогу проконтролювати поточну кількість палива в кожному баці та сумарну, вибрати потрібну операцію (заправлення або зливання) і задати режим заправлення (автоматичний або ручний).

У режимі автоматичного заправлення необхідно вказати задану кількість палива з допомогою пристрою введення. Зазвичай вводять сумарну кількість палива, яка автоматично розподіляється між баками для отримання оптимального центрування після закінчення заправлення. При цьому в процесі заправлення автоматика забезпечує таке положення центра мас ЛА, коли виключається перевертання на хвіст. Після відкриття бакових кранів і головного крана заправлення вмикається насос наземного заправного пристрою, і паливо під тиском (350...450 кПа) подається у вибрані баки. Кількість палива в кожному баці безперервно контролюється системою вимірювання палива, і після досягнення заданої кількості палива в кожному баці електрокеровані бакові крани автоматично закриваються. Після закриття останнього бакового крана закривається головний кран заправлення.

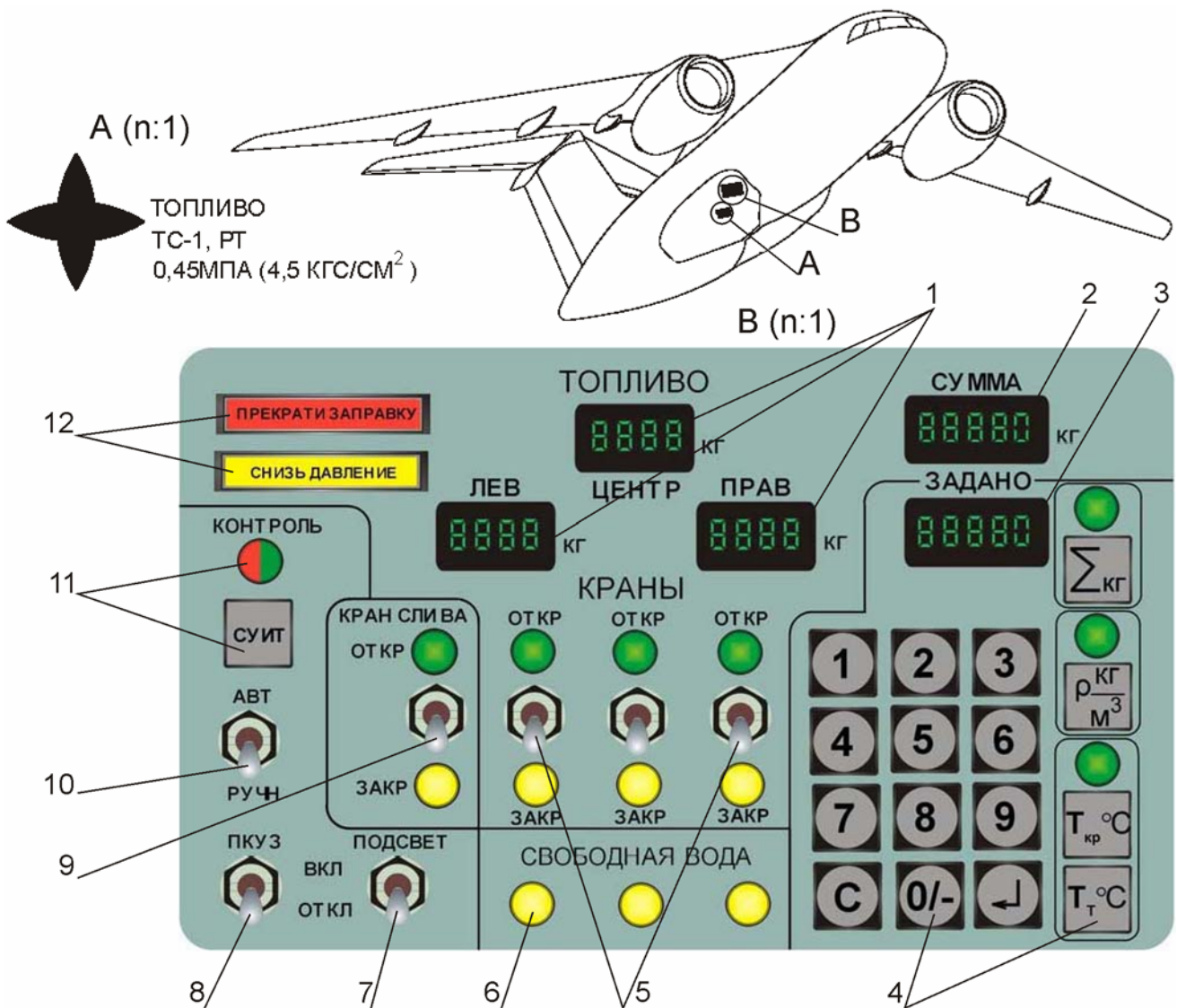


Рис. 4.20. Панель керування заправленням (Ан-148)

У режимі ручного заправлення необхідно перемістити вимикачі головного крана заправлення й бакових кранів заправлення в положення «Відкрито», коли засвітяться світлосигналізатори, упевнитися в їх відкритті й увімкнути насос наземного заправного пристрою. При цьому необхідно візуально відстежувати кількість палива в кожному баці, що заправляється. При досягненні заданої кількості необхідно перевести вимикач бакового крана в положення «Закрито», а після закриття останнього бакового крана закрити головний кран заправлення. Урахування обмежень на положення центра мас у процесі заправлення й забезпечення заданого центрування після закінчення заправлення виконуються вручну.

У випадку незалежної схеми заправлення паливо, що залишилося в лініях заправлення, являє собою пожежонебезпечний баласт, який зазвичай неможливо виробити. Тому після закриття бакових кранів може виконуватися відкачування палива із магістралі заправлення. Для цього насос наземного заправного пристрою перемикають на відкачування, у магістра-

лі утворюється розрідження, яким відкривається вакуум-клапан, що дає змогу відкачати паливо із магістралі.

Якщо в процесі заправлення відбулося перевищення максимально допустимого рівня палива, то починають працювати раніше розглянуті пристрої захисту від переповнення, що зупиняють заправлення.

Якщо наземний насос створює тиск, що перевищує допустимий для цього ЛА, то датчик тиску в лінії заправлення видає сигнал на закриття головного крана заправлення та на ввімкнення світлосигналізатора «Перевищення тиску».

#### 4.5. Зливання палива на землі

Зливання палива на землі виконується перед технічним обслуговуванням або ремонтом ЛА, якщо необхідно зменшити злітну масу (наприклад, у разі додаткового завантаження або з огляду на помилкове перезаправлення), а також перед спуском палубних ЛА в ангар.

Для зливання основної маси палива використовуються **два способи**: з допомогою насосів ЛА (через крани зливання перед двигуном або через кран, що з'єднує магістраль перехресного живлення із магістраллю заправлення/зливання); самопливом/всмоктуванням через магістраль заправлення/зливання.

**Насосний** спосіб зливання зазвичай забезпечує менший час зливання й дає змогу злити паливо повністю, але для роботи насосів необхідним є бортове електроживлення. Для зливання палива насосами ЛА по лінії заправлення (див. рис. 4.3–4.6) наконечник шланга від наземного вмістилища необхідно приєднати до штуцера заправлення 1, відкрити головний кран заправлення 2, кран зливання 6 і ввімкнути насоси тих баків, із яких необхідно злити паливо. Для зливання палива з допомогою насосів ЛА через кран перед двигуном наконечник шланга від наземного вмістилища необхідно приєднати до крана зливання 7 і ввімкнути насоси.

Зливання **самопливом/всмоктуванням** наземними насосами не залежить від наявності бортового електроживлення, однак зазвичай не дає можливості повністю злити паливо із баків. Для зливання самопливом/всмоктуванням наконечник шланга від наземного вмістилища необхідно приєднати до штуцера заправлення 1, відкрити головний кран заправлення 2 і клапани заправлення 4 або заправлення/перекачування 5 тих баків, із яких необхідно злити паливо, і ввімкнути насос наземного пристрою заправлення в режимі відкачування.

Якщо в лінії заправлення встановлено **зворотний клапан**, то для виконання зливання використовують його механічне відкриття (рис. 4.21, а), обвідну лінію із краном (рис. 4.21, б), зворотний клапан двосторонньої дії, у якого тиск відкриття у зворотному напрямку є вищим від тиску максимально можливого стовпа палива (рис. 4.21, в), а іноді й більш складні способи.



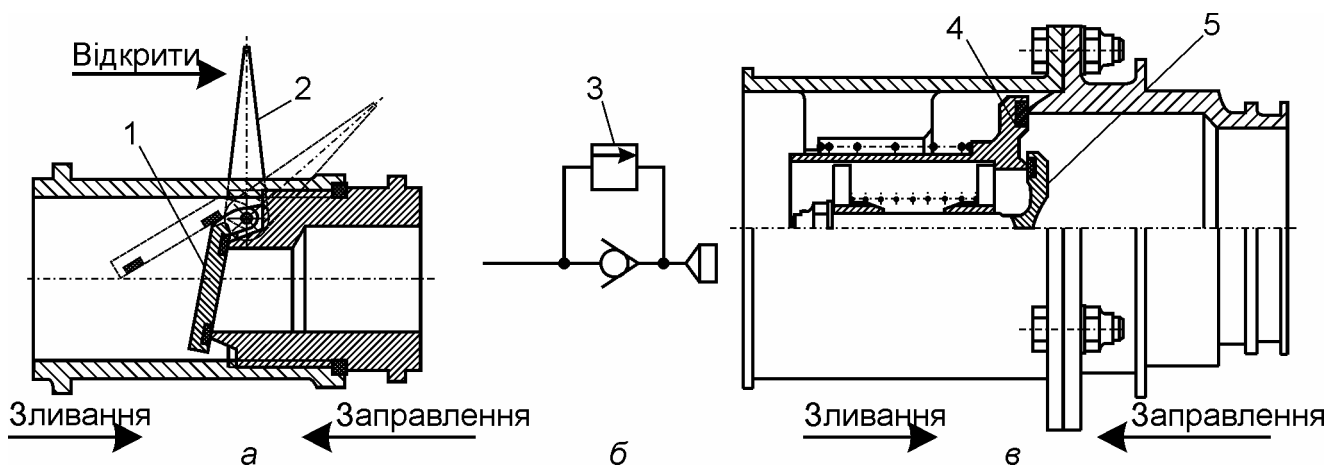


Рис. 4.21. Способи обходу зворотного клапана при зливанні:

1 — зворотний клапан; 2 — ручка; 3 — кран зливання; 4 — клапан заправлення; 5 — клапан зливання

Крани зливання зазвичай мають тарілчасту конструкцію із ручним керуванням. Наприклад, кран 604700 (рис. 4.22, а) [47] складається із корпусу, наконечника із байонетним рознімом, заглушки, клапана, ручки із пружиною та гайкою. Корпус, відлитий з алюмінієвого сплаву, має вхідний патрубок із зовнішньою різьбою для кріплення крана та вихідний патрубок із внутрішньою різьбою, у яку вкручено наконечник.

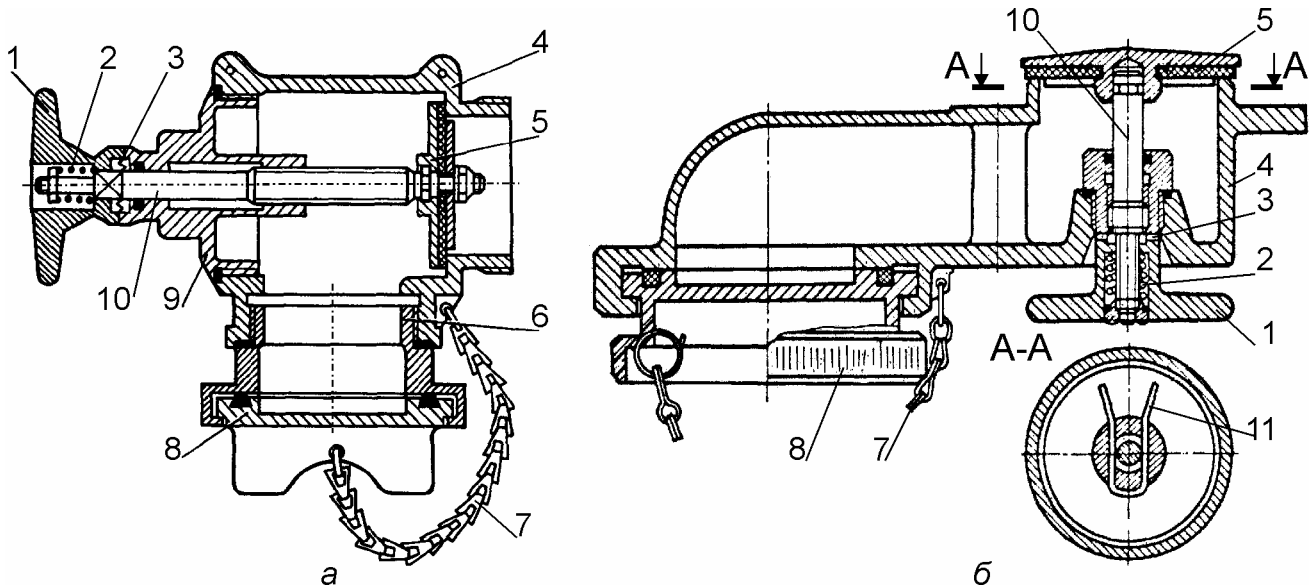


Рис. 4.22. Крани зливання: а — 604700 (Ан-124); б — 90-6107-20 (Ми-26);

1 — ручка; 2 — пружина; 3 — торцеві шліци; 4 — корпус; 5 — клапан; 6 — наконечник; 7 — ланцюг; 8 — заглушка; 9 — кришка; 10 — гвинт; 11 — скоба

У корпус вкручено кришку, на зовнішній частині якої є торцевий шліц. Аналогічний шліц є на ручці крана. Суміщення шліців забезпечує утримання клапана у відкритому або закритому положенні. Ручка має розточку під пружину й чотиригранний отвір для осі клапана. Відкриття й закриття клапана виконується обертанням ручки. Герметичність закритого крана забезпечується резиновим ущільненням, закріпленим на клапані.

Для зливання палива необхідно відкрити заглушку на байонетному рознімі та, відтягуючи ручку крана на себе, викрутити (проти годинникової стрілки) клапан до упору. При цьому клапан крана відходить від сідла, вхідний патрубок крана з'єднується з вихідним патрубком. Закриття крана здійснюється обертанням ручки за годинниковою стрілкою.

Кран 90-6107-20 (рис. 4.22, б) [78] принципово відрізняється від крана 604700 тільки тим, що його тарілка в закритому положенні притиснута до сідла не тільки зусиллям затяжки, але й вагою палива, що діє на неї.

**Залишки палива зливаються через точки зливання фільтрів і відстійників паливних баків.** Згідно з АП 25.999 кожен такий зливний пристрій має виключати можливість потрапляння палива, що зливається, на будь-які частини ЛА, повинен мати ручні або автоматичні пристрої для надійної фіксації в закритому положенні й зливний кран або клапан, до якого забезпечено зручний підхід, який можна легко відкрити й закрити та який завдяки своєму розташуванню або захисту не допускає витікання палива у випадку посадки з невипущеним шасі.

Оскільки клапани зливання розташовані на нижніх поверхнях баків поблизу зон можливого удару при аварійній посадці, то, щоб не було випліскування палива при їх ненавмисному відкритті, вони не повинні мати частин, що виступають.

На рис. 4.23, а [47] показано клапан зливання відстою літака Ан-124, установлений на нижній панелі крила з допомогою болтів та анкерних гайок. Основний клапан 4 переміщується між корпусом 1 і кришкою 2, зафіксований від обертання штифтом 3 і притиснутий до сідла корпусу пружиною 5. Для відкриття клапана необхідно знизу натиснути на клапан штирем-лінійкою. Подвійний клапан зливання літака Boeing-747 (рис. 4.23, б) [160] характеризується тим, що для заміни ущільнень 6 тут немає необхідності зливати паливо з бака. Достатньо викрутити сідло 9 разом з основним клапаном 4, при цьому резервний клапан 8 під дією пружини 5 і ваги палива перекриє зливання палива з бака.

У сухих відсіках, де немає палива, але проходять трубопроводи паливної системи, або в дренажних баках за наявності системи відкачування палива замість клапанів зливання іноді використовують зливні пробки (рис. 4.24) [95], які є простішими за конструкцією, але потребують більшого, ніж клапани, часу для обслуговування, оскільки їх потрібно відкручувати й закручувати.

На дуже великих літаках (Ан-22, Ан-124, Ил-76) іноді застосовують **систему централізованого зливання відстою** (рис. 4.25) [47], що значно прискорює й полегшує цю процедуру. Система складається з паливо-забірників (розміщених у нижніх точках кожного бака) та електрокерованих кранів. Для заповнення паливом трубопроводів перед зливним краном в

обтікачі шасі встановлено електричний насос. Перед насосом встановлено паливний фільтр із відстійником, що захищає насос від пошкоджень у випадку наявності в паливі кристалів льоду або механічних домішок. Зворотний клапан у трубопроводі зливання призначено для запобігання підсмоктуванню повітря зі зливного крана при роботі насоса. Для зливання відстою палива необхідно відкрити кран зливання, розташований між штуцерами заправлення в правому обтікачі шасі, та один із електрокерованих кранів зливання відповідним вимикачем «Зливання відстою». При цьому паливо має потрапляти із бака в посудину через паливозабірник, електрокерований кран, трубопроводи, зворотний клапан і кран зливання. Якщо паливо не надходить, то необхідно короткочасно ввімкнути насос вимикачем «Насос зливання» до витікання 0,3...0,5 л палива, після чого відбудеться самоплив палива. Для зливання відстою із наступного бака необхідно закрити відкритий електрокерований кран і відкрити кран наступного бака.

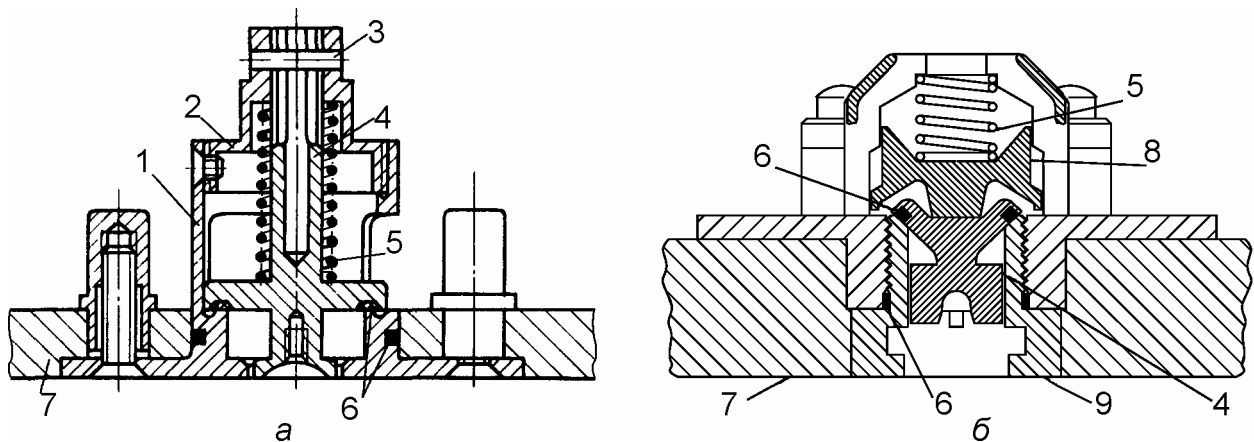


Рис. 4.23. Клапани зливання відстою: а — Ан-124; б — В-747;  
 1 — корпус; 2 — кришка; 3 — штифт; 4 — основний клапан; 5 — пружина;  
 6 — ущільнення; 7 — нижня панель крила; 8 — резервний клапан; 9 — сідло

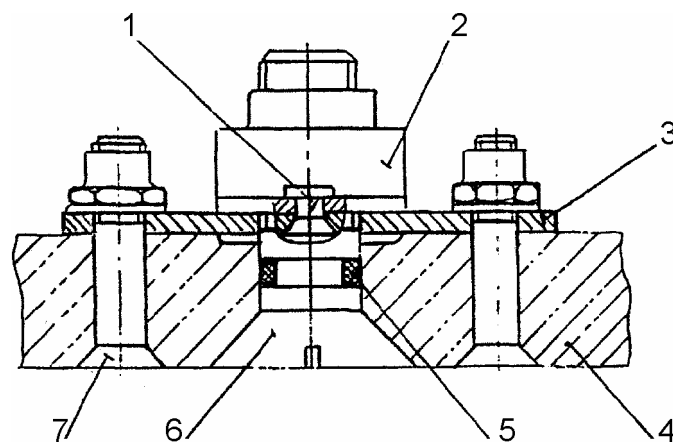


Рис. 4.24. Зливна пробка (Ту-214):  
 1 — нюти; 2 — анкерна гайка; 3 — пластина; 4 — нижня панель крила;  
 5 — ущільнення; 6 — зливна пробка; 7 — болт

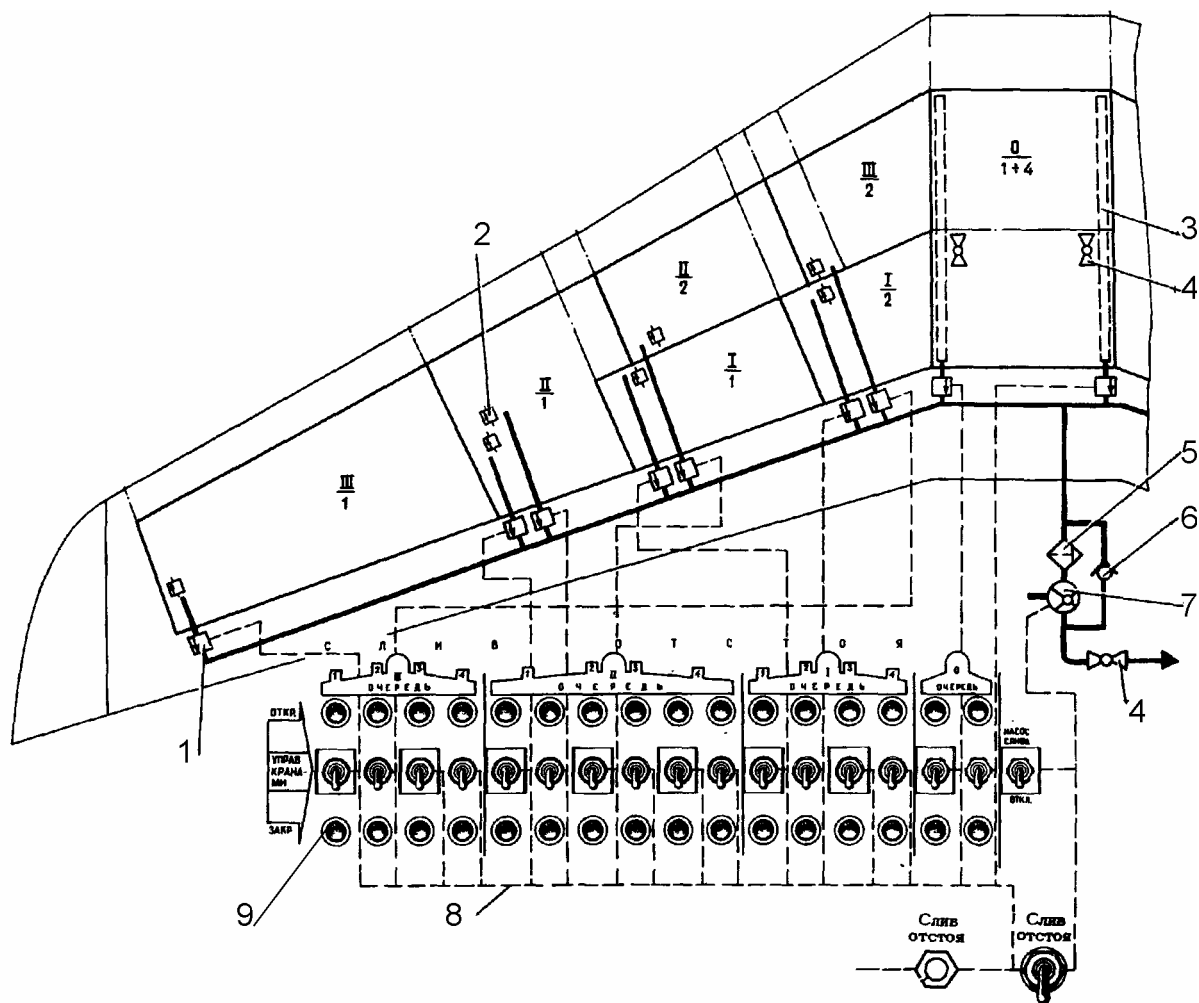


Рис. 4.25. Система центрального зливання відстою Ан-124:  
 1 — електрокерований кран; 2 — клапан зливання; 3 — колектор; 4 — ручний кран; 5 — фільтр; 6 — зворотний клапан; 7 — насос; 8 — електричні лінії;  
 9 — панель керування зливанням відстою

## 4.6. Дозаправлення в польоті

### 4.6.1. Призначення, вимоги та класифікація

Дозаправлення в польоті являє собою передання палива ЛА, що знаходиться в повітрі. Незважаючи на додаткове ускладнення конструкції та техніки пілотування таких ЛА, а також потенційну небезпеку зіткнення, дозаправлення в польоті **застосовується** в усьому світі для ЛА військового призначення практично усіх типів (від маневрених літаків до транспортних вертольотів). Дозаправлення в польоті **дає змогу**:

1. Збільшити радіус дії ударних і транспортних ЛА.

2. Збільшити до максимального корисне навантаження палубних ЛА (оскільки зліт із палуби накладає обмеження на злітну масу, літак злітає із мінімальною кількістю палива, але з максимальним навантаженням і дозаправляється відразу після зльоту).

3. Збільшити час патрулювання в зоні для маневрених ЛА та ЛА безпосередньої підтримки.

4. Виконувати наддалекі перельоти для ЛА з малою дальністю польоту (для перебазування або спостереження).

5. Скоротити необхідну кількість ЛА для виконання завдання (оскільки час не втрачається на політ до цілі й назад).

Для виконання дозаправлення паливом у польоті заправляюваний ЛА (одержувач) має відповідати таким **основним вимогам**:

1. Обладнаність системою дозаправлення в польоті, що забезпечує безпечні пошук, зближення й контакт (у будь-яку погоду й будь-який час доби), надійне та герметичне приєднання та від'єднання ЛА без випліскування палива, а також засобами комунікації й індикації стану.

2. Сумісність із заправником (танкером), включаючи не тільки механічну сумісність заправних пристроїв, але й сумісність робочого тиску та витрат палива, засобів комунікації, індикації та керування.

3. Спроможність долати позаштатні ситуації в польоті, що потребує високої надійності, дублювання або резервування компонентів заправного обладнання, захисту від гідрударів та електризації, наявності системи вбудованого контролю та попередньої перевірки, ретельного відпрацювання систем заправлення при випробуваннях, а також постійних тренувань екіпажів для підтримання потрібних навичок.

Зараз дозаправлення в польоті виконується екіпажем на борту ЛА й потребує високого рівня підготовки як льотчиків, так і операторів заправника (особливо в погану погоду, уночі та в умовах радіомовчання). Тому проводяться роботи зі створення повністю автоматичних систем дозаправлення для безпілотних ЛА.

Історично склалися **три схеми** систем дозаправлення в польоті: «шланг-конус», «крило – крило» і «летюча штанга». Дві з них застосовуються й сьогодні («шланг-конус» і «летюча штанга»).

На палубних вертольотах США (UH-2, UH-3, SH-60, MH-53), крім того, є система дозаправлення в польоті від корабля (Helicopter In-Flight Refueling — HIFR). Для виконання заправлення з корабля на вертоліт подається шланг зі швидкорознімним штуцером Вігінса, який приєднують до штуцера HIFR на вертольоті. Паливо, що заправляється, проходить фільтр «придатне — непридатне», а потім надходить у ті ж трубопроводи й клапани централізованого заправлення. Фільтр «придатне — непридатне» запобігає заправленню паливом, що містить воду або інші забруднювачі.

#### **4.6.2. Схема дозаправлення «шланг-конус»**

Схема має назву «шланг-конус», оскільки дозаправлення виконується з допомогою гнучкого шланга, один кінець якого закріплено на заправнику, а на вільному кінці встановлено конус-датчик.

Згідно з цією схемою контейнер зі шлангом і конусом встановлюється на заправнику. Існує декілька варіантів розміщення контейнерів: один — у

бомбовідсіку (ЗМС-2, А-3, А-5), на пілоні під фюзеляжем (Су-24, А-4, А-6, F/A-18, Tornado) або під крилом (S-3); два — на пілонах під крилом (КС-130, КС-135R, Victor, А-310/330МРТТ); три — по одному на пілонах під крилом та один під фюзеляжем (Ил-78, КС-10, VC-10).

Дозаправлення за схемою «шланг-конус» здійснюється в такому порядку. Зустрівшись із заправником, одержувачі пришиковуються до нього з боку, вільного від ескорту, і заправник випускає шланг(и). Під час випускання і прибирання шланга одержувачі уникають зони позаду шланга (на випадок його обривання) та в площині повітряної турбіни (на випадок її розривання). Після випускання шланга в потік на повну довжину на контейнері вмикається світловий сигнал «Готовність», що дозволяє заправлення.

Тепер перший одержувач займає положення **спостерігача** й випускає заправну штангу. При переході цього одержувача в наступне положення кожний наступний одержувач займає положення спостерігача до відходу від заправника попереднього одержувача.

Безпосередньо перед контактом одержувач займає положення **попереднього контакту** (рис. 4.26) на відстані 3...5 м позаду конуса. Тут льотчик одержувача остаточно вирівнює положення ЛА відносно заправника, тримерує його, вимикає всі електромагнітні передавальні пристрої (для запобігання займанню пари палива), регулює положення крісла (для хорошої видимості конуса), надіває кисневу маску (на випадок раптової розгерметизації кабіни при ударі), опускає світлофільтр шолома (для захисту обличчя) та при наявності сигналу «Готовність» на заправнику починає зближення ЛА із заправником з відносною швидкістю  $v_{\text{від}} = 5,5...9$  км/год для встановлення контакту. При надмірній швидкості зближення слідкувальна система може не встигнути вибрати провисання шланга при контакті, що спричиняє надмірні навантаження на штангу або пошкодження конструкції одержувача при промаху (особливо датчиків кутів атаки, ППТ та засклення кабіни). При недостатній швидкості зближення підвищується ймовірність промаху з огляду на коливання конуса, спричинені головною хвилею одержувача. (Виключенням є дозаправлення від короткого гнучкого шланга-перехідника на кінці жорстокої штанги, що використовується на літаку-заправнику КС-135 (див. підрозд. 4.6.4), що дає змогу заправляти літаки, обладнані заправною штангою, від жорстокої штанги заправника. У цьому випадку на заправнику немає слідкувальної системи, що усуває слабину шланга, тому швидкість зближення обмежується величиною 0,9...3,6 км/год).

Одержувач має точно попасти наконечником штанги в конус-датчик. При неточному вирівнюванні або впливі турбулентності штанга може не попасти в центр конуса-датчика; у цьому випадку одержувач має скинути тягу, відійти вниз-назад і повторити підхід.

Одержувачі, що мають низьку тягооснащеність, можуть зазнавати труднощів під час спроби контакту зі шлангом, що знаходиться під тиском після попереднього заправлення. У цьому випадку необхідно скинути тиск

зі шланга. При контакті й розчепленні допустимим є невелике випліскування палива.

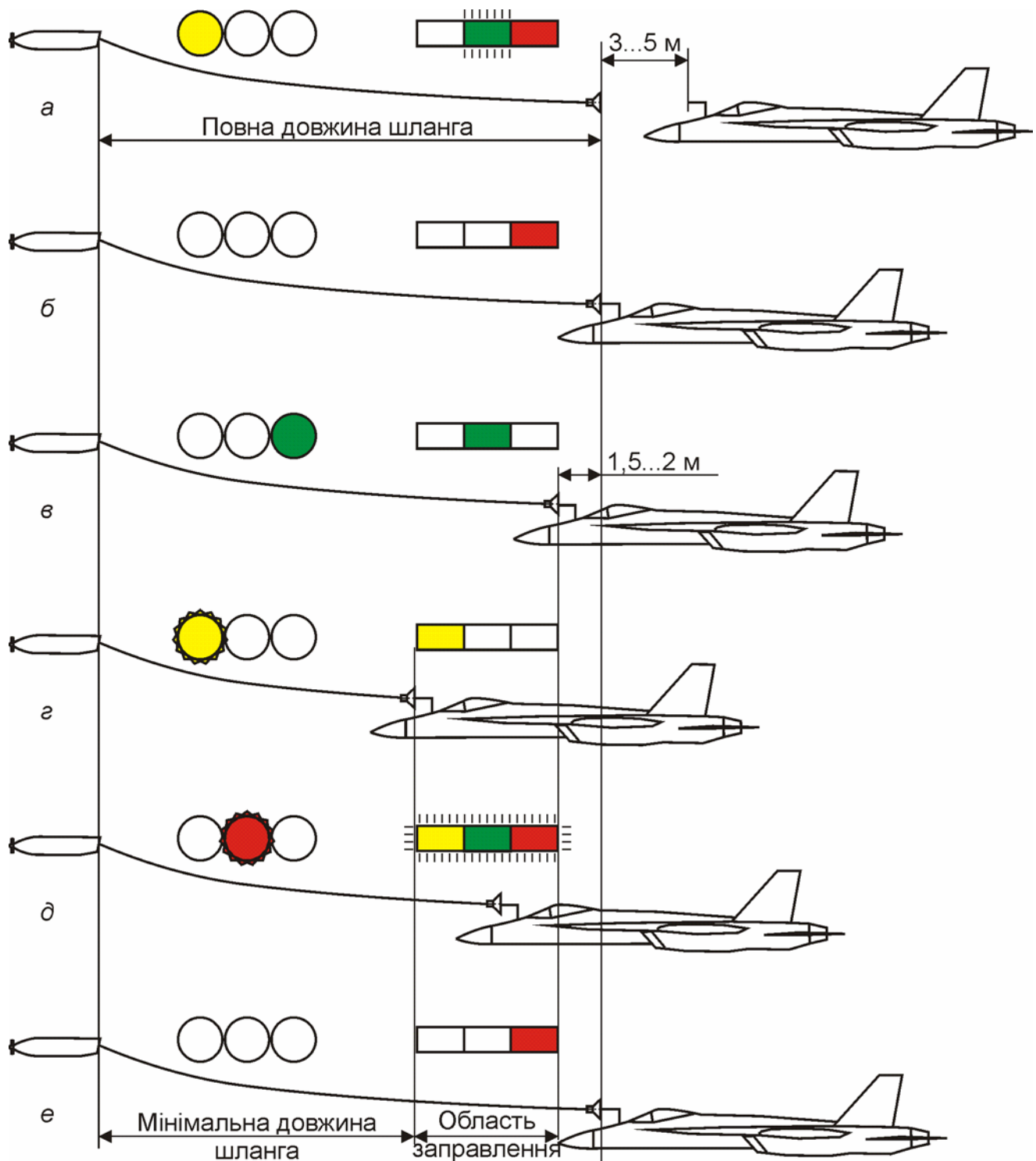


Рис. 4.26. Послідовність заправки:

а — попередній контакт, сигнал «Готовність»; б — контакт, занадто далеко, перекачування припинено; в — контакт, сигнал «Перекачування ввімкнено»; г — контакт, занадто близько, перекачування припинено; д — сигнал «Розчеплення»; е — розчеплення

У момент уходження приймальний вузол штанги фіксується в конусі датчику від осьового переміщення. Зусилля, необхідні для закриття замків

при контакті, становлять  $P_{\text{кон}} = 300...700 \text{ Н}$  та утворюються внаслідок аеродинамічного опору конуса й роботи слідкувальної системи. Від цього моменту одержувач перебуває в положенні **контакту**. Водночас відкриваються зворотні клапани в штанзі та конусі-датчику. Для початку перекачування палива одержувач має перемістити конус уперед на величину  $\Delta L = 1,5...2 \text{ м}$ . Якщо під час дозаправлення одержувач виходить за межі області заправлення (наближається або віддаляється від заправника), то насоси заправника автоматично зупиняються і не працюють доти, доки одержувач не повернеться в область заправлення.

Оскільки під час дозаправлення істотно збільшуються маса одержувача та тяга, потрібна для його горизонтального польоту, можливою є ситуація, коли одержувач уже не зможе летіти горизонтально із тією самою швидкістю на тій самій висоті. У цьому випадку льотчик одержувача має повідомити про це екіпаж заправника ще до досягнення максимальної тяги. Після цього заправник починає пологє зниження (тобоган) з вертикальною швидкістю близько  $1,5 \text{ м/с}$  доти, доки одержувач зможе летіти горизонтально з деяким запасом тяги.

Заправлення припиняється або після закриття всіх бакових клапанів заправлення одержувача, або після передавання заправником наперед заданої кількості палива, або при виході одержувача з області заправлення.

Для розчеплення льотчик одержувача трохи зменшує тягу двигунів і одержувач відстає від заправника з тією ж відносною швидкістю, що й при здійсненні контакту (при надмірній швидкості можливим є відривання шланга або всього заправного контейнера). При цьому спочатку трос витягується на максимальну довжину, а при досягненні заданого зусилля відкриття замків ( $P_{\text{роз}} = 1400...4000 \text{ Н}$ ) відбувається розчеплення приймального вузла й конуса-датчика. Одержувач може перервати заправлення в будь-який момент таким же чином (наприклад, при виявленні витoku або складок на шланзі). Після розчеплення на одержувачі прибирають заправну штангу.

Заправлені одержувачі після відходу від заправника пришиковуються до нього з протилежного боку. Після заправлення всіх одержувачів на заправнику прибирають шланг(и). При цьому льотчик останнього одержувача спостерігає за ним до повного прибирання шланга.

Основні дані літаків-заправників наведено в табл. 4.1.

**Переваги** схеми «шланг-конус»:

1. Простота конструкції, мінімальні маса й габарити заправного обладнання заправника, що дає змогу використовувати як заправники навіть літаки невеликих розмірів, що особливо важливо для палубної авіації.

2. Розміщення всього заправного обладнання в підвісному контейнері, що дає змогу швидко переобладнувати ЛА різноманітного призначення в заправники (Су-24, А-3, А-4, А-5, А-6, S-3, F/A-18, Tornado). Крім того, до-



заправлення від однотипного ЛА значно спрощує контакт, оскільки вони мають практично однакові характеристики.

3. Можливість одночасного дозаправлення двох або трьох ЛА невеликих розмірів, що скорочує загальний час заправлення підрозділу.

4. Можливість дозаправлення гвинтокрилих ЛА (СН-53, V-22).

5. Відносно велика відстань між ЛА під час заправлення, що знижує їх взаємний вплив і підвищує безпеку.

Таблиця 4.1

Параметри літаків-заправників

Тип заправника	Маса палива, що передається, кг	Максимальний робочий тиск, кПа	Максимальна витрата палива, кг/с	Довжина шланга, м
КС-130	~20000	350	15,4	26,6
КС-135	35905	350	—	2,7
КС-10	98700	350	21,6	24
A-310 MRTT	65000	350	21,2...26,7	26
A-330 MRTT	92000	350	21,2...26,7	26
A-4	3440	350	9,3	14
A-5	9870	350	15,4	23,8
A-6	9105	350	16,7	—
S-3	6055	350	10,3	—
F/A-18	10844	350	—	—
Tornado	2560	350	12	15
ЗМС-2	41400	—	28,5	50
Ил-78	65000	—	30,5	26

**Недоліками** схеми є:

1. Практично всі операції з наближення, установлення контакту й забезпечення безпечного спільного польоту виконує екіпаж одержувача, що підвищує його втому (у доповнення до навантаження від виконання основного завдання).

2. Надзвичайне навантаження на екіпаж одержувача при пілотуванні важких ЛА (Ту-95, Ту-142, Ту-160, Ту-22М3) при швидкому й значному збільшенні їх маси під час заправлення.

3. Високі вимоги до конструкції й матеріалів шланга, які мають зберігати міцність, герметичність і гнучкість при низьких температурах.

4. Великі гідравлічні втрати в довгому гнучкому шланзі обмежують витрати палива та збільшують час заправлення.

5. Атмосферна турбулентність спричиняє значні коливання конуса, що може утруднити або зірвати контакт.

Схема «шланг-конус» **застосовується** в усьому світі (крім ВПС США) для літаків різних класів, а також для вертольотів.

#### **Конструктивні елементи схеми «шланг-конус»**

**Шланг** складається з внутрішньої й зовнішньої морозостійких рези-

нових труб, армованих спіральною дротовою пружиною або кільцями з обплетенням. Чорна зовнішня поверхня шланга має добре помітну (білу та оранжеву) розмітку його довжини, що вказує екіпажу одержувача робочий діапазон відстані до заправника. Діаметр шланга становить 35...100 мм. Амортизувальну пружину навколо шланга перед конусом призначено для початкового викидання конуса в потік і для амортизування удару при прибиранні конуса в контейнер. У прибраному положенні шланг намотано на барабан лебідки всередині контейнера.

**Конус** (рис. 4.27) складається із численних пластин, закріплених на корпусі й розміщених по потоку. Задня основа конуса обрамлена нейлоновим кільцем для запобігання пошкодженню обшивки одержувача при ненавмисному контакті з ним. Конус надає стійкого положення шлангу перед контактом для спрощення пілотування одержувача й утворює силу опору для витягання шланга в робоче положення. Крім того, внутрішня поверхня конуса має таку форму, що сприяє з'єднанню з заправною штангою одержувача. У прибраному положенні конус може згортатися в осьовому напрямку для зменшення габаритів контейнера. Із внутрішнього боку конуса біля його вершини розміщено конус-датчик заправлення.

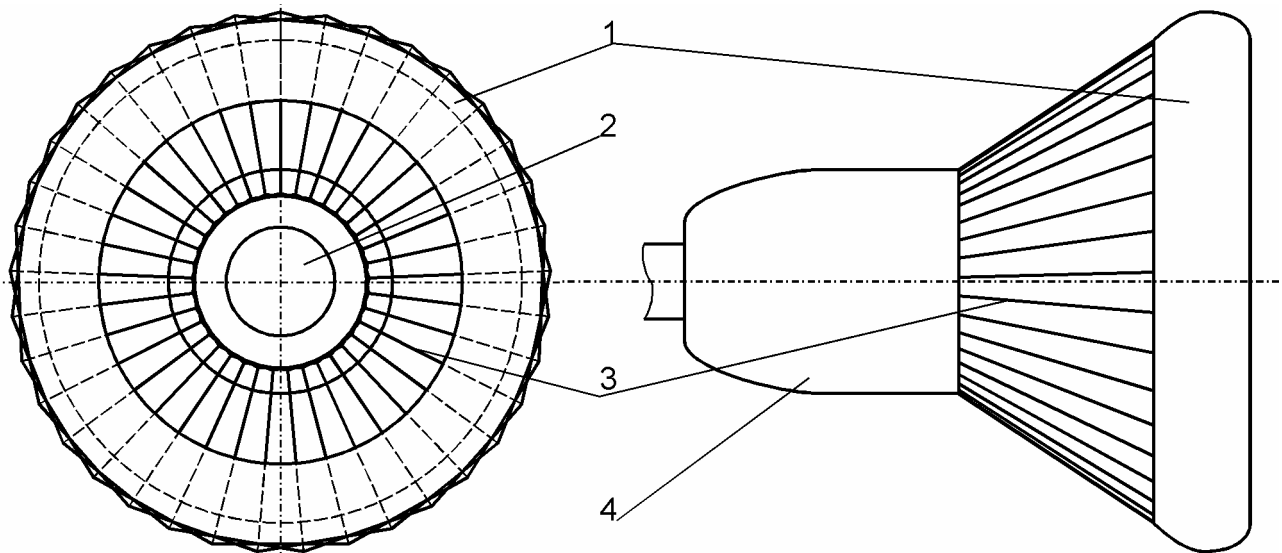


Рис. 4.27. Конструкція конуса (КС-135):

1 — зовнішнє кільце; 2 — конус-датчик; 3 — пластини; 4 — корпус

**Підвісний заправний контейнер** (рис. 4.28) [168] містить повітряну турбіну 1, шлангову лебідку 19 з барабаном 14 і шлангоукладальним механізмом 5, гільйотину для аварійного обрубання шланга, паливний насос 10, погашувач пульсацій 16, витратомір 17, системи стеження (що забезпечує випускання, прибирання та вибирання слабину шланга), освітлення та світлової сигналізації 7.

Шлангова лебідка може приводитися в рух гідравлічною (КС-130, А-5), електричною, пневматичною або паливною системою заправника або ж власною повітряною турбіною (Ил-78, КС-10, А-4, F/A-18). У випадку використання повітряної турбіни кроком її лопатей зазвичай керують для під-

тримання заданої потужності на валу (при зміні навантаження від паливного насоса й приводу лебідки) і для захисту від перевищення граничної частоти обертання.

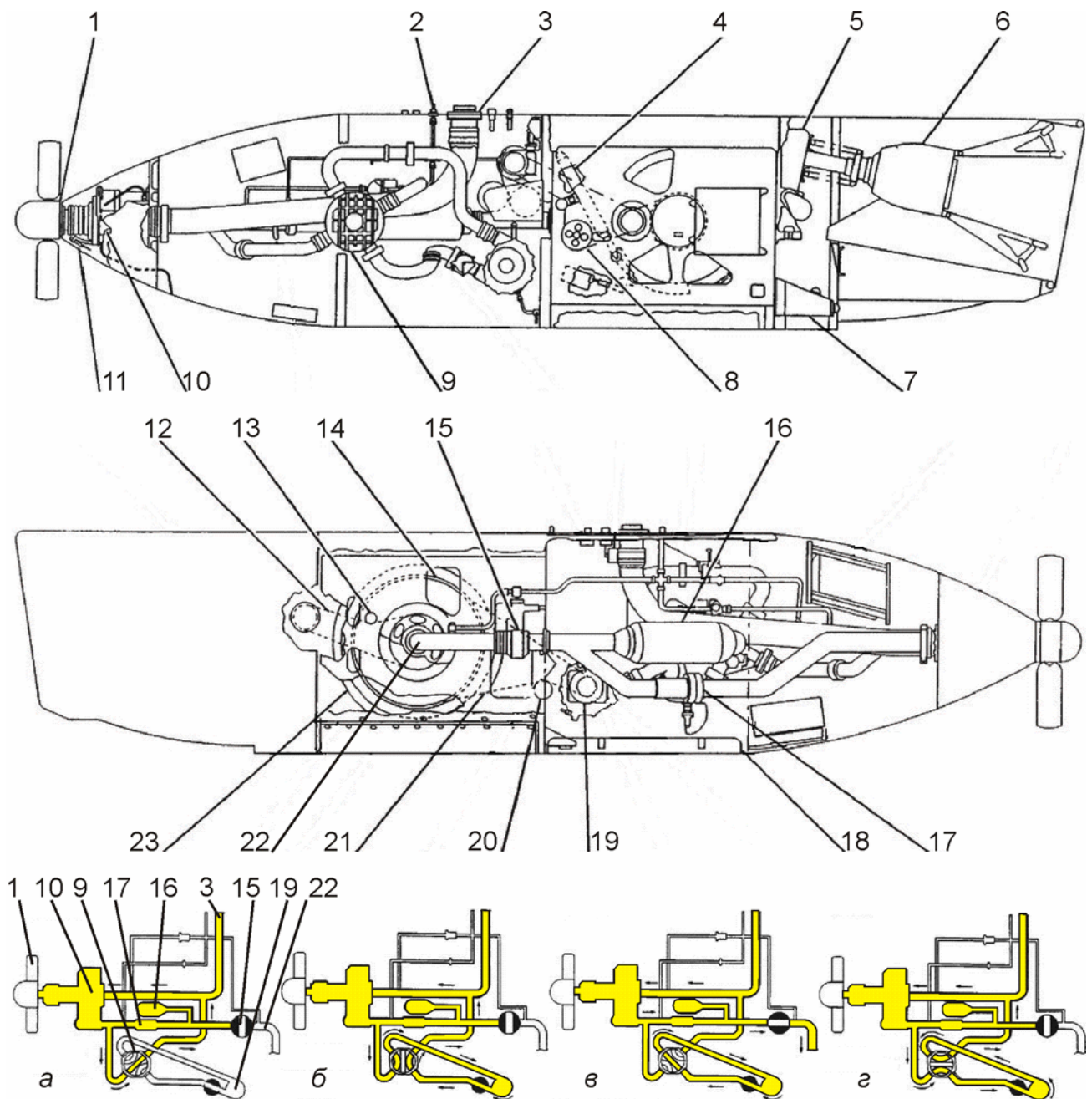


Рис. 4.28. Схема заправного контейнера (КС-10):

*а* — авторотація; *б* — випускання шланга; *в* — перекачування; *г* — прибирання шланга; 1 — повітряна турбіна; 2 — дренажний штуцер; 3 — паливний штуцер; 4 — гальмо випущеного положення; 5 — шлангоукладальний механізм; 6 — конус; 7 — світлова сигналізація; 8 — редуктор гальма; 9 — керувальний кран; 10 — паливний насос; 11 — датчик частоти обертання турбіни; 12 — ланцюг приводу шлангоукладального механізму; 13, 20 — натяжні вальці; 14 — барабан; 15 — запірний кран; 16 — погашувач пульсацій; 17 — витратомір; 18 — кришка; 19 — шлангова лебідка; 21 — ланцюг приводу барабана; 22 — підведення палива до шланга; 23 — шланг

Повітряна турбіна може розміщуватися на зовнішній частині контейнера (при цьому вона завжди створює додатковий аеродинамічний опір) або всередині контейнера у відсіку, що закривається кришкою (що ускладнює конструкцію через саму кришку та систему керування нею).

Початкове випускання конуса в потік забезпечується амортизувальною пружиною після відмикання гальма лебідки. Опинившись у потоці, конус розкладається й створює аеродинамічний опір, сила якого й витягує шланг на повну довжину. При цьому слідкувальна система обмежує швидкість випускання шланга величиною не більше 1,5 м/с. Робочий діапазон приладових швидкостей польоту для цього становить 400...600 км/год. При менших швидкостях опору конуса буде не достатньо для витягання шланга. Під час дозаправлення слідкувальна система постійно забезпечує задане натягнення шланга, виключаючи його провисання. Шланг прибирається з допомогою лебідки зі швидкістю не більше 2,4 м/с. На нижній поверхні контейнера може бути нанесена червона смуга для вирівнювання одержувача по осі контейнера.

Шланг і конус вночі або в умовах поганої видимості **освітлюється** прожектором білого кольору, розміщеним на заправнику, штанга — прожектором одержувача. Яскравість прожекторів плавно настроюється з допомогою реостатів. Крім того, конус обладнано освітлювальними вогнями, що допомагають визначити положення конуса під час нічного дозаправлення. Ці вогні зазвичай живляться від незалежного генератора із приводом від повітряної турбіни на конусі.

**Світлова сигналізація** розміщується на задньому торці заправного контейнера в місці, зручному для спостереження з одержувача, і складається з вогнів трьох кольорів: червоного, жовтого й зеленого. Для надійності вогні можуть дублюватися. Яскравість світлової сигналізації також плавно настроюють з допомогою реостатів.

У вітчизняній авіації вогні мають таке значення. **Готовність** сигналізується червоним вогнем, що світиться, і зеленим, що блимає, **необхідність розчеплення** — блиманням усіх (червоного, жовтого й зеленого) вогнів. Вогні, що світяться, указують відстань між ЛА: **жовтий** — дуже близько; **жовтий + зелений** — близько; **зелений** — нормально; **зелений + червоний** — далеко; **червоний** — дуже далеко. **Червоний, що блимає**, показує відставання одержувача зі швидкістю понад 0,4 м/с, а **жовтий, що блимає**, — наближення одержувача зі швидкістю понад 0,4 м/с.

Значення вогнів за стандартом НАТО є іншим (див. рис. 4.26). **Червоний** вогонь (warning) світиться у випадку відмови системи керування шлангом або блимає, указуючи на необхідність розділення. **Жовтий** вогонь (ready) світиться в стані готовності до заправлення; вогонь гасне, коли ЛА-одержувач штовхає конус уперед приблизно на 1,5 м; вогонь блимає при досягненні мінімальної довжини шланга, указуючи на необхідність збі-

льшити відстань між ЛА. **Зелений** вогонь (fuel flow) світиться під час перекачування палива.

**Приймальний вузол** (МА-2, МА-3, МА-4) одержувача (рис. 4.29) [31] разом з конусом-датчиком забезпечують герметичне з'єднання, перекачування палива й розчеплення без випліскування.

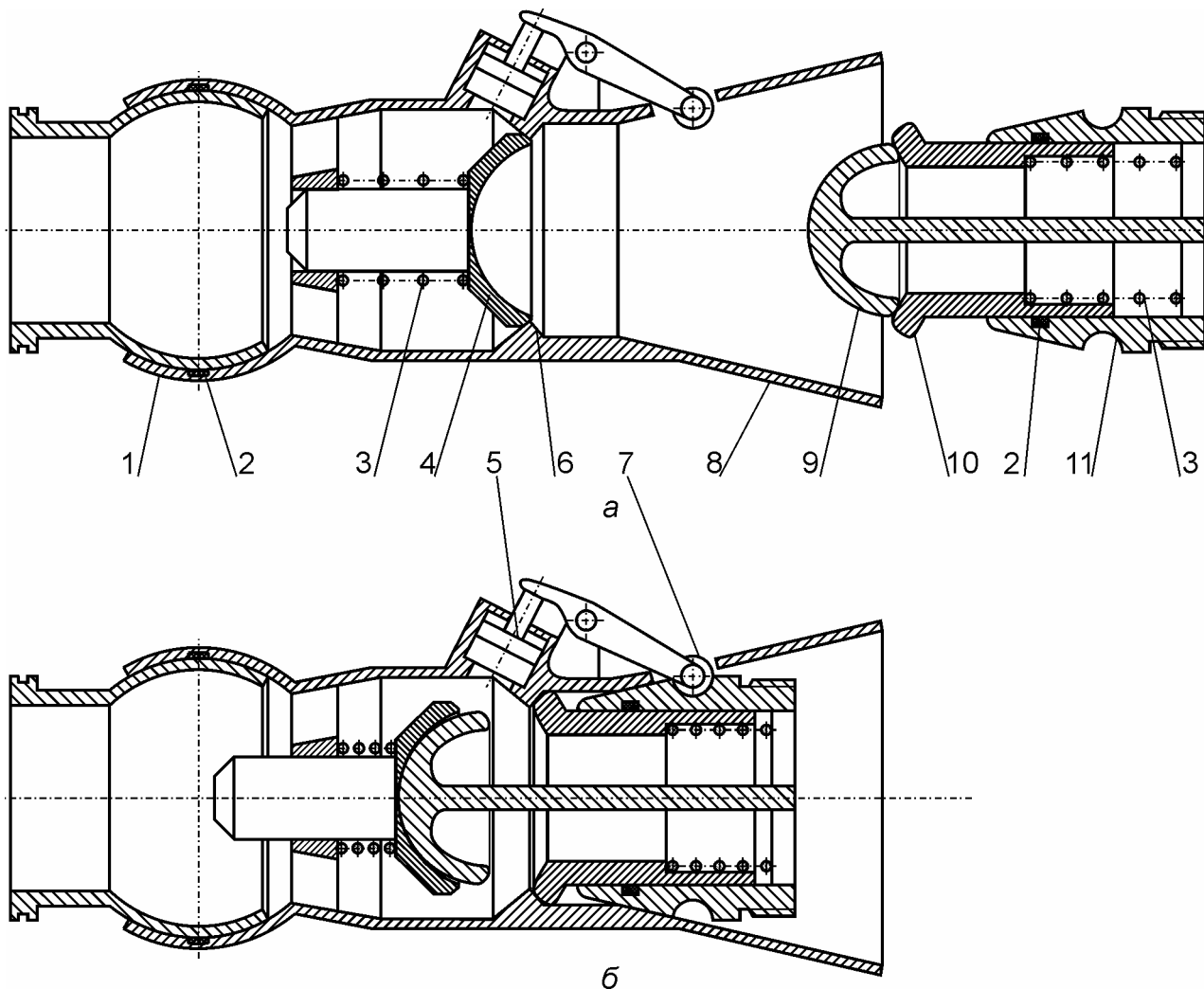


Рис. 4.29. Конструкція приймального вузла та конуса-датчика (МА-2, -3, -4):

а — перед контактом; б — контакт;

- 1 — сферичний шарнір; 2 — ущільнення; 3 — пружини; 4 — клапан конуса;
- 5 — поршень замка; 6 — упор конуса; 7 — валець замка; 8 — напрямний конус;
- 9 — штовхач приймального вузла; 10 — ковзний клапан приймального вузла;
- 11 — проточка на приймальному вузлі для фіксації вальців конуса

**Заправна штанга** одержувача може бути фіксованою (при цьому виходить менша маса й більша надійність) або такою, що прибирається (що знижує опір та ефективну поверхню розвіювання, підвищує стійкість, керованість та покращує огляд з кабіни). Довжина й положення заправної штанги мають виключати потрапляння конуса в зону збурення одержувача й водночас забезпечувати видимість конуса та штанги, у протилежному випадку контакт істотно утруднюється. Приймальний вузол складається з кільцевого клапана 10 із пружиною 3, що відкривається при входженні в

конус-датчик, і нерухомого штовхача 9, що відкриває зворотний клапан конуса-датчика. Іноді на приймальному вузлі розміщують замки-фіксатори (зазвичай три) з пружинами, які, по-перше, запирають кільцевий клапан в закритому положенні, і, по-друге, фіксують наконечник у конусі-датчику під час заправлення.

**Конус-датчик** заправника (див. рис. 4.29) складається з вхідного напрямного конуса 8, зворотного клапана 4, що відкривається штовхачем 9 приймального вузла, а також може містити три замки-фіксатори з поршнями 5 і вальцями 7, що фіксують штангу під дією тиску палива. Американську базову модель МА-2 у 1980-ті роки було доповнено регулятором тиску для захисту від гідроудару, її названо МА-3, а потім у моделі МА-4 для підвищення надійності було введено дублювальний регулятор тиску.

### 4.6.3. Схема дозаправлення «летюча штанга»

Схема «летюча штанга» (flying boom), яку було спеціально розроблено фірмою Boeing, застосовується тільки у ВПС США з метою скорочення часу заправлення завдяки більшій витраті палива. За цією схемою було створено всього п'ять типів заправників (табл. 4.2), найбільш масовим із яких був KC-135 (випущено 732 літаки).

Таблиця 4.2

Параметри літаків-заправників

Тип заправника	Маса палива, що передається, кг	Максимальний робочий тиск, кПа	Максимальна витрата палива, кг/с	Довжина штанги, м
KC-97	18000	350	29,5	8,5...14,5
KC-135	35905	350	44,2	8,5...14,3
KC-10	98700	350	59,0	8,5...14,3
KC-767	90000	350	29,5	8,5...14,3
A-330 MRTT	92000	350	60,0	17

**Штанга** являє собою довгу жорстку телескопічну трубу, шарнірно закріплену в нижній хвостовій частині заправника. Датчик палива, розташований на вільному кінці труби, перед заправленням уводиться в приймач палива одержувача. Як датчик, так і приймач палива обладнано зворотними клапанами, що відкриваються при встановленні контакту. Послідовність заправлення за цією схемою є аналогічною попередній схемі, але з деякими відмінностями.

Коли черговий одержувач займає положення **контакту**, він має тільки прямувати за заправником, не виходячи із зони заправлення (рис. 4.30, а). Для цього на нижній поверхні заправника розміщено **напрямні вогні** (рис. 4.30, б), що складаються із двох рядів: лівий показує підняття, а правий — відстань. Вогні підняття містять дві зелені смуги центральної зони, по дві зелені й червоні стрілки та дві білі букви U (up — уверх) та D (down — униз). Вогні підняття засвічуються залежно від кута й швидкості підняття

штанги. Вогні відстані містять дві зелені смуги центральної зони, по дві зелені й червоні смуги, чотири білі смуги-роздільники та букви А (aft — назад) і F (forward — уперед). Вогні відстані засвічуються залежно від величини висунення та швидкості висунення штанги. Вогні вказують одержувачу, куди він має переміститися, щоб залишатися в області заправлення [178].

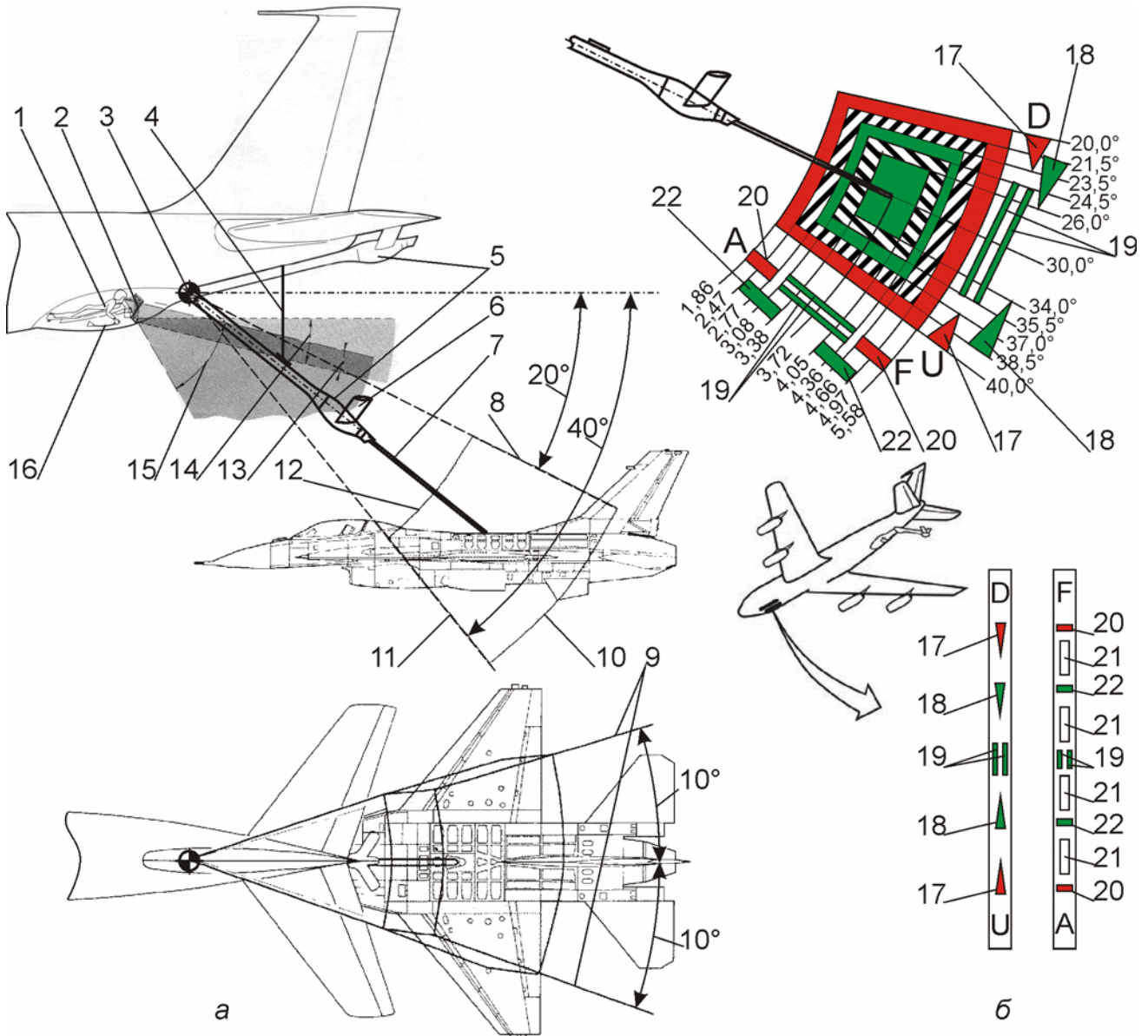


Рис. 4.30. Область заправлення (а) і напрямні вогні (б) (КС-135):

1 — оператор; 2 — перископ; 3 — шарнір; 4 — трос; 5 — верхня частина штанги; 6 — рулі; 7 — нижня частина штанги; 8 — верхня межа; 9 — бокові межі; 10 — задня межа; 11 — нижня межа; 12 — ближня межа; 13 — перекриття областей видимості; 14 — область видимості через перископ; 15 — область прямої видимості; 16 — важелі керування штангою; 17 — червоні стрілки верхньої й нижньої меж; 18 — зелені стрілки; 19 — зелені смуги центральної зони; 20 — червоні прямокутники передньої й задньої меж; 21 — білі прямокутники; 22 — зелені прямокутники

Усі операції зі встановлення, підтримання та припинення контакту виконує **оператор заправлення**, який перебуває в положенні лежачи об-

личчям до заправної штанги у нижній хвостовій частині заправника трохи попереду й нижче від шарнірного кріплення штанги.

На нижньому кінці верхньої частини штанги розміщено два **аеродинамічні рулі** (ruddevators) (рис. 4.31), з допомогою яких оператор змінює кутове положення штанги перед контактом і відводить штангу після закінчення заправки. Під час заправки рулі в автоматичному режимі використовуються для зменшення навантажень на штангу та її шарніри.

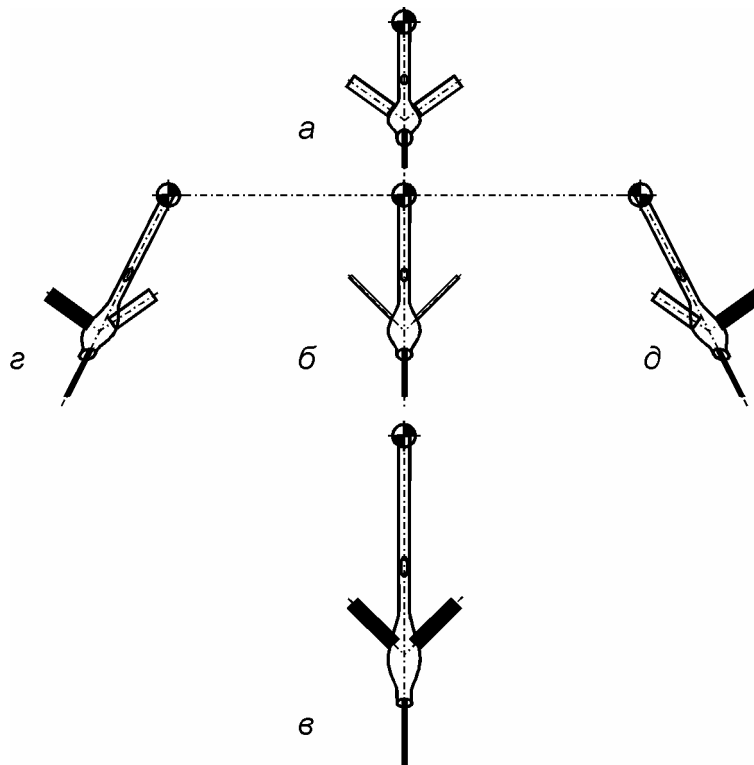


Рис. 4.31. Схема дії аеродинамічних рулів:

а — обидва вгору; б — нейтрально; в — обидва вниз;  
г — лівий униз, правий уверх; д — правий униз, лівий уверх

Після кутового вирівнювання штанги оператор висуває нижню частину телескопічної штанги для встановлення контакту. Рулями й висуненням штанги керує оператор з допомогою гідравлічної системи заправника. У момент контакту датчик палива на кінці штанги входить у приймальний вузол на літаку-одержувачі та шарнірно фіксується в ньому. У такому положенні штанга компенсує взаємні переміщення літаків під час заправки шляхом змінення довжини й кутового положення у двох площинах. Якщо одержувач наближається до меж області заправки (див. рис. 4.30, б), то спочатку напрямні вогні заправника підказують йому напрямок для повернення в область заправки; при подальшому наближенні до межі насоси заправника вимикаються, відбувається автоматичне розділення, втягування й відведення штанги вгору.

Існують **два типи розчеплення**: навмисне і ненавмисне. Навмисне нормальне розчеплення може ініціювати льотчик будь-якого з літаків або



оператор заправлення шляхом натиснення кнопки на штурвалі або ручці керування. При цьому за електричною командою гідроциліндри відмикають замки приймального вузла. Навмисне розчеплення методом «брутальної сили» застосовується тільки в аварійних ситуаціях, оскільки спричиняє великі навантаження на заправні пристрої (21780...40820 Н). При цьому методом одержувач повільно (< 3 м/с) відходить униз-назад від заправника й після того, як штанга витягується на повну довжину, відбувається відмикання замків й розділення. Ненавмисне автоматичне розчеплення відбувається при перевищенні допустимого тиску в заправній магістралі одержувача або при виході одержувача з області заправлення.

Після заправлення останнього одержувача штанга прибирається (притискається до хвостової частини заправника знизу) з допомогою троса й фіксується в такому положенні замком.

У випадку несправності замків фіксації штанги в приймачі одержувача та необхідності передати паливо одержувачу використовується альтернативний метод контакту, що має назву **«жорстка штанга»**. У цьому випадку оператор заправлення вставляє датчик палива на кінці штанги у приймач одержувача й утримує його в такому положенні з допомогою аеродинамічних рулів і гідроциліндра телескопування.

У конструкції датчика та приймача палива інтегровано індукційні обмотки для забезпечення зв'язку через штангу. При цьому забезпечується передавання заправнику інформації про стан одержувача та зберігається режим радіомовчання при голосовому зв'язку.

Деякі літаки (КС-135, КС-10, В-1) мають можливість **зворотного заправлення** через штангу від літака, обладнаного приймачем палива, до літака, обладнаного штангою, що може бути корисним для отримання палива заправником при несправності його приймача палива.

Для сумісності з одержувачами, обладнаними приймальною штангою, на кінець телескопічної штанги заправника може встановлюватися короткий (2,7 м) **шланг-перехідник із конусом** (рис. 4.32) [178]. Оскільки такий шланг є достатньо жорстким і не має слідкувальної системи, він створює значні навантаження на приймальну штангу одержувача й потребує високого рівня навичок як льотчика одержувача, так і оператора заправлення.

**Переваги** схеми «летюча штанга»:

1. Велика витрата палива при перекачуванні, що приблизно вдвічі скорочує час заправлення.
2. Знижені вимоги до маневреності одержувача.
3. Усі операції зі встановлення, підтримання та припинення контакту виконує оператор заправлення, що дає змогу значно знизити психофізіологічне навантаження на екіпаж одержувача.

**Недоліки** цієї схеми:

1. Можливість одночасного дозаправлення тільки одного літака.
2. Неможливість дозаправлення гвинтокрилих ЛА.

3. Дуже щільний стрій під час дозаправлення, що підвищує небезпеку зіткнення й ускладнює пілотування з огляду на взаємний вплив літаків.

4. Необхідність присутності оператора заправлення зі своїм робочим місцем, що робить неможливим переобладнання легких одномісних літаків у заправники.

5. Щільна інтеграція достатньо складного заправного обладнання в конструкцію заправника (паливну, гідравлічну, електричну системи), що робить неможливим швидке переобладнання літаків іншого призначення у заправники.

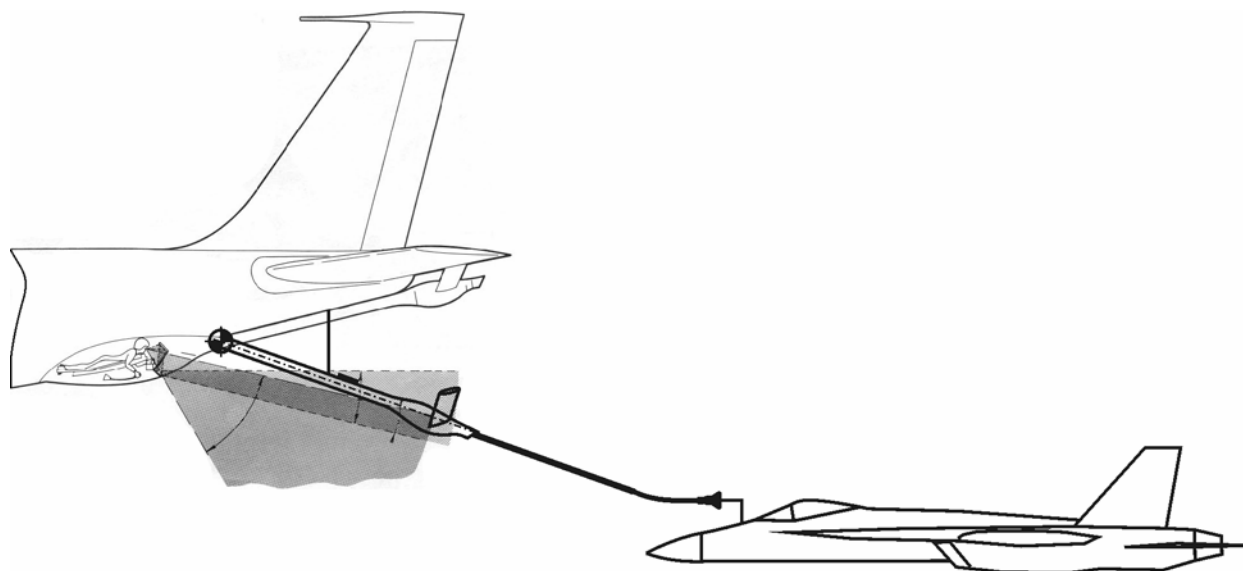


Рис. 4.32. Використання короткого шланга-перехідника (KC-135)

**UARRSI** (Universal Aerial Refueling Receptacle Slipway Installation) — універсальний приймач палива та сліп для дозаправлення в повітрі [143] (рис. 4.33, 4.34) — складається із власне приймача палива 18, кришки 9, механізму кришки, освітлення сліпа, а також гідравлічних, електричних і механічних ліній та керувальних пристроїв. Дійсно, UARRSI є універсальним пристроєм, що встановлюється практично на всіх типах літаків ВПС США, від легких маневрених (F-15, F-16, F-22) до важких (C-141, C-5, C-17, B-52, B-1, B-2).

У вихідному стані кришка 9 утримується в закритому положенні механічним замком 11 та тиском рідини в гідроциліндрі 8, ізолюваному клапаном 3. Замки-затискачі 12 утримуються у відкритому положенні гідроциліндром 13, ізолюваним тим же клапаном 3.

Для приведення пристрою у стан готовності льотчик тягне на себе рукоятку 16, яка через трос відмикає механічний замок 11 кришки, через штовхач зміщує вниз клапан кришки 4 та подає напругу на електромагніт ізолювального клапана 3, сполучаючи лінію нагнітання з порожниною відкриття гідроциліндра кришки 8. На початку відкриття кришки кінцевий вимикач 10 вмикає жовтий світлосигналізатор «Відкрито», а після її повного відкриття вимикач 6 вмикає синій світлосигналізатор «Готовність». Світлосигналізатори розміщено в кабіні.

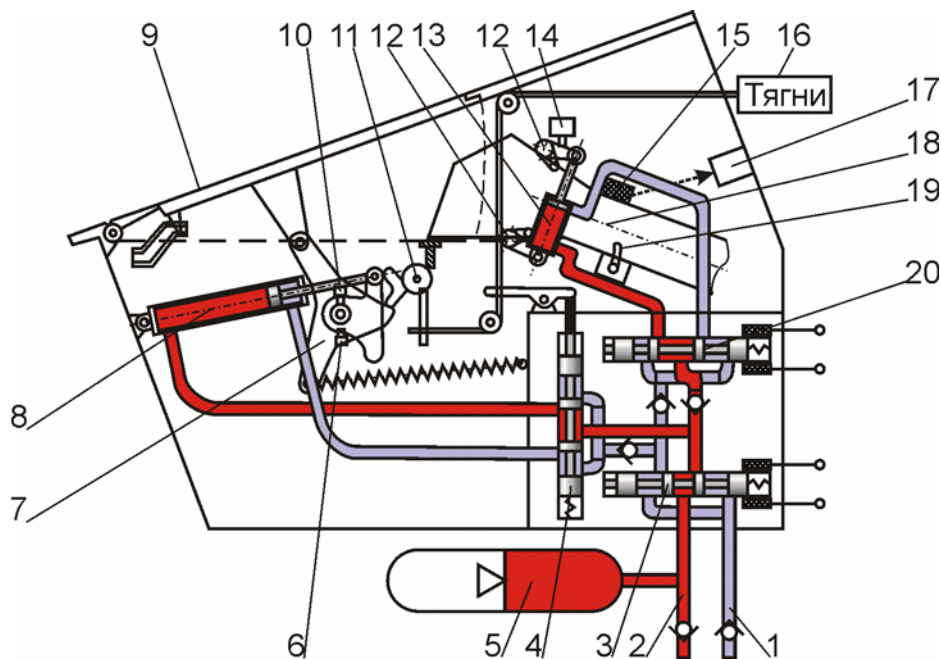


Рис. 4.33. Універсальний приймач палива та сліп для дозаправлення в повітрі: 1 — лінія зливання гідросистеми; 2 — лінія нагнітання гідросистеми; 3 — ізолювальний клапан; 4 — клапан кришки; 5 — гідроаккумулятор; 6 — кінцевий вимикач відкритого положення кришки; 7 — качалка; 8 — гідроциліндр кришки; 9 — кришка; 10 — кінцевий вимикач закритого положення кришки; 11 — замок кришки; 12 — замки-затискачі; 13 — гідроциліндр замків-затискачів; 14 — кінцевий вимикач замків-затискачів; 15 — індукційна обмотка; 16 — рукоятка із тросом; 17 — підсилювач; 18 — приймач палива; 19 — кінцевий вимикач контакту; 20 — клапан замків-затискачів

На випадок відмови гідравлічної системи, від якої живиться пристрій, передбачено гідроаккумулятор 5 зі зворотним клапаном, що забезпечує два цикли відкриття-закриття кришки 9. Навіть після розрядження гідроаккумулятора кришка буде відкрита пружиною, з'єднаною з нижнім плечем качалки 7. Однак у цьому випадку закриття кришки стане неможливим. Іноді для відкриття кришки при відмові гідравлічної системи використовується пневматична система або піропатрон.

Під час уведення датчика палива на кінці штанги заправника у приймач палива 18 кінцевий вимикач 19 подає напругу на електромагніт клапана 20 замків-затискачів. Після цього порожнина закриття гідроциліндра 13 замків-затискачів сполучається з лінією нагнітання й замки-затискачі 12 закриваються, а кінцевий вимикач 14 вимикає сигнал «Готовність» і вмикає зелений сигнал «Зафіксовано» у кабіні. Через індукційну обмотку 15 сигнал «Зафіксовано» передається заправнику, після чого насоси заправлення починають перекачування палива.

Після розчеплення сигнал «Зафіксовано» потухає й засвічується жовтий сигнал «Розчеплено». Для приведення системи у стан готовності до повторного контакту льотчик має натиснути кнопку «Розчеплення» на штурвалі або ручці керування.

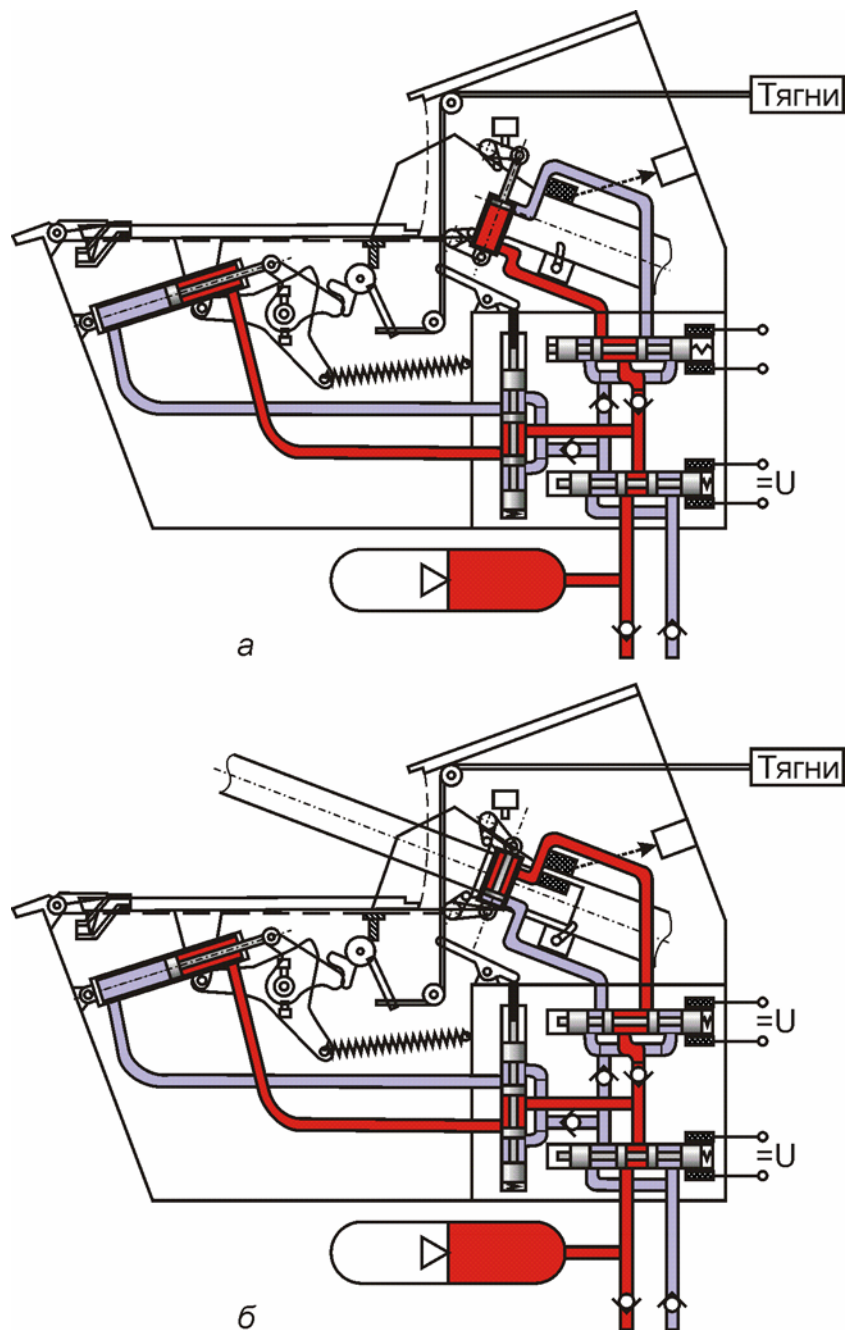


Рис. 4.34. Робота універсального приймача палива та сліпа для дозаправлення в повітрі: а — відкриття кришки; б — захват датчика палива

До складу **датчика палива** (рис. 4.35) [31], розташованого на вільному кінці штанги, входять: сферичний шарнір 1 (що допускає кутове переміщення датчика до  $60^\circ$  під час контакту) із центрувальним пристроєм (що автоматично центрує датчик після розділення); підпружинений зворотний клапан 4 (що відкривається штовхачем приймального вузла одержувача); проточка 3 (для фіксації у замках приймального вузла), упор 6 (для відкриття зворотного клапана 10 на одержувачі); індукційна обмотка.

**Приймач палива** (див. рис. 4.35), розташований на одержувачі, складається з вхідного напрямного конуса 7, нерухомого штовхача 13 (що відкриває зворотний клапан датчика), ковзного зворотного клапана 10, кін-

цевого вимикача (що керує закриттям замків під час входження датчика в приймач), другого кінцевого вимикача (що повідомляє заправнику про повністю закриті замки й готовність до перекачування) і замків із гідроциліндрами (для фіксації датчика в приймачі).

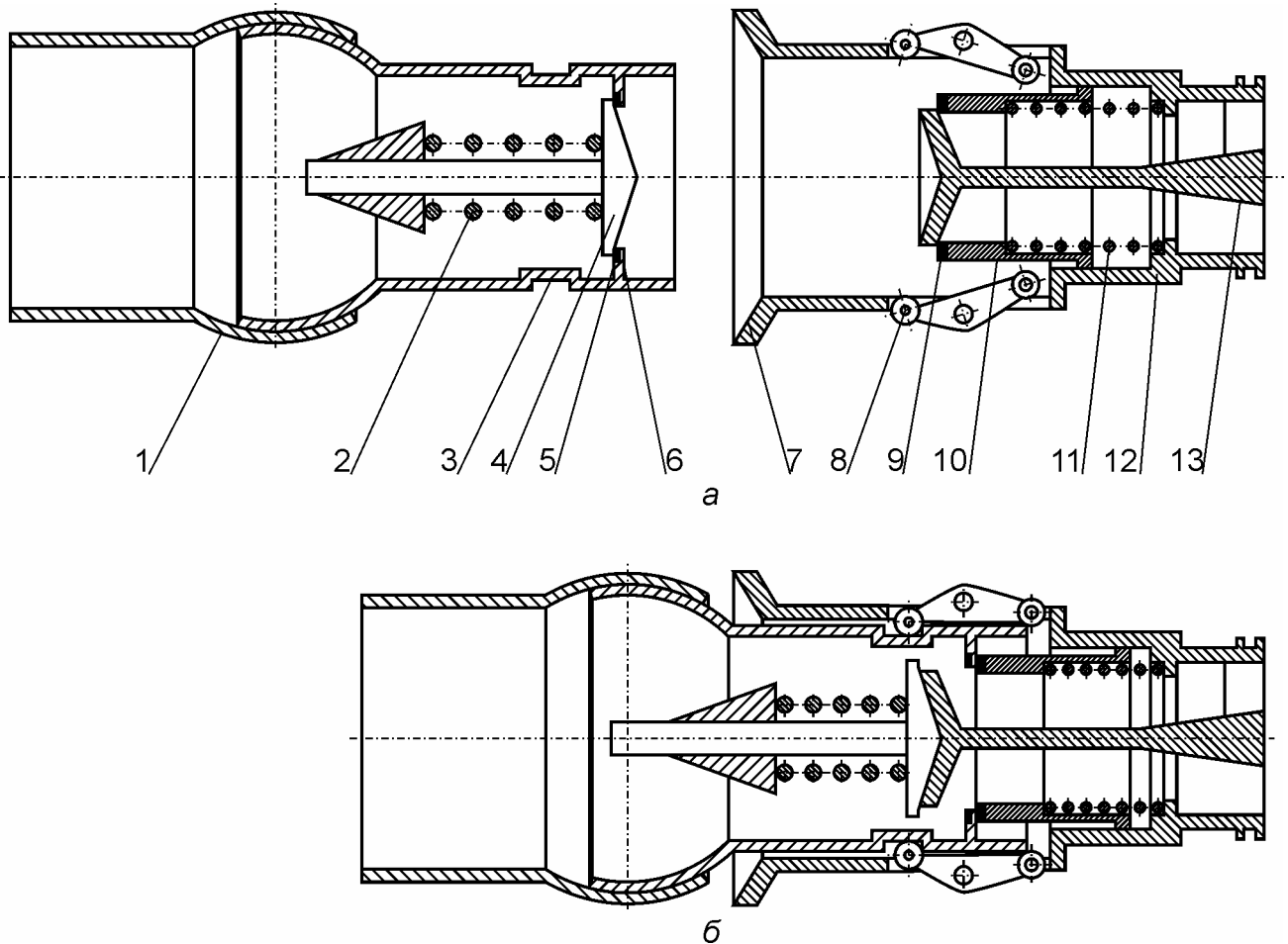


Рис. 4.35. Конструкція датчика та приймача палива:

а — перед контактом; б — контакт; 1 — сферичний шарнір; 2, 11 — пружини; 3 — проточка на корпусі датчика; 4 — клапан датчика; 5, 9 — ущільнення; 6 — упор датчика; 7 — напрямний конус; 8 — валець замка; 10 — ковзний клапан приймача палива; 12 — корпус приймача палива; 13 — штовхач приймача палива

В умовах нормальної роботи гідроциліндр відкриває замки при отриманні сигналу на розчеплення від одержувача або заправника. Крім того, гідроциліндр обладнано розвантажувальним клапаном, який відкриває замки після перевищення граничного розтяжного зусилля при відмові нормальної системи розділення (метод «брутальної сили»).

#### 4.6.4. Особливості паливних систем літаків-заправників

Літаки-заправники можна поділити на два класи: спеціалізовані й переобладнані. Паливні системи **спеціалізованих заправників** зазвичай мають кілька особливостей.

1. Додаткові паливні баки дають змогу замість звичайного корисного навантаження розміщати паливо для передавання одержувачам. Такі баки

зазвичай мають м'яку (КС-135, КС-10) або жорстку (КС-97, КС-130) конструкцію. Баки м'якої конструкції зазвичай розміщують у багажних відсіках, а жорсткі баки — на вантажній підлозі.

2. Баки із паливом, призначеним для передавання одержувачам, зазвичай відокремлені перекривальними кранами в окрему ізольовану підсистему, оскільки вони можуть містити паливо, не придатне для заправника. Хоча можливість їх об'єднання з іншими баками існує на випадок використання однакового палива. Крім того, порядок витрати палива із додаткових баків зазвичай строго регламентується, оскільки значно впливає на положення центра мас заправника.

3. Для передання палива використовуються значно більш потужні насоси, ніж для перекачування або подання у двигуни. Це спричинено, по-перше, тим, що стандартний тиск заправлення (350 або 450 кПа) значно перевищує тиск у системах перекачування й вироблення, і, по-друге, великою потрібною витратою палива при дозаправленні в польоті, оскільки саме витрата визначає час дозаправлення. Крім того, у деяких випадках (КС-97, КС-135, КС-10) використовуються гідропривідні насоси, що дають змогу безступінчасто регулювати витрати.

4. Додаткові паливні магістралі та керувальні клапани зазвичай перетворюють паливні системи літаків-заправників на одні з найбільш складних паливних систем, що дають змогу перекачувати паливо з будь-якого бака в будь-який інший, часто декількома шляхами.

5. Витратоміри, розміщені в лінії видавання палива одержувачам, дають змогу точно контролювати кількість палива, що віддається.

6. Погашувачі гідроудару поблизу телескопічної штанги або шлангової лебідки запобігають руйнуванню паливних магістралей під час відкриття-закриття головних кранів заправлення.

7. Насоси для відкачування палива із магістралей заправлення знижують пожежонебезпеку системи, запобігають викиданню палива в атмосферу під час прибирання штанги або шланга та дають змогу знизити жорсткість шланга перед повторним контактом.

**Переобладнані заправники** дуже мало відрізняються від базового літака, на них використовуються ті ж ППБ, єдина паливна система й підвісні контейнери заправлення (що зазвичай складаються з бака для палива, що видається, витратоміра й погашувача гідроударів). У рідких випадках встановлюються додаткові м'які або жорсткі баки у бомбовідсіку (А-5), додаткові насоси (S-3), трубопроводи та крани.

### **Контрольні запитання**

1. Для чого призначено підсистему заправлення та зливання палива?
2. Які вимоги ставляться до засобів автоматичного закриття магістралей заправлення?
3. Які навантаження мають витримувати елементи системи заправлення та зливання?

4. Яким має бути час заправлення?
5. У чому полягає шкода від зайвої маси заправленого палива?
6. З якою метою виконується раціональне розподілення палива на борту ЛА при заправленні?
7. Які способи заправлення застосовуються?
8. Опишіть процес відкритого заправлення.
9. У чому полягають переваги й недоліки відкритого заправлення?
10. Де застосовується відкрите заправлення?
11. Які вимоги ставляться до заливної горловини?
12. Опишіть конструкцію заливної горловини.
13. У чому полягають переваги й недоліки закритого заправлення?
14. Скільки штуцерів централізованого заправлення встановлюють на літаку? У яких місцях?
15. Для чого на ЛА позааеродромного базування іноді встановлюють насос заправлення із гнучким шлангом?
16. Опишіть незалежну схему заправлення. У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
17. Опишіть суміщену схему заправлення. У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
18. Опишіть колекторну схему заправлення. У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
19. Опишіть каскадну схему заправлення. У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
20. Опишіть конструкцію штуцера централізованого заправлення.
21. Що називають керувальними кранами? Як їх можна класифікувати за призначенням і за конструкцією?
22. Опишіть конструкцію, переваги й недоліки пробкового крана.
23. Опишіть конструкцію, переваги й недоліки заслінкового крана.
24. Опишіть конструкцію, переваги й недоліки дискового крана.
25. Опишіть конструкцію, переваги й недоліки поршневого крана.
26. Опишіть конструкцію, переваги й недоліки тарілчастого крана.
27. У чому полягають особливості електромоторного приводу кранів?
28. Які методи застосовуються для підвищення надійності електромоторних кранів?
29. Які типи приводу кранів використовуються?
30. До чого може призвести занадто малий або занадто великий час закриття керувальних кранів?
31. Де зазвичай розміщується електромотор електромоторного крана? Чому?
32. Які типи редукторів використовуються в електромоторних кранах?
33. У чому полягають переваги й недоліки пневматичного та ручного приводу для кранів?
34. Що називають керувальними клапанами? Як їх можна класифікувати за конструкцією?

35. Опишіть конструкцію й роботу гідромеханічного клапана.
36. У чому полягають переваги й недоліки гідромеханічних клапанів?
37. У чому полягають особливості електрогідромеханічних клапанів?
38. Опишіть конструкцію дубльованих гідромеханічних клапанів. У чому полягають їх переваги? Де їх застосовують?
39. Що таке функція попередньої перевірки? Як вона реалізується?
40. Що являють собою клапани зливання перезалитого палива?
41. Опишіть панель керування заправленням.
42. У яких випадках виконується зливання палива на землі?
43. Опишіть насосний спосіб зливання.
44. Опишіть зливання самопливом/всмоктуванням.
45. Що таке зворотний клапан двосторонньої дії?
46. Опишіть конструкцію крана зливання палива.
47. Опишіть конструкцію клапана зливання відстою.
48. Опишіть систему централізованого зливання відстою. У яких випадках її застосовують?
49. Чого можна добитися дозаправленням паливом у польоті?
50. Які основні вимоги ставляться до ЛА, що заправляється?
51. Опишіть схему дозаправлення «шланг-конус».
52. Стисло опишіть порядок дозаправлення за схемою «шланг-конус».
53. У чому полягають переваги й недоліки схеми «шланг-конус»?
54. Яку максимальну витрату палива при дозаправленні забезпечує схема «шланг-конус»? Де її застосовують?
55. Опишіть конструкцію шланга системи «шланг-конус».
56. Опишіть конструкцію конуса системи «шланг-конус».
57. Опишіть конструкцію підвісного заправного контейнера.
58. Опишіть світлову сигналізацію схеми «шланг-конус».
59. Опишіть конструкцію приймального вузла та конуса-датчика.
60. Опишіть заправну штангу одержувача.
61. Яку максимальну витрату палива при дозаправленні забезпечує схема «летюча штанга»? Де її застосовують?
62. Що являє собою заправна штанга?
63. Що являють собою напрямні вогні заправника?
64. Як здійснюється керування заправною штангою?
65. Як здійснюється відчеплення заправної штанги від одержувача?
66. Що таке зворотне заправлення?
67. Як здійснюється дозаправлення одержувачів, обладнаних приймальною штангою, від заправників, обладнаних штангою?
68. У чому полягають переваги й недоліки схеми заправлення «летюча штанга»?
69. Що таке UARRSI?
70. Що зроблено для підвищення живучості UARRSI?
71. Опишіть конструкцію датчика та приймача палива схеми «летюча штанга».
72. У чому полягають особливості паливних систем заправників?



## 5. ПІДСИСТЕМА ПОДАННЯ ПАЛИВА

### 5.1. Призначення, вимоги та класифікація

Підсистему подання (вироблення) палива призначено для подання палива із баків ЛА до вхідних штуцерів двигунів.

До системи подання палива ставляться такі **вимоги**:

1. Кожна паливна система має забезпечувати подання палива із витратою не менше 100 % витрати, необхідної для двигуна під час кожного експлуатаційного режиму та маневру (АП 23/25/27/29.955a/f).

2. Паливо має подаватися в кожний двигун під тиском і з температурою в межах, зазначених у сертифікаті типу двигуна (АП 25.955a).

3. Подання палива має бути продемонстровано при найгірших умовах подання палива на літаку щодо висоти польоту, просторового положення літака та інших умов (АП 23.955f/25.955a\*):

— при непрацюючих бакових насосах підкачування;

— при подання палива до двох двигунів із одного бака з відкритим краном кільцювання (АП 25/29.955a\*/c).

4. Під час випробувань температура палива перед зльотом має бути не менше 45 °С (або має дорівнювати максимальній температурі зовнішнього повітря, для якої запитується схвалення, залежно від того, яка температура є найбільш критичною). Крім того, паливо повинно мати тиск насиченої пари, максимально можливий для тих його марок, на яких може експлуатуватися ЛА (АП 23/25/27.961a).

Підсистеми подання палива класифікують залежно від способу подання, схеми об'єднання баків і співвідношення між кількістю двигунів і кількістю витратних баків.

#### 5.1.1. Способи подання палива

Для подання (а також перекачування й аварійного зливання) палива можна застосовувати три способи: всмоктування, витиснення й насосний спосіб (рис. 5.1).

При поданні **всмоктуванням (самопливом)** (рис. 5.1, а) паливо переміщується внаслідок розрідження, що утворюється під дією **підкачувального насоса двигуна (ПНД)**, а також через використання потенціальної енергії різниці рівнів між баком (який зазвичай розміщують вище) і двигуном. Ця схема — найлегша й найпростіша. Однак під час еволюцій ЛА живлення паливом може бути порушено. Як основна ця схема застосовується для подання палива на легких поршневих літаках (оскільки потрібний тиск на вході в насоси таких двигунів є невеликим) і військових вертольотах США (для виключення випліскування палива й пожежі при аварійній посадці), а іноді й на легких пасажирських літаках із ТГД (SAAB-370, Super King Air B200). Як аварійна ця схема застосовується на більшості сучасних

ЛА (зазвичай до висот 6...8 км), а також для перекачування або аварійного зливання палива з баків, які розміщено високо.

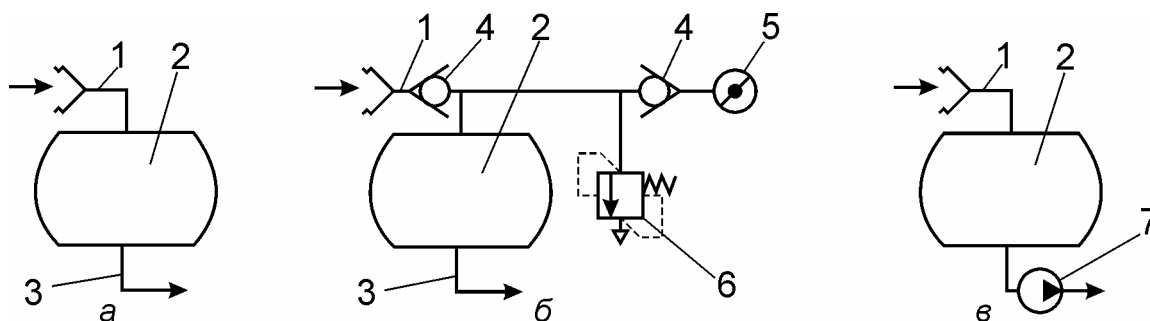


Рис. 5.1. Способи подання палива із баків:

а — всмоктуванням; б — витисненням; в — насосом; 1 — забірники дренажу з атмосфери; 2 — паливні баки; 3 — трубопроводи подання палива у двигун; 4 — зворотні клапани; 5 — забірник дренажу від компресора; 6 — запобіжний клапан; 7 — підкачувальний насос літака

При поданні палива **витисненням** (рис. 5.1, б) у надпаливний простір бака подається газ (повітря від компресора ГТД, вихлопні гази ПД, нейтральний газ) із надлишковим тиском, який витискає паливо з бака у трубопровід (при цьому бак може розміщуватися навіть нижче двигуна, хоча це й небажано). Унаслідок цього підвищується висотність паливної системи без використання підкачувальних насосів і без втрат на випаровування, підвищується пожежна безпека. Однак маса бака, навантаженого зсередини силами тиску, також збільшується. Така система має низьку живучість при пошкодженні бака. Використовується для перекачування (або аварійного зливання) палива з підвісних, крилових, а іноді й фюзеляжних баків маневрених ЛА. Частіше застосовується в комбінації з насосним способом подання. У чистому вигляді використовується для подання палива в космонавтиці (в умовах невагомості це єдиний можливий спосіб).

**Насосний** спосіб подання палива (рис. 5.1, в) дає змогу забезпечити вироблення палива із бака, розташованого нижче двигуна, достатню висотність без збільшення маси бака, простоту керування виробленням. Однак насоси збільшують масу паливної системи та (при встановленні в баці насосів з електричним приводом) підвищують її пожежну небезпеку. Сьогодні такий спосіб подання (перекачування й аварійного зливання) у комбінації із невеликим наддуванням є найбільш раціональним за масою й широко застосовується. Насоси, що подають паливо до двигунів, називають **підкачувальними насосами літака (ПНЛ)** або **вертольота (ПНВ)**, а насоси, що перекачують паливо із одного бака в інший, — **перекачувальними насосами (ПН)**.

### 5.1.2. Схеми об'єднання баків

Для розміщення палива на ЛА намагаються максимально використати корисний об'єм планера, але у випадку використання м'яких або жорстких баків конструктори змушені розділяти цей об'єм на кілька баків по си-

лових елементах планера (лонжеронах, нервюрах, шпангоутах). Для кесон-баків таке розділення на окремі баки може бути спричинено вимогами щодо забезпечення заданого центрування, експлуатаційної та бойової живучості, а також зменшення навантажень на крило. У подальшому ці баки об'єднують у групи. Розрізняють витратні й чергові баки. **Витратним баком (ВБ)** називають бак, із якого паливо подається до двигунів, **черговим баком (ЧБ)** — бак, із якого паливо перекачується в інші баки.

Аналіз наявних паливних систем дає змогу виокремити п'ять схем об'єднання баків (рис. 5.2): найпростішу, паралельну, послідовну, змішану й конвертовану.

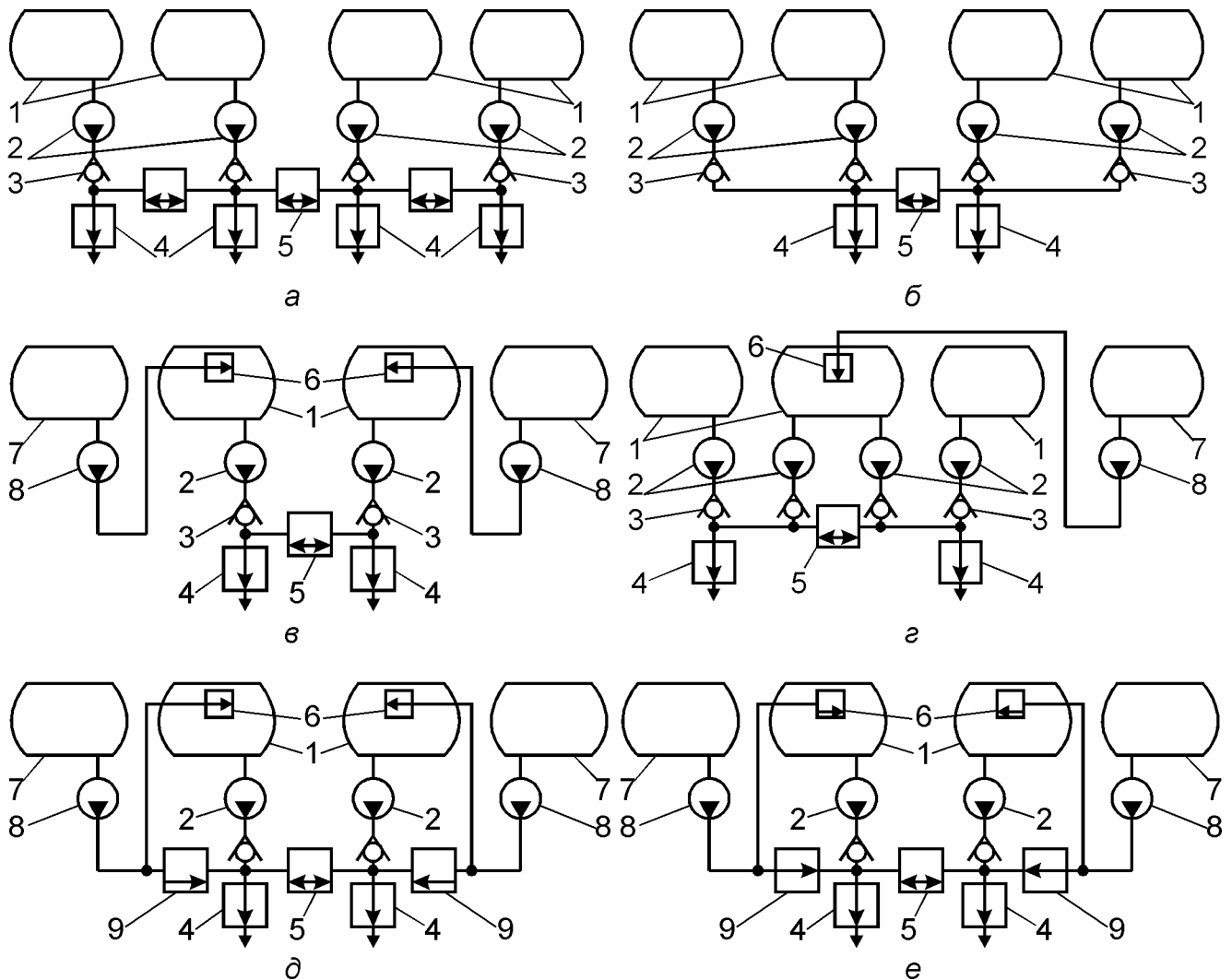


Рис. 5.2. Схеми об'єднання баків:

а — найпростіша; б — паралельна; в — послідовна; г — змішана; д — конвертована в послідовному режимі; е — конвертована в паралельному режимі; 1 — витратні баки; 2 — ПНЛ; 3 — зворотні клапани; 4 — протипожежні крани перед двигунами; 5 — крани перехресного живлення; 6 — клапани перекачування; 7 — чергові баки; 8 — ПН; 9 — керувальні крани

У **найпростішій** (паралельній без перемикування) схемі загальна кількість ПБ ( $n_{\text{ПБ}}$ ) дорівнює кількості ВБ ( $n_{\text{ВБ}}$ ) і не перевищує кількості дви-

гунів ( $n_{дв}$ ) ( $n_{пб} = n_{вб} \leq n_{дв}$ ). Іншими словами, усі баки — витратні й однакового об'єму, паливо подається у двигуни одночасно з усіх баків. Перекачування або перемикання між баками немає. Перевагами такої схеми є мінімальна кількість керувальних пристроїв, відсутність проблем із перемиканням між баками, достатня живучість завдяки можливості подання палива з будь-якого бака безпосередньо в будь-який двигун. Схема використовується тільки на ЛА з невеликою дальністю польоту (Бе-200, Ил-114, Ка-50, Як-40, Як-42, АTR-42, DHC-4, YC-15, АН-64, SH-60), оскільки рідко вдається розмістити великий запас палива, призначений для одного двигуна, в одному ВБ.

У **паралельній** (паралельній з перемиканням) схемі загальна кількість ПБ дорівнює кількості ВБ і перевищує кількість двигунів ( $n_{пб} = n_{вб} > n_{дв}$ ). Іншими словами, усі баки — витратні, але паливо подається у двигуни не з усіх баків одночасно. Після вироблення палива з цих баків здійснюється перемикання на наступні. Перекачування між баками, як і раніше, немає. Перевагами цієї схеми є мінімальна кількість керувальних пристроїв, висока живучість завдяки можливості подання палива з будь-якого бака безпосередньо в будь-який двигун, можливість керувати виробленням палива відповідно до будь-якої програми. Недоліками схеми є необхідність установалення підкачувальних насосів і відсіків від'ємних перевантажень у кожному баці, що збільшує масу, а також складнощі з перемиканням між баками. Схема широко використовується на зарубіжних пасажирських і транспортних ЛА (А-310, В-727/737/757/767/777/787, С-160, С-27, DC-9, МН-53Е), а іноді застосовується на ЛА військового призначення (А-10, SR-71). У вітчизняній практиці вважається застарілою.

Для забезпечення безперебійності подання палива у двигуни під час перемикання між баками застосовуються п'ять способів. У **першому способі** використовуються трирежимні насоси постійного струму, здатні створювати різний тиск (Ан-10, Ил-18, Ту-114). Таким чином, насос бака, з якого в цей момент виробляється паливо, працює на номінальному режимі, а перед закінченням вироблення переводиться на форсований. При цьому насос бака, наступного за чергою, працює на черговому режимі, а під час перемикання на нього переводиться на номінальний. У сучасних ЛА такий спосіб не застосовується з огляду на низький ККД насосів постійного струму великої потужності, складність і низьку надійність системи керування їх режимами. У **другому способі** використовуються однорежимні насоси змінного струму різної потужності (цей спосіб застосовується практично на всіх пасажирських літаках фірми Boeing). При цьому більш потужні насоси пересилування (override) установаються у баках, що виробляються в першу чергу. Це спрощує систему керування, підвищує ефективність і надійність системи, однак потребує використання на одному ЛА насосів різного типу.

У **третьому способі** використовуються однакові однорежимні насоси, однак у баці першої черги два насоси встановлюють послідовно (DC-9, MD-80), що збільшує створюваний ними тиск. Перевагою цього способу є використання насосів одного типу, недоліком — зниження надійності послідовно встановлених насосів. У **четвёртому способі** також використовуються однакові однорежимні насоси, але у зворотних клапанах баків першої черги встановлюються менш жорсткі пружини (КС-135, В-737-900), що забезпечує їх першочергове вироблення. У **п'ятому способі** під час подання всмоктуванням на вертольотах (МН-53Е) використовуються клапани, що блокують потрапляння повітря в паливні лінії після спорожнення бака.

У **послідовній** (з витратними баками) схемі загальна кількість ПБ більше кількості ВБ, яка, своєю чергою, не перевищує кількості двигунів ( $n_{ПБ} > n_{ВБ} \leq n_{дв}$ ). При цьому паливо з чергових баків перекачується у витратні, а із витратних подається до двигунів. Така схема дає змогу знизити масу паливної системи, оскільки насоси, що перекачують паливо з бака в бак, створюють менший перепад тиску і мають меншу масу. Крім того, відсіки від'ємних перевантажень розташовують тільки у витратних баках. Схема забезпечує вирівнювання температури палива, що потрапляє у двигун, а також гарантує резервний запас палива. Недоліками схеми є низька живучість і велика кількість керувальних пристроїв. Така схема нині набула найбільшого поширення (Ан-14/28/38/140/148, Ил-62/76/86/96, МиГ-19/21/23/25/27/29, Су-25/27/39, Ту-134/144/154/214/334, RRJ, А-330/340/380, КС-10, А-3/4/5/6/7, AV-8, ХВ-70, F-4/14/15/16/18/117/23/35, S-3, Tornado, EF-2000).

**Змішана** схема являє собою комбінацію послідовної й паралельної схем. У такій схемі загальна кількість ПБ більше кількості ВБ, яка перевищує кількість двигунів ( $n_{ПБ} > n_{ВБ} > n_{дв}$ ). Зазвичай до такої схеми приходять на основі початкової паралельної схеми шляхом установаження додаткових баків у фюзеляжі (В-727, MD-80, А-310) або використання кінцевих ПБ для розвантаження крила (В-707/747, А-320). Оскільки додаткові баки значно простіше виконати черговими, то додається перекачування з них у витратні, що й приводить до змішаної схеми.

**Конвертована** (багаторежимна) схема характеризується здатністю функціонувати в декількох різних режимах: як послідовна (з виділеними ВБ) або паралельна. Перевагами конвертованої схеми є максимально можливі живучість і надійність, недоліками — найбільша маса та складність схеми, а також найбільша кількість керувальних пристроїв. Застосовується така схема на ЛА різного призначення (Ан-26/74/70/124, А-340, А-7, В-1, С-5/130/141, F-105).

### 5.1.3. Вибір кількості витратних баків та їх розміщення

Залежно від кількості двигунів, що живляться від одного витратного бака, розрізняють централізоване, централізовано-автономне, часткове, автономне й надлишкове подання палива (у порядку зростання надійності).

При **централізованому поданні** паливо від одного витратного бака ( $n_{\text{ВБ}} = 1$ ) подається до всіх двигунів ЛА (рис. 5.3, а). Перевагами такої схеми є мінімальна маса й найбільша простота, недоліками — мінімальна надійність і живучість. Схема широко використовувалася у військовій авіації, аж поки не виникла потреба підвищити живучість (Ми-2/8, МиГ-19/25/29, Су-25/27, А-3/5/6, F-101/4, ХВ-70, Х-22). Цілком унікальним у цьому сенсі є пасажирський літак Ту-154 з трьома двигунами й одним витратним баком.

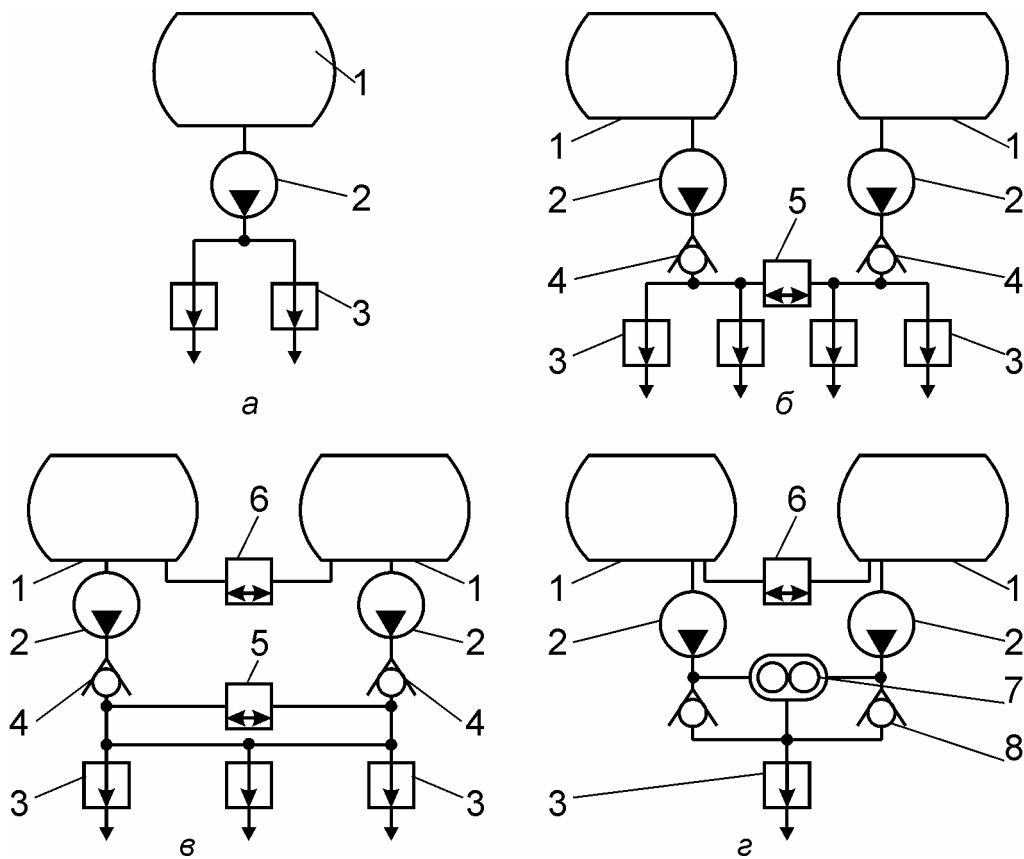


Рис. 5.3. Схеми подання палива:

а — централізоване; б — централізовано-автономне; в — часткове; г — надлишкове; 1 — витратні баки; 2 — ПНЛ; 3 — протипожежні крани; 4 — зворотні клапани; 5 — крани перехресного живлення; 6 — крани об'єднання баків; 7 — пропорціонер; 8 — перепускний клапан

При **централізовано-автономному поданні** паливо від кожного витратного бака подається до певної групи двигунів, причому зазвичай  $n_{\text{дв}}/n_{\text{ВБ}} = 2$  (наприклад, до двигунів, розміщених на одній консолі крила) (рис. 5.3, б). Переваги й недоліки тут такі самі, але виражені слабше. Схема застосовується надзвичайно рідко (Ил-18, А-340, В-1, ТВ-47).

При **частковому поданні** паливо з певного витратного бака подається до відповідного двигуна, а також до одного або кількох двигунів ( $n_{\text{дв}}/n_{\text{ВБ}} = 1,5$ ). За такою схемою подання палива створено тільки один літак у світі (Як-40) з трьома двигунами й двома ВБ. Однак практично будь-яка інша схема може бути перетворена на часткову в аварійних ситуаціях.

При **автономному (незалежному) поданні** паливо від кожної групи баків подається до одного конкретного двигуна,  $n_{\text{дв}}/n_{\text{ВБ}} = 1$  (див. рис. 5.2, а, б, в, д, е). Така схема здебільшого забезпечує достатню надійність і живучість, що підтверджується її найширшим застосуванням (Ан-14/26/28/38/74/124/140/148, Бе-200, Ил-62/76/86/96/114, Ка-27/32/50, Ми-24/26, Су-39, Ту-134/144/214/334, Як-42, RRJ, ATR-42, А-330/380, А-10, F-14/15/18/111/117, Tornado). Недоліками схеми можна вважати збільшення маси й підвищення складності.

При **надлишковому поданні** паливо із двох груп баків через пропорціонер подається до одного двигуна ( $n_{\text{дв}}/n_{\text{ВБ}} = 0,5$ ). Перевагами схеми є найвищі надійність і живучість, недоліками — велика маса й значна складність, а також необхідність забезпечення однакової витрати палива з двох груп баків. Останнє зазвичай досягається встановленням паливного пропорціонера — насоса об'ємного типу, що гарантує подання однакових об'ємів палива з двох ВБ. Застосовується на ЛА з одним двигуном військового призначення (AV-8, F-16/35).

При виборі місця розміщення витратних баків слід брати до уваги такі міркування:

1. Витратні баки будуть вироблятися останніми, тому для збереження центрування в допустимих межах бажано розміщувати їх поблизу поздовжнього положення ЦМ ЛА.

2. При відмові насосів подання палива буде здійснюватися самопливом, що потребує мінімальних гідравлічних втрат у магістралях подання, тому бажано розміщувати ВБ поблизу двигунів з деяким перевищенням над ними.

3. Для підвищення бойової живучості (запобігання одночасному пошкодженню двох ВБ) ВБ слід розташувати на деякій відстані один від одного.

4. Для зменшення навантажень на крило в польоті паливо бажано виробляти в такому порядку: із фюзеляжних, центропланних, кореневих і кінцевих баків.

5. Для зниження балансувального опору ВБ бажано розміщувати поблизу заднього положення ЦМ.

На більшості пасажирських літаків-низькопланів ВБ розміщують у консольних частинах крила над двигунами. На транспортних літаках-верхньопланів ВБ іноді розташовують ближче до кінців крила, на маневрених ЛА — поблизу ЦМ у фюзеляжі, на ЛА з одним двигуном — по обидва боки від двигуна, на ЛА з двома двигунами — поблизу ЦМ або на одна-

ковій відстані від нього вздовж поздовжньої осі. На вертольотах ВБ розміщують за головним редуктором або під підлогою.

## 5.2. Методи підвищення надійності подання палива

Оскільки від безперебійного подання палива до двигунів залежить не тільки створювана ними тяга, але й робота практично всіх систем ЛА (гидравлічної, електричної, протиобліднювальної, системи кондиціонування тощо), для її забезпечення застосовують безліч методів.

**Дублювання (гаряче резервування) ПНЛ** полягає в установленні паралельно декількох працюючих ПНЛ, кожен із яких здатний забезпечити живлення двигуна паливом (рис. 5.4, а). Зворотні клапани 2 запобігають перетіканню палива в бак при відмові ПНЛ. Для підвищення надійності дубльовані ПНЛ можуть живитися від різних електричних шин (зазвичай змінного струму) або мати різний тип приводу (див. підрозд. 5.4). При сумісній роботі кожний з ПНЛ дає приблизно половину витрати палива, що знижує потрібний кавітаційний запас і підвищує надійність підсистеми. Недоліками дублювання є збільшення потрібної потужності приводу й маси. Дублювання ПНЛ застосовується на більшості реактивних літаків (Ан-26/28/38/74/124, Бе-200, Ил-62/76/86/96, Ту-334, Як-42, А-330, В-1, В-727/737/747/757/767/777/787, F-111/117, KC-135/10, RRJ).

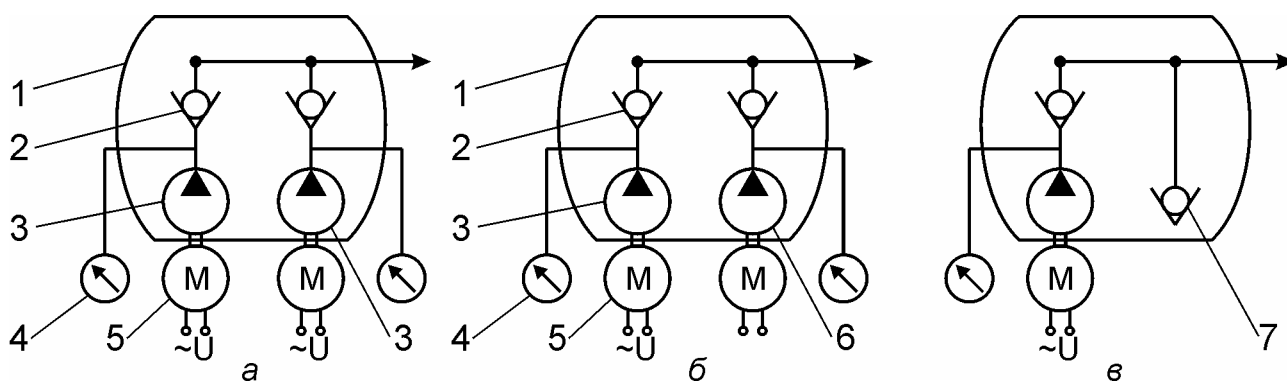


Рис. 5.4. Дублювання (а), резервування (б) ПНЛ та самопливний клапан (в): 1 — баки; 2 — зворотні клапани; 3 — працюючі ПНЛ; 4 — сигналізатори тиску; 5 — привід ПНЛ; 6 — непрацюючий ПНЛ; 7 — самопливний клапан

**Резервування (холодне резервування) ПНЛ** полягає в установленні паралельно із працюючим ПНЛ іншого ПНЛ, що нормально відімкнено, кожний із яких здатний забезпечити живлення двигуна паливом (рис. 5.4, б). Резервний ПНЛ зазвичай має інший тип приводу (зазвичай постійного струму). Перевагою резервування є менші витрати потужності на привід, недоліком — більший час на введення в роботу резервного ПНЛ. Резервування ПНЛ застосовується трохи рідше, ніж дублювання (Бе-200, Ту-334, А-330/340/380, АTR-42, F-111/117, RRJ), а іноді разом із ним.



**Самопливні клапани** — зворотні клапани, які встановлено паралельно з ПНЛ (рис. 5.4, в). При нормальній роботі насосів клапани закриті під тиском палива. Використовуються для зниження гідравлічних втрат при поданні палива самопливом у випадку відмови всіх ПНЛ. Застосовуються на більшості сучасних ЛА (Ан-124, Бе-200, Як-42, А-320, В-727/737/747/757/767/777/787, DC-9).

**Перехресне живлення** (кільцювання, об'єднане живлення) двигунів паливом застосовується на ЛА із кількістю двигунів більше одного, якщо тільки не використовується централізована схема подання. Перехресне живлення полягає у з'єднанні додатковим трубопроводом магістралей, що ідуть від кожного витратного бака до кожного двигуна. У нормальній ситуації ця магістраль перекрита **кранами перехресного живлення (КПЖ)** (див. рис. 5.2, 5.3). Коли відмовляє насос в одному з витратних баків, КПЖ відкривається і паливо з витратного бака з працюючим насосом надходить до двох двигунів. При цьому паливо з групи баків із ПНЛ, що відмовив, не буде вироблятися, що позначиться на дальності польоту й центруванні. В іншій ситуації, коли відмовив один з двигунів, паливо від двох витратних баків зможе надходити до працюючого двигуна. Ця ж магістраль використовується для вирівнювання залишків палива у витратних баках у разі появи дисбалансу: спочатку натисненням кнопки-табло керування КПЖ відкривають КПЖ, потім натисненням кнопки-табло керування ПНЛ тимчасово вимикають ПНЛ у баці з меншим рівнем палива, аж поки залишки палива у ВБ не стануть однаковими, нарешті натисненням кнопки-табло керування ПНЛ вмикають вимкнутий ПНЛ і натисненням кнопки-табло керування КПЖ перекривають КПЖ (на деяких ЛА це можна зробити, перемістивши один тумблер «Джерело живлення» із положення «Нормально» у положення «Лівий» або «Правий», що відповідає баку з більшим залишком палива).

Для підвищення надійності відкриття КПЖ використовують кілька способів:

- привід КПЖ постійного струму від шини батареї;
- двомоторний привід КПЖ від різних електричних шин;
- відкриття КПЖ під дією пружини при знеструмленні;
- установлення двох КПЖ паралельно (рис. 5.5, а).

У випадку, коли магістраль перехресного живлення проходить через сухі відсіки, іноді два КПЖ встановлюють послідовно (рис. 5.5, б) поблизу кожного двигуна для унеможливлення витікання палива при пошкодженні магістралі (С-123, АН-64). Крім того, КПЖ може відкриватися автоматично за сигналом про малий залишок палива в будь-якому з ВБ (F-117).

При кількості двигунів більше двох застосовують два способи перехресного живлення: по перетинній магістралі (див. рис. 5.2, а); по перехресній магістралі (рис. 5.5, в). Перевагами першого способу є менша кількість кранів і простота кільцювання сусідніх баків, перевагами другого — можливість кільцювання двох будь-яких баків незалежно від інших і відсутність витоків при пошкодженні магістралі перехресного живлення.

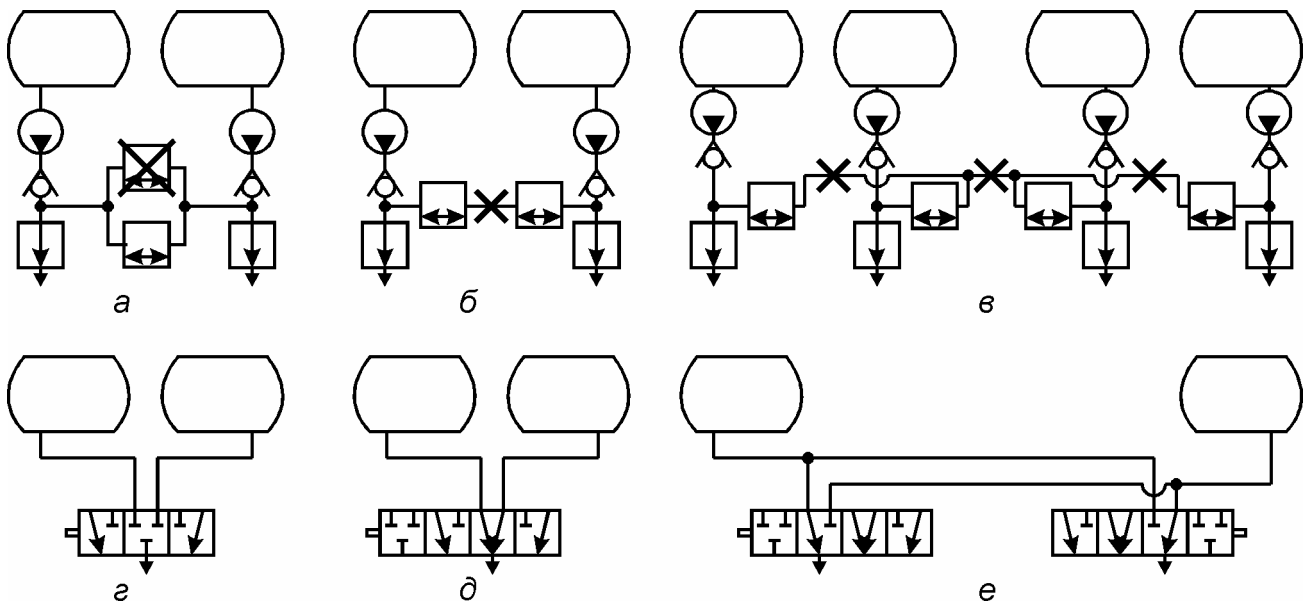


Рис. 5.5. Способи встановлення КПЖ і кранів перемикаччя:  
 а — два КПЖ паралельно; б — два КПЖ послідовно; в — чотири КПЖ на перехресній магістралі (хрестом позначено парирувані відмови); г, д, е — крани перемикаччя при поданні палива всмоктуванням/самопливом

Якщо паливо подається всмоктуванням/самопливом, то відповідний кран зазвичай називають краном перемикаччя. У найпростішому випадку на ЛА з одним двигуном (рис. 5.5, а) кран має три положення, що відповідають живленню від кожного із двох ВБ і припиненню подання палива. Однак при цьому для рівномірного вироблення палива необхідним є періодичне перемикаччя крана з одного ВБ на інший (що може здійснюватися вручну або автоматично). Щоб уникнути цього, у крані може бути передбачено живлення від обох ВБ (рис. 5.5, б). При кількості двигунів більше одного крани перемикаччя (які також називають КПЖ) встановлюють на кожному двигуні та з'єднують з кожним ВБ окремими лініями (рис. 5.5, в).

На деяких літаках (CRJ-100/200/700/900, Challenger-601/604) використовується лінія перехресного живлення без кранів кільцювання (рис. 5.6). При нормальному польоті паливо подається до ПНД 1 кожного двигуна своїм струминним насосом 6 через зворотний клапан і протипожежний кран 4. Струминні насоси живляться активним паливом від відповідних ПНД по лініях 5. При цьому двигуни живляться незалежно один від одного завдяки наявності зворотних клапанів 2. Під час запуску двигунів і при спаданні тиску за основним струминним ПНЛ 6 автоматично вмикаються два резервних електровідцентрових ПНЛ 3, що подають паливо до обох двигунів одночасно по лінії перехресного живлення.

**Відсіки від'ємних перевантажень** — це пристрої для запобігання відтоку палива від насоса, що здебільшого являють собою відокремлені нервюрами або діафрагмами відсіки ВБ зі зворотними клапанами, які пропускають паливо тільки всередину них (див. рис. 3.10). Крім того, система внутрішньобакового перекачування (див. рис. 3.12) зазвичай підтримує такі відсіки повними. На неманеврених літаках один із ПНЛ часто поміщають

у протівідливну чашку. На маневрених літаках використовуються більш складні рішення:

- ПНЛ оснащують двома забірними штуцерами, один з яких розміщено знизу бака, а інший — у його верхній частині (див. підрозд. 5.4.9);
- увесь витратний бак виконують у вигляді відсіку від'ємних перевантажень (див. рис. 3.26) із маятниковим забірником палива (Як-55, F-14);
- установлюють паливні акумулятори.

**Паливні акумулятори** використовують для короткочасного (15...20 с) подання палива в двигун при будь-яких (у тому числі навколонульових) перевантаженнях (рис. 5.7).

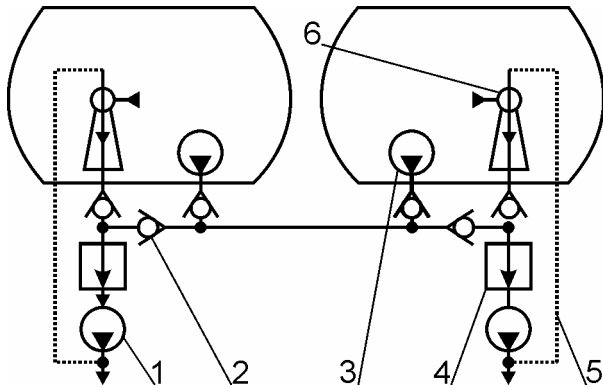


Рис. 5.6. Лінія перехресного живлення без КПЖ:

- 1 — ПНД; 2 — зворотний клапан; 3 — резервний електровідцентровий ПНЛ; 4 — протипожежний кран; 5 — лінія активного палива; 6 — основний струминний ПНЛ

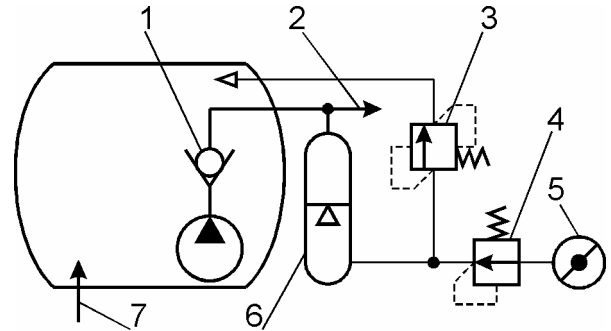


Рис. 5.7. Схема встановлення паливного акумулятора: 1 — зворотний клапан; 2 — магістраль подання палива у двигун; 3 — клапан різниці тиску; 4 — редуційний клапан; 5 — патрубок відбирання повітря; 6 — паливний акумулятор; 7 — магістраль перекачування

У випадку відтоку палива від ПНЛ і при спаданні тиску за ним зворотний клапан 1 відсікає насос від магістралі подання 2 і паливо подається у двигун з акумулятора 6 унаслідок витиснення повітрям. Після припинення дії збурень паливо знову надходить до насоса, тиск за ним підвищується й насос знову починає подавати паливо у двигун, одночасно заряджаючи акумулятор. При цьому зворотний клапан 1 необхідно встановлювати відразу за ПНЛ, оскільки в разі відтоку палива насос (перетворившись на компресор) буде нагнати повітря в трубопровід між насосом і зворотним клапаном, а після відновлення нормальної роботи цей повітряний пузир прямуватиме до двигуна.

Надлишковий тиск у повітряній порожнині акумулятора підтримується клапаном різниці тиску 3 обов'язково відносно тиску у витратному баці. В іншому випадку при від'ємних і навколонульових перевантаженнях можливим є проривання у двигун повітря, що потрапляє у витратний бак із чергових баків (замість палива 7, що «перекачується» витисненням) з тиском, що перевищує наддування акумулятора. Крім того, під час різкого зниження літака із задросельованими двигунами, коли тиск повітря, що відбирається за компресором для наддування паливних баків, падає, тиск у ВБ

стає меншим від розрахункового (аж до розрідження). Тиск за ПНЛ при цьому також падає. Та якщо б акумулятор наддувався не відносно тиску у ВБ, а, наприклад, відносно атмосферного тиску, то тиск за ПНЛ міг би стати меншим від тиску наддування акумулятора, і відбулося б його передчасне розрядження [23].

Досвід показує, що найбільш раціональним рішенням є встановлення паливного акумулятора на мінімальній відстані за ПНЛ (і зворотним клапаном). Недоліками використання паливних акумуляторів є збільшення маси підсистеми подання палива і підвищення потрібної потужності ПНЛ.

У деяких випадках паливні акумулятори застосовуються й на пасажирських літаках (Як-40/42, Concorde) для безперебійного подання палива у двигун при негативних і навколонульових перевантаженнях і для повітровідділення.

**Повітровідділення.** Коли насос з'єднано із нижньою частиною бака забірним патрубком (див. рис. 3.13, б), вихрові збурення, що виникають у ньому (особливо за наявності поворотів або застійних зон), сприяють виділенню повітря, розчиненого в паливі. Це призводить до появи повітряних пробок, що звужують прохідні перерізи, унаслідок чого виникають невраховані втрати тиску на вході в насос і кавітація. Такі повітряні пробки розсмоктуються дуже повільно (15...20 хв), що спричиняє перебої в поданні палива. На деяких типах ТГД, де автоматика двигуна зв'язана з тиском у паливній системі, незначне потрапляння повітря в ПС двигуна призводить до провалу тиску за насосами і зриву горіння. Водночас при потраплянні невеликої (до 3 л) кількості повітря в паливну систему робота ТРД(Д) зазвичай відновлюється автоматично.

Для видалення таких повітряних пробок використовують перепуск частини палива із місць можливого накопичення повітря назад у бак, установлюють спеціальні повітровіддільники (Ан-22) або паливні акумулятори із сіткою для повітровідділення (Як-40/42). Крім того, якщо паливо, що перекачується у витратний відсік, потрапляє безпосередньо в зону встановлення ПНЛ, не можна допускати розмивання потоку палива, що всмоктується насосом, тому що це збільшує потрібний кавітаційний запас тиску ПНЛ. Для цього на виході струменя палива, що перекачується у витратний бак, установлюють спеціальні відбивачі.

Збільшити час роботи відсіку від'ємних перевантажень при навколонульових перевантаженнях можна також шляхом приєднання до забірної штуцера відсіку сітчастого повітровіддільника, що відокремлює паливо від повітря. Ефект затримання повітря перед сіткою пояснюється утворенням плівки палива між комірками сітки. Міцність плівки залежить від величини молекулярного зчеплення палива і розмірів комірки сітки [23].

Для **запобігання кристалізації палива** в баках його температура безперервно вимірюється і при наближенні до температури початку кристалізації екіпажу видається попередження, що рекомендує зменшити ви-

соту польоту (де вище статична температура повітря) або збільшити число  $M$  для підвищення температури гальмування (рис. 5.8) [31], яка визначається відомою формулою

$$T_0 = T_H \left[ 1 + 0,9 \left( \frac{k-1}{2} \right) M^2 \right],$$

де  $T_0$  і  $T_H$  — абсолютна температура гальмування і статична температура повітря; 0,9 — коефіцієнт відновлення;  $k = 1,41$  — коефіцієнт адиабати.

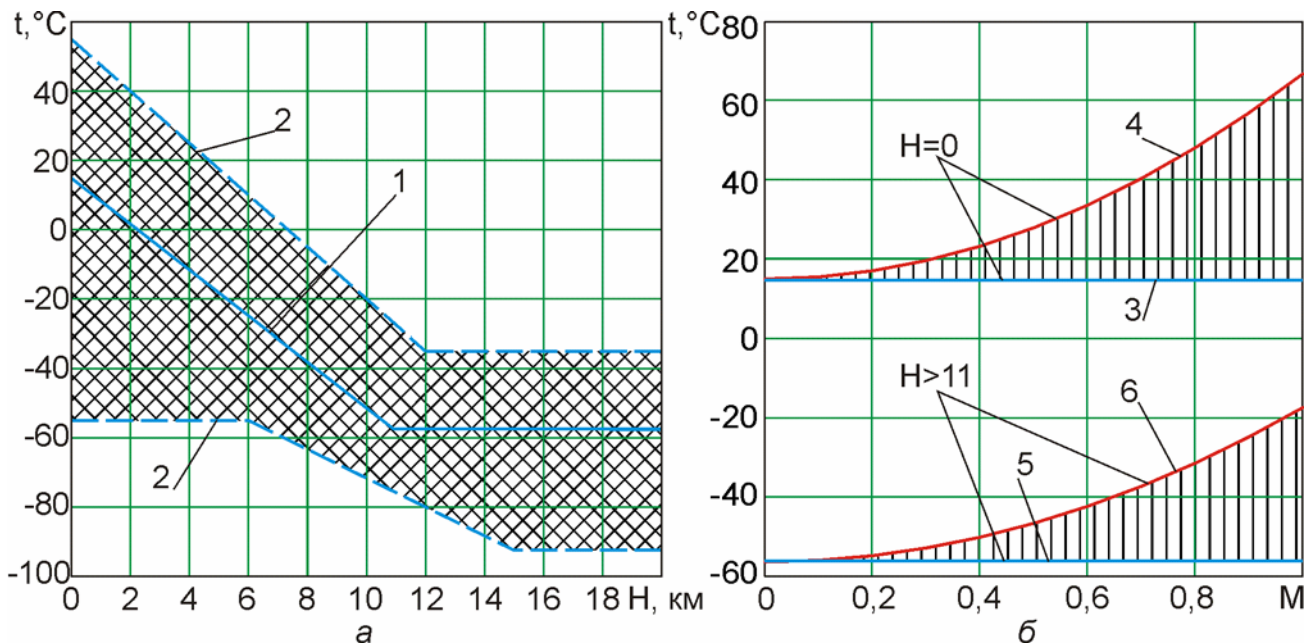


Рис. 5.8. Залежність статичної температури та температури гальмування повітря від висоти (а) і числа  $M$  (б): 1, 3, 5 — статична температура за міжнародною стандартною атмосферою; 2 — межі області можливих статичних температур; 4, 6 — температура гальмування

Крім того, для **запобігання кристалізації води**, що міститься в паливі, під час проходження паливних фільтрів лінії подання перед фільтрами встановлюють паливорідинні теплообмінники. Насамперед їх призначено для охолодження масла (із гідравлічної системи, мастильних систем коробки літакових агрегатів, приводу генераторів і двигуна), а також електронних блоків системи керування двигуном (FADEC). Таким чином, має місце досить рідкісний випадок корисної взаємодії кількох систем.

У вітчизняній практиці противокристалізаційні присадки додають у паливо вже під час експлуатації (зазвичай перед польотом). Однак відомі випадки встановлення системи подання такої присадки на борту літака (Ту-154 [92]) у польоті (рис. 5.9).

Присадка заливається в порожнину 16 бака перед польотом. У порожнину 17, відокремлену гнучкою діафрагмою 14, через блок зворотних клапанів нагнітається паливо з витратного бака 1. При накопиченні кристалів льоду на одному з фільтрів 8 збільшується перепад тиску на ньому, що фіксується відповідним сигналізатором 7, за сигналом якого відкрива-

ється потрібний електромагнітний клапан 11. Після цього присадка під дією підтискування в баці 13 спрямовується через фільтр 12 і жиклери 10 у трубку Вентурі 5. Оскільки тиск у звужуваній частині трубки Вентурі залежить від швидкості (витрати) палива, що проходить через неї, то й кількість присадки, що підсмоктується в цю трубку, також буде пропорційною витраті палива. Унаслідок цього присадка буде подаватися в паливо із заданою концентрацією незалежно від витрати палива.

Потрапляючи у фільтр 8 разом із паливом, присадка розчиняє кристали льоду на фільтрі. Перепад тиску на фільтрі зменшується, і сигналізатор 7 видає команду на закриття клапана 11.

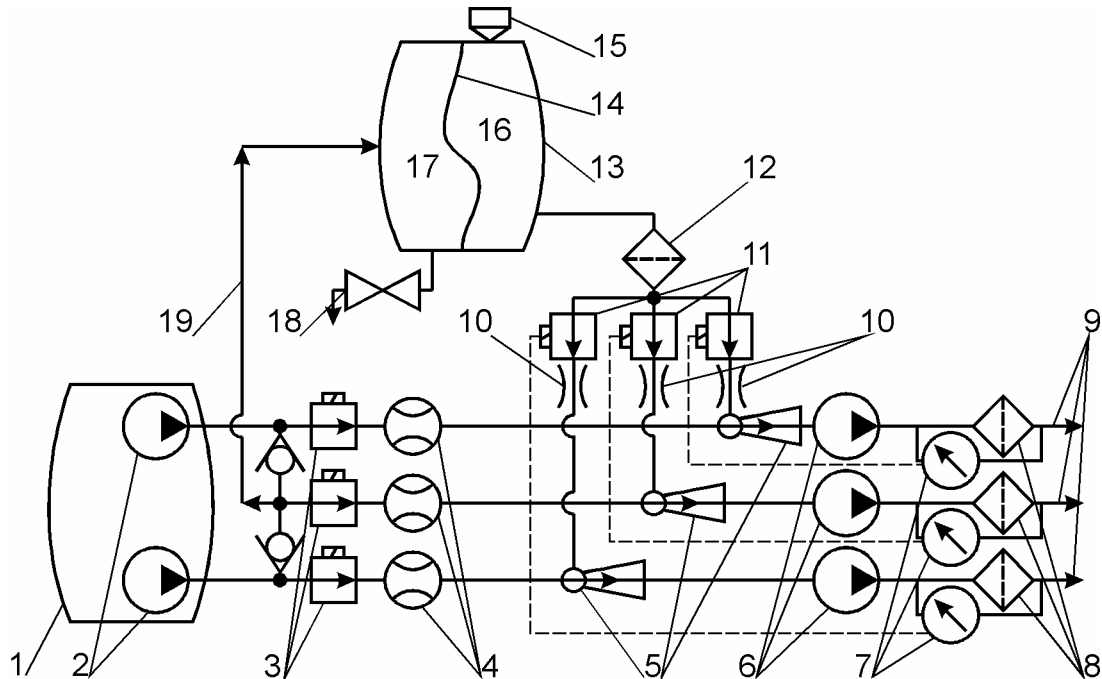


Рис. 5.9. Система подання противодокристалізаційної присадки: 1 — ВБ; 2 — ПНЛ; 3 — протипожежні крани; 4 — витратоміри; 5 — трубки Вентурі; 6 — ПНД; 7 — сигналізатори перепаду тиску; 8 — паливні фільтри; 9 — лінії подання палива у двигуни; 10 — жиклери; 11 — блок клапанів; 12 — фільтр присадки; 13 — бак; 14 — діафрагма; 15 — заливна горловина; 16 — порожнина з присадкою; 17 — порожнина з паливом; 18 — кран зливання; 19 — трубопровід підтискування

Для **запобігання витіканню палива** з ліній подання використовують декілька рішень:

– трубопроводи подання розміщують усередині баків; при цьому витіки компенсуються надлишковою витратою ПНЛ, але не спричиняють втрат палива і не утворюють пожежної небезпеки (більшість ЛА);

– трубопроводи, що прямують у хвостову частину фюзеляжу (до двигунів, ДСУ або баків), розміщують усередині герметичного кожуха (який виконано із алюмінію, титану або сталі) та оснащують їх дренажем за борт (Як-42, DC-9, B-747); ще краще, якщо ці трубопроводи проходять зовні фюзеляжу в спеціальних обтічниках (Ил-62);

– порівнюють витрати палива, визначені за показниками підсумовувального витратоміра, і залишок палива за показниками паливоміра (більшість ЛА);

– при виявленні дисбалансу палива для екіпажу крім повідомлення про дисбаланс видається рекомендація «Слідкуй за герметичністю» (Ту-334) або «Виявлено витікання палива» (RRJ);

– на ударних ЛА протипожежні крани зазвичай розміщують усередині ВБ (А-10, F-23); таким чином виключається витікання палива через пошкоджену магістраль подання, а паливо з цього бака може бути вироблено через трубопровід об'єднання баків;

– також на ударних ЛА часто протекують трубопроводи подання палива, розміщені зовні баків (А-10, F-15Е, F/A-18, ОН-58).

### **5.3. Загальна схема підсистеми подання палива**

#### **5.3.1. Неманеврені літаки**

Загальну схему типової підсистеми подання палива неманевреного літака зображено на рис. 5.10. Струминний насос 1 внутрішньобакового перекачування підтримує повним витратний відсік витратного бака доти, доки є паливо в іншій частині бака. Для запобігання зворотному перетіканню палива із витратного відсіку в перегородці, що відокремлює витратний відсік, встановлено зворотні клапани 2 і 30. Два паралельно працюючих (дублювання) ПНЛ 4 (зазвичай електровідцентрових змінного струму) спрямовують паливо в магістраль подання. Також може бути встановлений резервний ПНЛ 5 постійного струму. За кожним насосом підключено сигналізатор тиску 3, що інформує екіпаж про роботоздатність кожного ПНЛ. Зворотні клапани 28 запобігають перетіканню палива назад у бак через непрацюючий ПНЛ. Самопливний клапан 6 знижує гідравлічні втрати при поданні палива всмоктуванням у випадку відмови всіх ПНЛ. Зворотний клапан 29 у лінії активного палива струминного насоса 1 запобігає підсмоктуванню повітря через нього під час подання палива у двигуни всмоктуванням.

Кран перехресного живлення 8 у нормальній ситуації ізолює підсистему подання палива кожного двигуна, а за необхідності дає змогу подавати паливо із будь-якого ВБ у будь-який двигун. Зворотний клапан 7 запобігає перетіканню палива у ВБ із ПНЛ, що відмовив, під час подання палива через кран перехресного живлення з іншого ВБ. Протипожежний кран 9 вимикає подачу палива у двигун при пожежі або під час технічного обслуговування. Температурно-розвантажувальний клапан 27 унеможливає руйнування ізольованої ділянки трубопроводу між клапаном 7 і краном 9 під час нагрівання. Кран 10 використовується на землі для зливання палива, а штуцер 25 — для консервації двигуна.

Із цього місця магістраль подання палива стає складовою частиною двигуна. Оскільки на сучасних літаках застосовується багатоступінчасте

підкачування, то подальше (після ПНЛ) підвищення тиску палива здійснюється у ПНД 11 та **основному насосі двигуна (ОНД)** 16. При цьому ПНЛ створює потрібний тиск на вході в ПНД, а ПНД забезпечує потрібний тиск на вході в ОНД. Перевагами такої двоступінчастої схеми підкачування є:

- менша сумарна маса ПНЛ і ПНД та менша потужність на їх приведення в дію порівняно з одним насосом, якщо б цей насос забезпечував потрібний тиск на вході в ОНД;
- менший тиск у трубопроводах, отже, менші витоки палива.

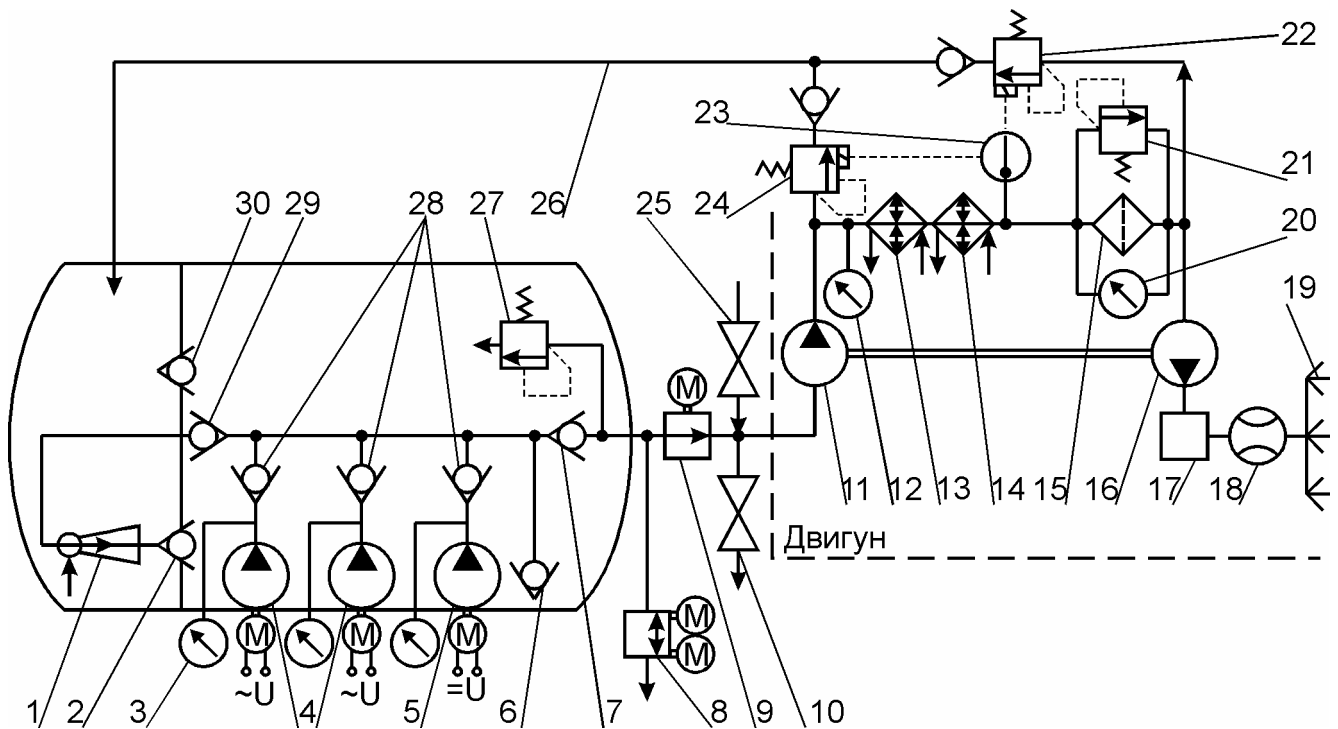


Рис. 5.10. Типова підсистема подання палива неманевреного літака

У паливорідинному теплообміннику 13 паливо охолоджує робочу рідину із гідравлічної системи літака, а в паливомасляному теплообміннику 14 — масло з мастильної системи двигуна. При цьому також підігривається паливо, що покращує його розпилювання та захищає фільтр 15 від обмерзання. Якщо витрата палива для живлення двигуна є меншою, ніж необхідно для охолодження масла, то частина палива за теплообмінниками повертається назад у бак по магістралі перепуску 26, яку оснащено розвантажувальними клапанами 22, 24 і термостатом 23. У випадку забивання фільтра 15 тиск за ним падає, і сигналізатор перепаду тиску 20 видає для екіпажу повідомлення «Паливний фільтр забитий». При подальшому підвищенні перепаду тиску на фільтрі відкривається перепускний клапан 21, що дає змогу подавати паливо в обхід фільтра. За ОНД 16 розміщуються паливний регулятор 17, витратомір 18 і колектор форсунок 19. Регулятор 17 зазвичай містить основний (цифровий) і резервний (гідромеханічний) контури, з'єднані з важелем керування двигуном для керування тягою (або потужністю); він також забезпечує захист двигуна від переви-



щення температури газів, граничної частоти обертання роторів, зриву полум'я тощо.

### 5.3.2. Маневрені літаки

На рис. 5.11 показано загальну схему типової підсистеми подання палива маневреного літака.

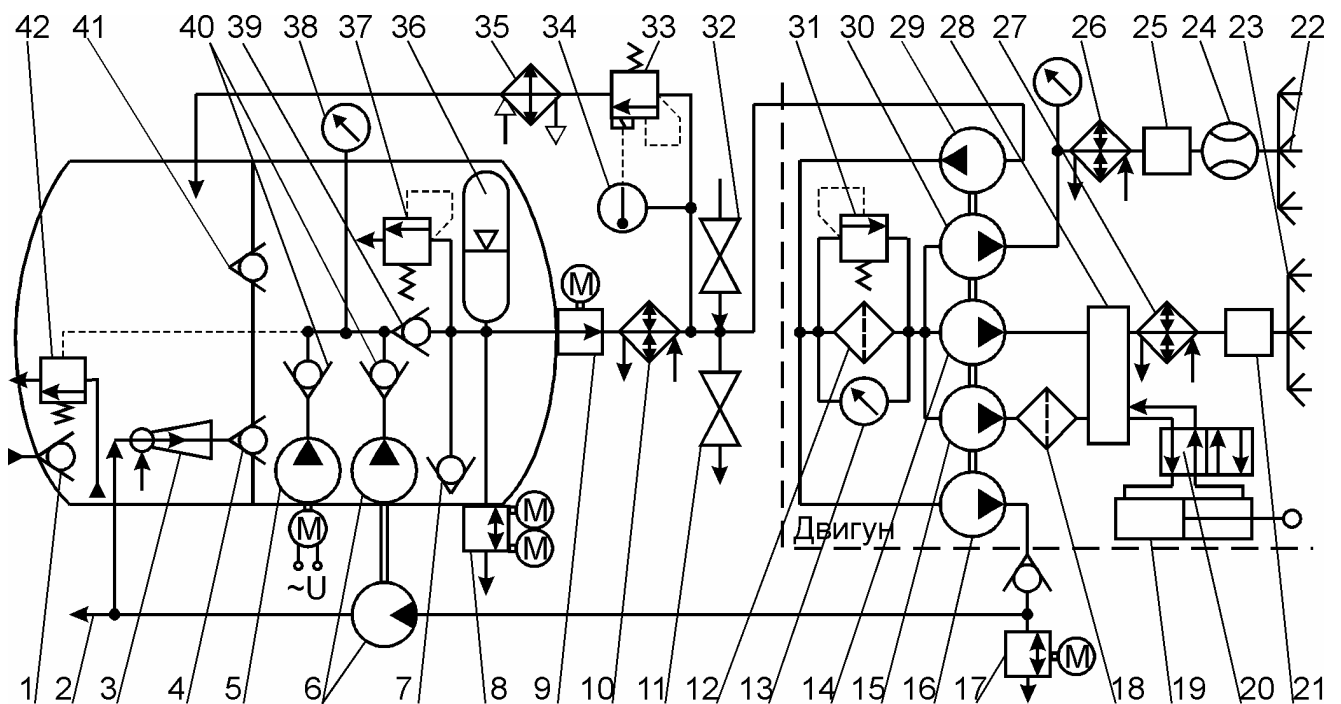


Рис. 5.11. Типова підсистема подання палива маневреного літака

Струминний насос 3 внутрішньобакового перекачування підтримує повним витратний відсік витратного бака, аж поки є паливо в іншій частині бака. Для запобігання зворотному перетіканню палива із витратного відсіку в перегородці, що відокремлює витратний відсік, встановлено зворотні клапани 4 і 41. Електровідцентровий ПНЛ 5 використовується на етапі запуску двигуна, а в польоті є дублювальним або резервним. Основний ПНЛ 6 може бути електровідцентровим, пневмотурбопривідним або гідротурбопривідним від лінії активного палива 2. Спільний сигналізатор тиску 38, який підключено між насосами, інформує тільки про повне припинення підкачування. Зворотні клапани 40 запобігають перетіканню палива назад у бак через непрацюючий ПНЛ. Зворотний клапан 39 закривається при поданні палива через кран перехресного живлення 8 і при розрядженні паливного акумулятора 36, запобігаючи закриттю клапана 42. Самопливний клапан 7 знижує гідравлічні втрати при поданні палива всмоктуванням і відмові всіх ПНЛ. Клапани об'єднання баків 42 зі зворотними клапанами 1 забезпечують перетікання палива із ВБ, де відмовив ПНЛ, в інший витратний бак.

Кран перехресного живлення 8 і протипожежний кран 9 можуть бути розміщені на стінці бака для виключення витікання палива при руйнуванні

магістралі подання палива зовні бака. Температурно-розвантажувальний клапан 37 запобігає руйнуванню ізольованої ділянки трубопроводу між кранами 8, 9 і зворотними клапанами 7, 39 при нагріванні. У теплообмінниках 10 паливо використовується для охолодження масла з гідравлічної системи, приводу генераторів, коробки літакових агрегатів, а також системи кондиціонування повітря. Температура палива після теплообмінників 10 зазвичай є достатньо високою, що не тільки виключає обмерзання фільтрів 12, 18, але й потребує охолодження палива в повітряно-паливному теплообміннику 35. Цей процес керується клапаном 33 і термостатом 34. Кран 11 використовується на землі для зливання палива, а штуцер 32 — для консервації двигуна.

Тут магістраль подання палива з'єднується з паливною системою двигуна. ПНД 29 забезпечує прокачування палива через фільтр 12 і необхідний тиск на вході в основні насоси двигуна. Насос активного палива 16 підвищує тиск активного палива для роботи гідротурбопривідних і струминних насосів підкачування й перекачування. У разі відмови одного з двигунів можливим є живлення насосів у баках цього двигуна через кран перехресного живлення активного палива 17. У випадку забивання фільтра 12 тиск за ним падає, і сигналізатор перепаду тиску 13 видає повідомлення для екіпажу. При подальшому підвищенні перепаду тиску на фільтрі відкривається перепускний клапан 31, що дає змогу подавати паливо в обхід фільтра.

За фільтром 12 потік розділяється на три (або два) потоки: по-перше, через ОНД 30 паливо надходить до основного паливомасляного теплообмінника 26, основного паливного регулятора 25, витратоміра 24 і колектора форсунок 22 основної камери згоряння; по-друге, через форсажний насос 14 до регулятора сопла та форсажу 28, форсажного паливомасляного теплообмінника 27, форсажного паливного регулятора 21 і колекторів форсунок форсажної камери 23; по-третє (у випадку використання палива як робочої рідини гідравлічної системи двигуна), через гідравлічний насос 15, фільтр 18 і регулятор сопла та форсажу 28 до гідравлічного розподільника 20 циліндрів керування соплом 19.

### **5.3.3. Вертольоти**

На вітчизняних вертольотах підсистема подання палива багато в чому нагадує таку підсистему на неманеврених літаках. Водночас на зарубіжних військових вертольотах (АН-64, SH-60, MH-53E) для підвищення пожежної безпеки при аварійній посадці (тобто для виключення випліскування палива, що подається ПНВ через зруйновану магістраль подання) використовують подання палива всмоктуванням без ПНВ. Схему такої підсистеми подання палива вертольота показано на рис. 5.12.

Для початкового заповнення всіх паливних трубопроводів паливом під час запуску двигуна, запуску та живлення ДСУ використовуються допоміжний насос 21 і кран 20, розміщені над витратним баком. Паливо надходить до насоса через клапан всмоктування 1 і самозапірне з'єднання 19. Після запуску двигуна паливо надходить до нього через аналогічні клапан 3 і з'єднання 19. Для запобігання розриву трубопроводів при підвищенні тиску в магістралях всмоктування встановлено температурно-розвантажувальні клапани 2. На землі кран 4 використовується для зливання палива, а штуцер 18 — для консервації двигуна.

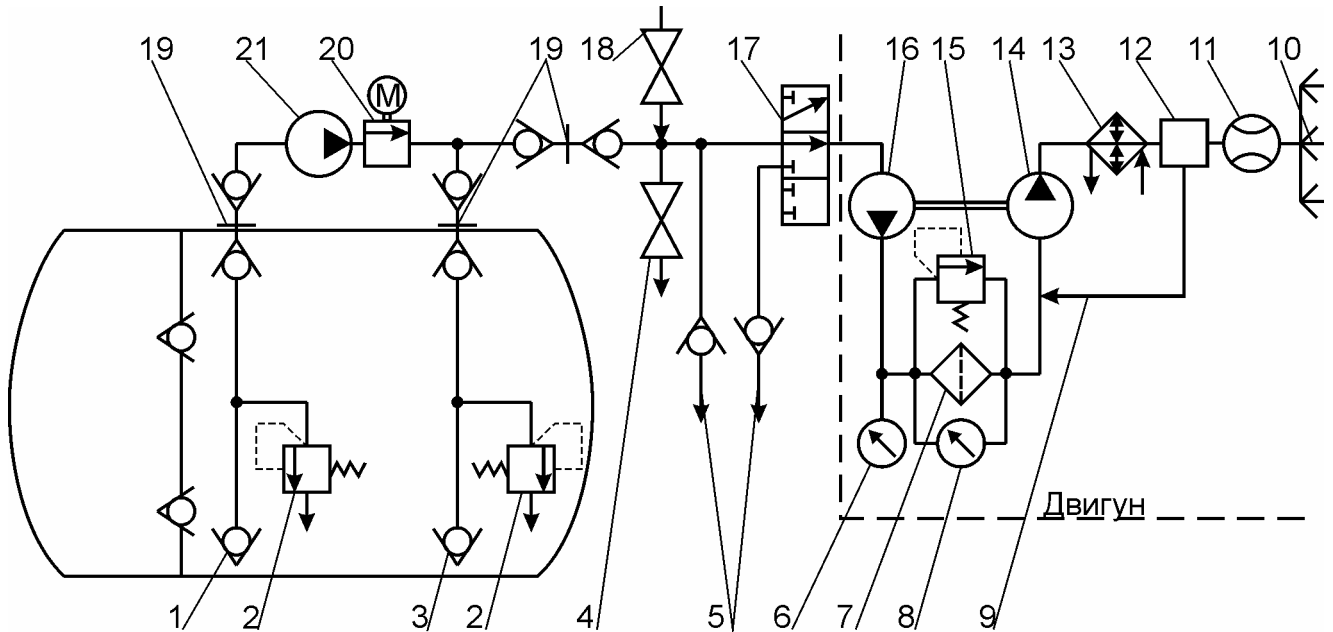


Рис. 5.12. Підсистема подання палива всмоктуванням на вертольоті

Трипозиційний кран 17 використовується для подання палива у двигун із власного витратного бака, з іншого ВБ по правій лінії перехресного живлення 5 або для припинення подання палива. По лівій лінії 5 паливо надходить до аналогічного трипозиційного крана іншого двигуна. ПНД 16 забезпечує прокачування через фільтр 7 і необхідний тиск входу в ОНД 14. Перепускний клапан 15 і сигналізатори тиску 6, 8 працюють аналогічно попереднім схемам. Після ОНД паливо охолоджує масло в паливомасляному теплообміннику 13, проходить через паливний регулятор 12, витратомір 11 і надходить до колектора форсунок 10 камери згоряння. Лінія перепуску 9 використовується у випадку, якщо витрата палива за ОНД перевищує потрібну витрату палива двигуна.

#### 5.3.4. Поршневі ЛА

Підсистеми подання палива поршневих ЛА зазвичай є значно простішими, ніж системи ЛА із ГТД, що пояснюється меншим потрібним тиском на вході в паливні насоси поршневих двигунів, відсутністю потреби в охолодженні літакових систем таких ЛА та використанням повітряно-масляних

теплообмінників для охолодження масла з мастильних систем двигунів. Типову схему підсистеми подання палива поршневого ЛА зображено на рис. 5.13.

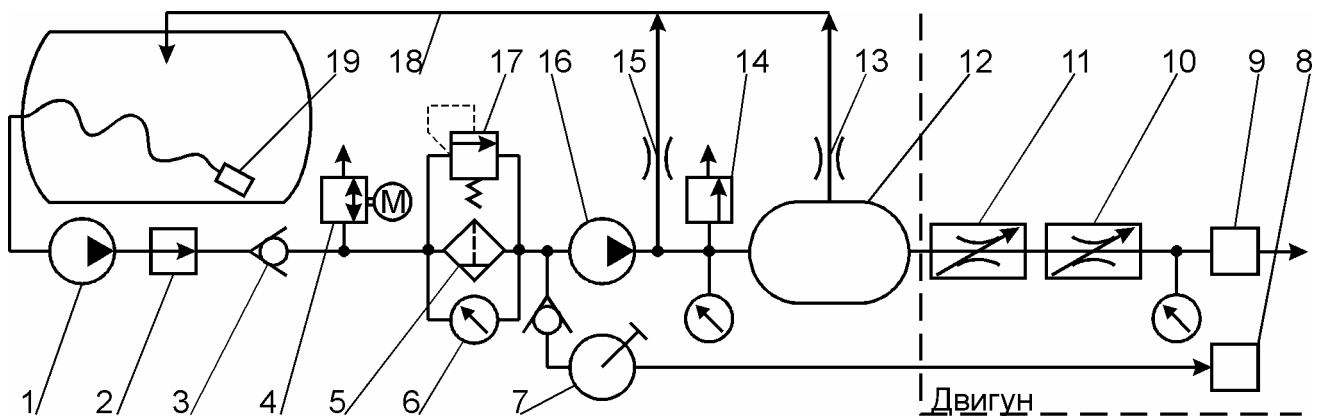


Рис. 5.13. Підсистема подання палива поршневого ЛА

Через забірник 19 на кінці гнучкого шланга паливо надходить у насос 1, який може бути звичайним ПНЛ (при великій відстані від ВБ до двигуна), може використовуватися тільки для запуску двигуна, і взагалі його може не бути. У подальшому паливо проходить протипожежний кран 2 і, якщо на ЛА більше одного двигуна, зворотний клапан 3 та трійник з краном перехресного живлення 4. За ним встановлено фільтр-відстійник 5 з перепускним клапаном 17 і сигналізатором різниці тиску 6. Після цього паливо надходить у насос двигуна 16. Унаслідок завихрень у насосі може відділятися повітря, яке спрямовується через жиклер 15 назад у бак по лінії повернення 18. Якщо повітровідділення в насосі недостатньо, то може бути встановлений спеціальний бак-повітровіддільник 12, з'єднаний з лінією повернення 18 через жиклер 13. Особливістю поршневих двигунів є застосування відносно в'язкого масла, що в зимовий період потребує його розріджування паливом; для цього передбачено кран розріджування масла 14, що дає змогу спрямувати бензин у мастильну систему.

У двигуні паливо проходить через кран паливної суміші (висотний коректор) 11, клапан дозування (регульовальну заслінку, зв'язану з важелем керування двигуном) 10 і клапан паливного колектора 9, що розподіляє паливо по циліндрах відповідно до циклограми газорозподілу.

Замість ПНЛ для запуску двигуна може бути використаний ручний насос (заливальний шприц) 7, що подає паливо до штуцера заливання 8.

#### 5.4. Конструктивні елементи підсистеми подання палива

Основними елементами підсистеми подання палива є **насоси**. Специфікою роботи на борту ЛА обумовлюються такі вимоги до них: забезпечення потрібних витрат (0,05...25 кг/с) з необхідним надлишковим тиском на виході з насоса (50...350 кПа) при відносно невеликому тиску на вході; малі габарити й маса, великий ресурс роботи.

У паливних системах ЛА застосовуються насоси двох типів: лопатеві (в основному відцентрові, рідше осьові) і струминні. Це пояснюється, по-перше, простотою їх конструкції (відсутністю регулювальних клапанів і простою кінематикою); по-друге, можливістю роботи на великих частотах обертання (у зв'язку з відсутністю зворотно-поступального руху частин і малою площею пар тертя), що знижує масу й габарити, підвищує витрату палива й ресурс насосів; по-третє, високою рівномірністю потоку без застосування додаткових пристроїв.

Залежно від **типу приводу** насоси поділяють на електровідцентрові, пневмотурбопривідні, гідротурбопривідні, гідропривідні, струминні та насоси з механічним приводом від вала двигуна.

#### **5.4.1. Електровідцентрові насоси**

Електровідцентрові насоси (ЕВН) складаються з електромотора та відцентрового насоса, об'єднаних в єдиний агрегат. Такий тип приводу забезпечує простоту керування насосами й гарантує подання палива незалежно від режиму роботи двигуна. Загальними недоліками електроприводу є висока пожежна небезпека, необхідність охолодження насосів і герметизації приводу, малий ресурс ущільнень і підшипників, потреба в електрогенераторах великої потужності. Незважаючи на це, такі насоси найбільш широко застосовуються для подання палива у двигун, перекачування між баками й аварійного зливання.

Залежно від роду струму, що живить електромотор, насоси і приводи поділяють на насоси і приводи постійного струму, змінного струму постійної частоти та змінного струму змінної частоти.

**Електропривід постійного струму** (зазвичай змішаного збудження) характеризується можливістю безступінчастого регулювання частоти (тобто витрати палива) і високим ККД при потужності до 1,5 кВт. Такий тип приводу був основним у минулому й продовжує використовуватися на легких ЛА і тепер. На надзвукових літаках цей привід не застосовується з огляду на збільшення електричного опору міді зі зростанням температури (від 50 до 150 °С), що призводить до збільшення маси електромотора постійного струму приблизно в два рази. Із початку 1990-х років стали застосовувати безколекторні електромотори постійного струму, що забезпечують високу надійність, безпеку та великий ресурс (унаслідок відсутності тертя на щітках). У них використовується інвертор, що перетворює постійний струм на змінний, або електронний пристрій комутації обмоток. Насоси постійного струму широко застосовуються на ЛА всіх призначень як пускові для ДСУ або резервні ПНЛ, що здатні працювати від шини батареї при непрацюючих двигунах.

Застосування електронних керувальних пристроїв дає можливість реалізувати в приводі кілька додаткових функцій: захист від перегрівання та перевищення напруги; реєстрацію й прогнозування відмов; м'який пуск.

Однак слід пам'ятати про підвищення вартості і зниження надійності електромеханічних пристроїв при доданні до них електроніки.

**Електропривід змінного струму постійної частоти** (з асинхронним двигуном) характеризується високим ККД при великих потужностях, простотою й надійністю конструкції, масою, меншою (приблизно на третину), ніж маса насосів постійного струму, низьким пусковим струмом і спроможністю деякий час працювати без перегрівання при відсутності палива. Його недоліками є фіксовані (або такі, що ступінчасто змінюються) частота обертання й витрати, менший пусковий момент, а також різке збільшення маси й габаритів для роботи в умовах високих температур палива. Насоси з таким приводом застосовуються найбільш широко.

**Електропривід змінного струму змінної частоти.** Нагадаємо, що частота обертання ротора газогенератора двигуна між режимами малого газу й максимальним змінюється приблизно в два рази, що потребує застосування спеціальних пристроїв стабілізації частоти струму, що виробляється генераторами ЛА. В авіації використовуються три типи приводів генераторів: привід постійних обертів, привід із перетворювачем змінної швидкості постійної частоти та привід змінної частоти (рис. 5.14) [31].

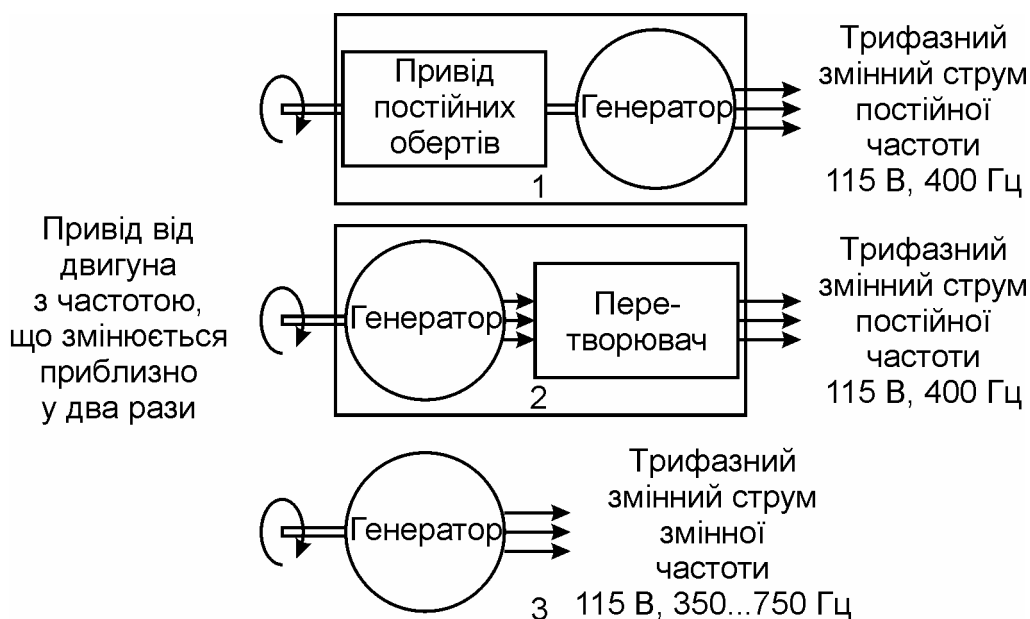


Рис. 5.14. Типи приводів генераторів змінного струму:

1 — постійних обертів; 2 — з перетворювачем змінної швидкості постійної частоти; 3 — змінної частоти

Причиною появи приводу змінної частоти є намагання спростити привід генераторів змінного струму й тим самим підвищити його надійність. Замість традиційних 400 Гц такий привід генерує частоту в діапазоні 350...750 Гц. Недоліками насосів змінної частоти є небезпека їх перегрівання під час роботи насухо на низьких частотах, зниження ефективності електроприводу на низьких частотах, а також збільшення розмірів і маси насосів (оскільки вони розраховані для роботи на режимі малого газу,

вони є надмірними на крейсерському режимі). Для зниження впливу двох перших факторів застосовуються автомати захисту мережі в електросистемі ЛА, плавкі запобіжники в обмотках насосів і вбудовані електронні пристрої керування й діагностики стану.

**За розташуванням** розрізняють внутрішньобакові й позабакові насоси (див. рис. 3.13). **Внутрішньобакові** насоси встановлюють у нижніх точках бака й кріплять до нижніх панелей обшивки. При цьому підкачувальний вузол з вертикальною віссю обертання розташовується внизу, а електромотор — угорі. Таке розміщення сприяє мінімальним гідравлічним втратам і виключає утворення повітряних пробок на вході в насос. Однак у цьому випадку силова електрична проводка підводиться безпосередньо в бак та ускладнюється процедура заміни й огляду насоса. У минулому для заміни насоса було потрібно злити паливо й зняти кришку на верхній (нижній або боковій) панелі бака.

У сучасних конструкціях насос встановлюється всередині монтажного пристрою (рис. 5.15) [49] з кільцевою заслінкою 4, зв'язаною зубчастим зачепленням із шестірнею 17, що дає змогу зовні бака перекрити підхід палива до насоса, а потім замінити підкачувальний вузол з електромотором через люк у нижній панелі. Шестірня 17 шестигранним отвором зв'язана з віссю 20, через яку за нижню обшивку крила виводиться трубка дренажу 21 сухої зони насоса. Перед демонтажем насоса знімається кришка 14 і з допомогою спеціального ключа, що встановлюється у гніздо осі 20, закривається кільцева заслінка 4. Для цього ключ обертають проти годинникової стрілки, при цьому обертання зубчастої пари 4 і 17 приводить до обертово-поступального переміщення заслінки вниз до контакту з ущільнювальними кільцями 5 і 8, унаслідок чого вхідна порожнина насоса відсікається від палива в баці. Після послаблення затяжки гвинтів кріплення кришки 11 та зливання відсіченого палива кришку 11 знімають повністю. Для демонтажу насоса відгинають вусики контрвальної шайби 9, відкручують гайку 10 і витягують насос з монтажного пристрою.

Підкачувальний вузол насоса (рис. 5.16) складається з корпусу 6 з кришкою 10, що спрямовують потік на вході й утворюють збірну завитку на виході, і робочого колеса 7, закріпленого на валу електромотора 1 гайкою 12 від осевого зміщення та штифтом 14 від повороту. Електромотор відокремлено від підкачувального вузла манжетою 4 та обертовим відбивачем 3. Під час роботи насоса паливо через фільтр 11 самопливом потрапляє до робочого колеса, яке відкидає його відцентровими силами у завитку корпусу та кришки, звідки воно надходить у вихідний штуцер 2.

Робочі колеса насосів характеризується великою різноманітністю. Відомі однобічні й двобічні колеса, у багатьох конструкціях використовується осьовий підпирний ступінь перед основним відцентровим.

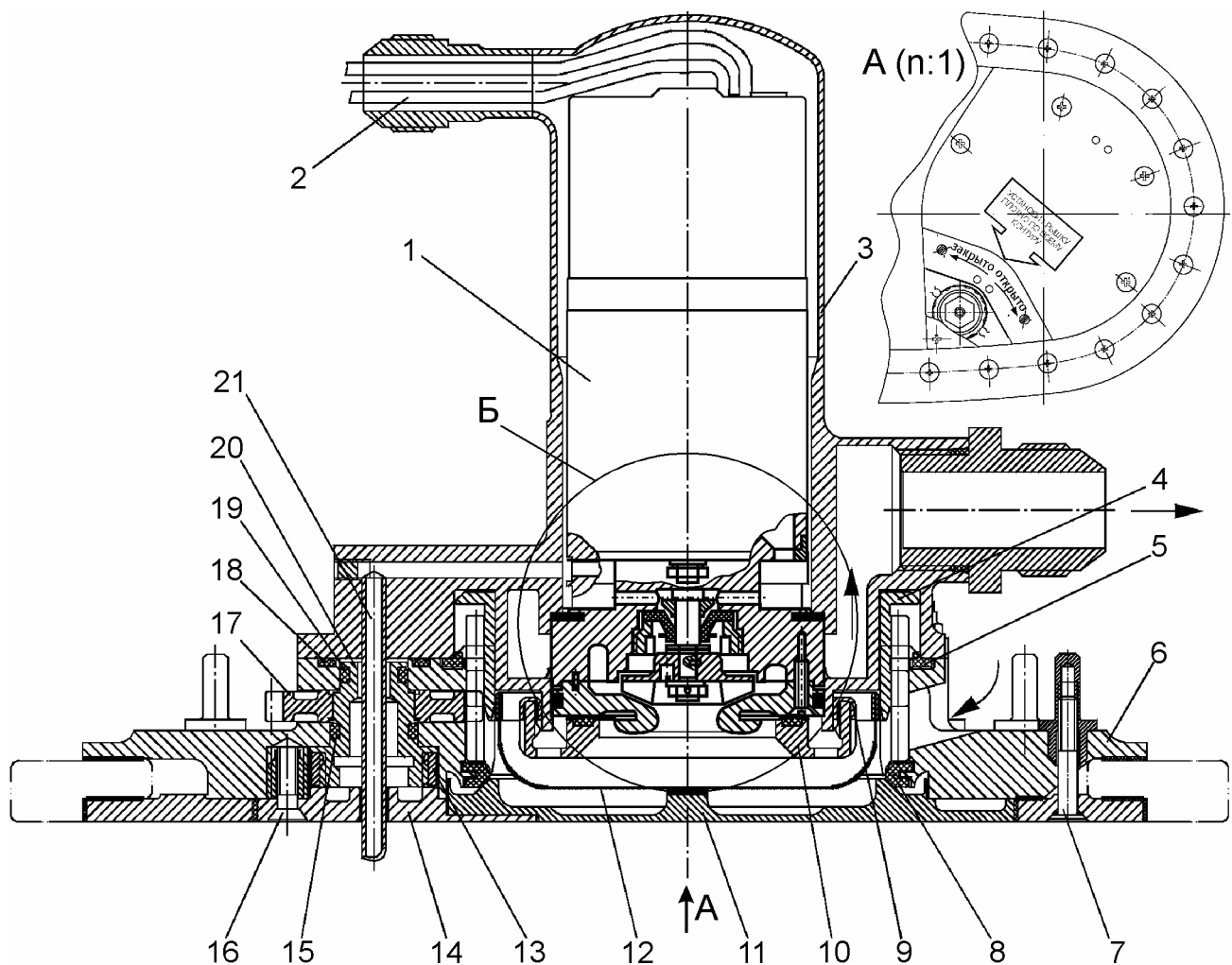


Рис. 5.15. Внутрішньобаковий електровідцентровий насос (ЭЦН-75БМ) у монтажному пристрої:

1 — насос; 2 — електропровід; 3 — ковпак; 4 — кільцева заслінка;  
 5, 8, 15, 18, 19 — ущільнювальні кільця; 6 — кришка люка; 7, 16 — гвинти;  
 9 — контрувальна шайба; 10 — гайка; 11 — кришка; 12 — сітчастий фільтр;  
 13 — втулка; 14 — кришка; 17 — шестірня; 20 — вісь; 21 — дренажна трубка

**Позабаківі** насоси зазвичай монтують у стінках лонжеронів; при цьому підкачувальний вузол із горизонтальною віссю обертання розташовується в баці, а електромотор — зовні (рис. 5.17) [55]. Останнє істотно спрощує процедури огляду й заміни електромотора, а також підвищує пожежну безпеку. Однак встановлення довгого патрубку, що з'єднує нижню точку бака з насосом, підвищує кавітаційний запас тиску й імовірність утворення повітряних пробок, а також потребує додаткових заходів для початкового заливання насоса паливом.

Паливо самопливом надходить у насос через фільтр 1, який також запобігає утворенню повітряної воронки перед насосом при малій кількості палива в баці. Підпірний ступінь 5 підвищує тиск палива на вході в основне робоче колесо 7, що запобігає появі кавітації на великих висотах.



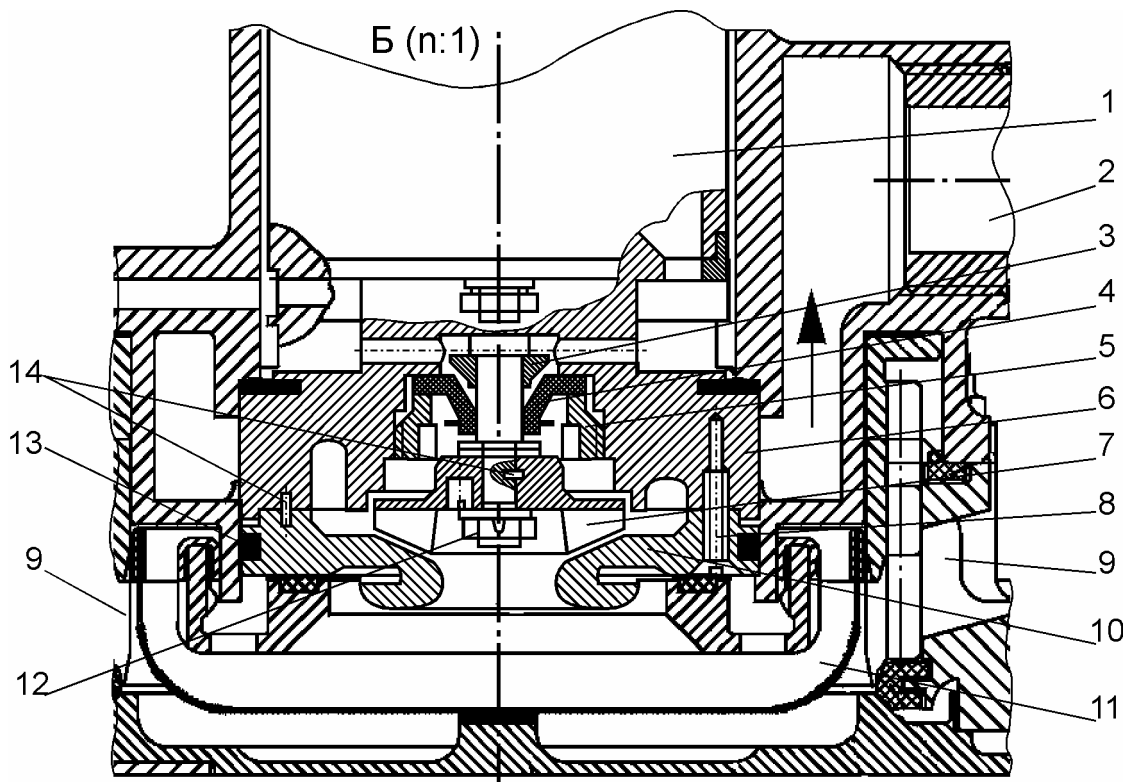


Рис. 5.16. Підкачувальний вузол насоса (ЭЦН-75БМ, див. рис. 5.15):  
 1 — електромотор; 2 — вихідний штуцер; 3 — відбивач; 4 — манжета; 5 — гайка;  
 6 — корпус; 7 — робоче колесо; 8 — гвинт; 9 — вхідні вікна; 10 — кришка;  
 11 — сітка-фільтр; 12 — гайка; 13 — ущільнення; 14 — штифти

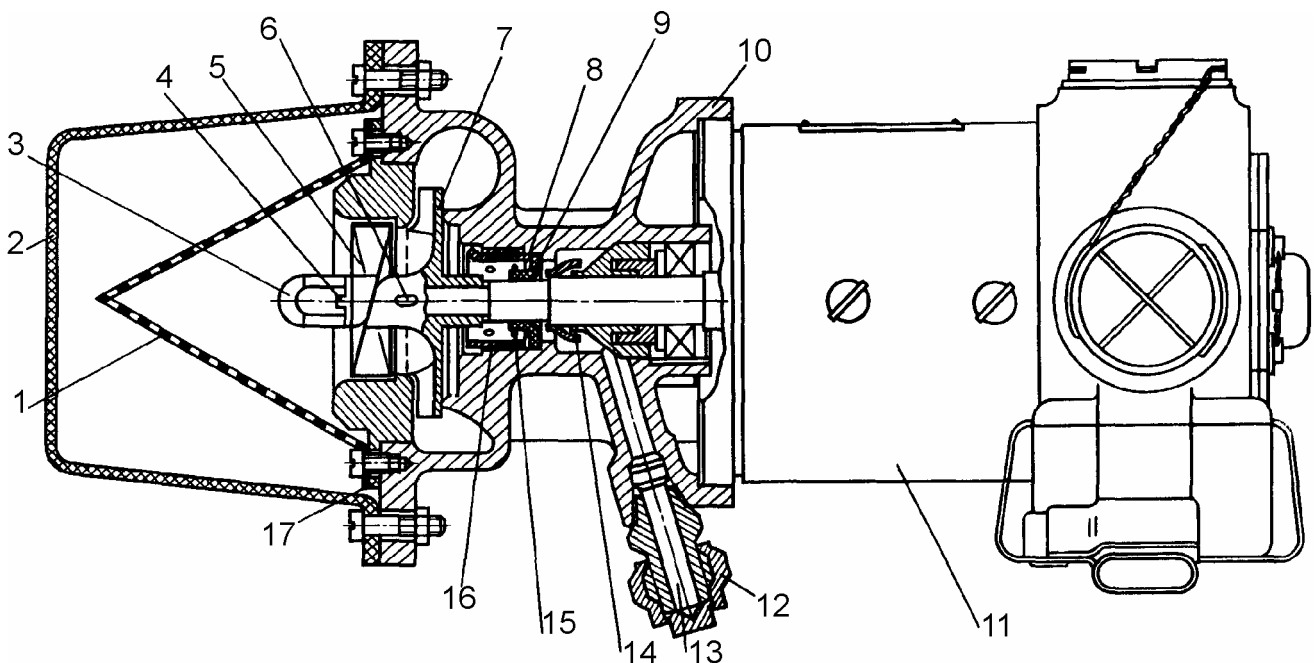


Рис. 5.17. Позабактовий електровідцентровий насос (ЭЦН-40):  
 1 — сітка-фільтр; 2 — ковпак; 3, 16 — гайки; 4 — стопорна шайба; 5 — підпирний  
 ступінь; 6 — шпонка; 7 — основне робоче колесо; 8 — втулка; 9 — манжета;  
 10 — корпус; 11 — електромотор; 12 — гайка із заглушкою; 13 — дренажний  
 штуцер; 14 — відбивач; 15 — пружина манжети; 17 — кришка

Надлишки палива, що подаються підпірним ступенем, викидаються через зазори між ним і кришкою 17. Якщо в паливі є повітряні бульбашки, то вони, як більш легкі, проходять через цей проміжок і разом із надлишками палива виносяться назад у бак. Під дією відцентрових сил у каналах основного робочого колеса підвищується тиск і збільшується швидкість руху палива, унаслідок чого паливо викидається у збірну завитку, виконану в корпусі 10 у вигляді каналу, що розширюється до виходу. У збірній завитці відбувається часткове перетворення кінетичної енергії палива, що виходить із робочого колеса, на статичний тиск, що обумовлює підвищення загального тиску, що створюється насосом.

#### **5.4.2. Пневмотурбопривідні насоси**

У пневмотурбопривідному насосі (рис. 5.18) [84] повітря високого тиску, що надходить від компресора ГТД, розкручує турбіну, яка обертає робоче колесо насоса. **Перевагами** такого типу приводу є малі маса й габарити (при великій потужності), високі надійність і безпека (з огляду на використання незаймистого середовища в лініях передавання потужності), а також здатність працювати при високих температурах палива.

Однак пневмотурбопривідні насоси мають і багато **недоліків**.

З огляду на високі температури повітря, що відбирається від ГТД ( $\leq 500$  °С), виникає великий перепад температур між порожниною турбіни й робочою частиною насоса, що збільшує навантаження на корпус насоса, а отже, і його масу. Крім того, погіршуються умови роботи ущільнень і скорочується їх ресурс. У випадку витоків гарячого повітря підвищується пожежна небезпека.

Для запобігання рознесенню турбіни при відтоку палива від насоса необхідним є встановлення обмежувачів її максимальної частоти обертання, що ускладнює конструкцію й знижує надійність.

У деяких випадках необхідним є встановлення додаткового пускового електронасоса, що подає паливо у двигун до виходу турбонасоса на робочий режим. Це підвищує надійність системи в цілому, оскільки в ній є два ПНЛ з приводами різних типів.

Відбір повітря від компресора ГТД призводить до зростання температури газів за турбіною, що знижує ресурс двигуна або вводить додаткові обмеження на його роботу, що погіршують ЛТХ ЛА.

При невдалому розташуванні точок відбирання повітря може порушитися рівномірність поля швидкостей за компресором ГТД.

Оскільки параметри насоса зазвичай вибирають за режимом малого газу, то на всіх інших режимах турбіна виявляється занадто великою, а економічність насоса без системи регулювання знижується.

Через це пневмотурбопривідні насоси **застосовуються** достатньо рідко (підкачувальні на МиГ-25, АН-64 і перекачувальні на А-4, АН-64).

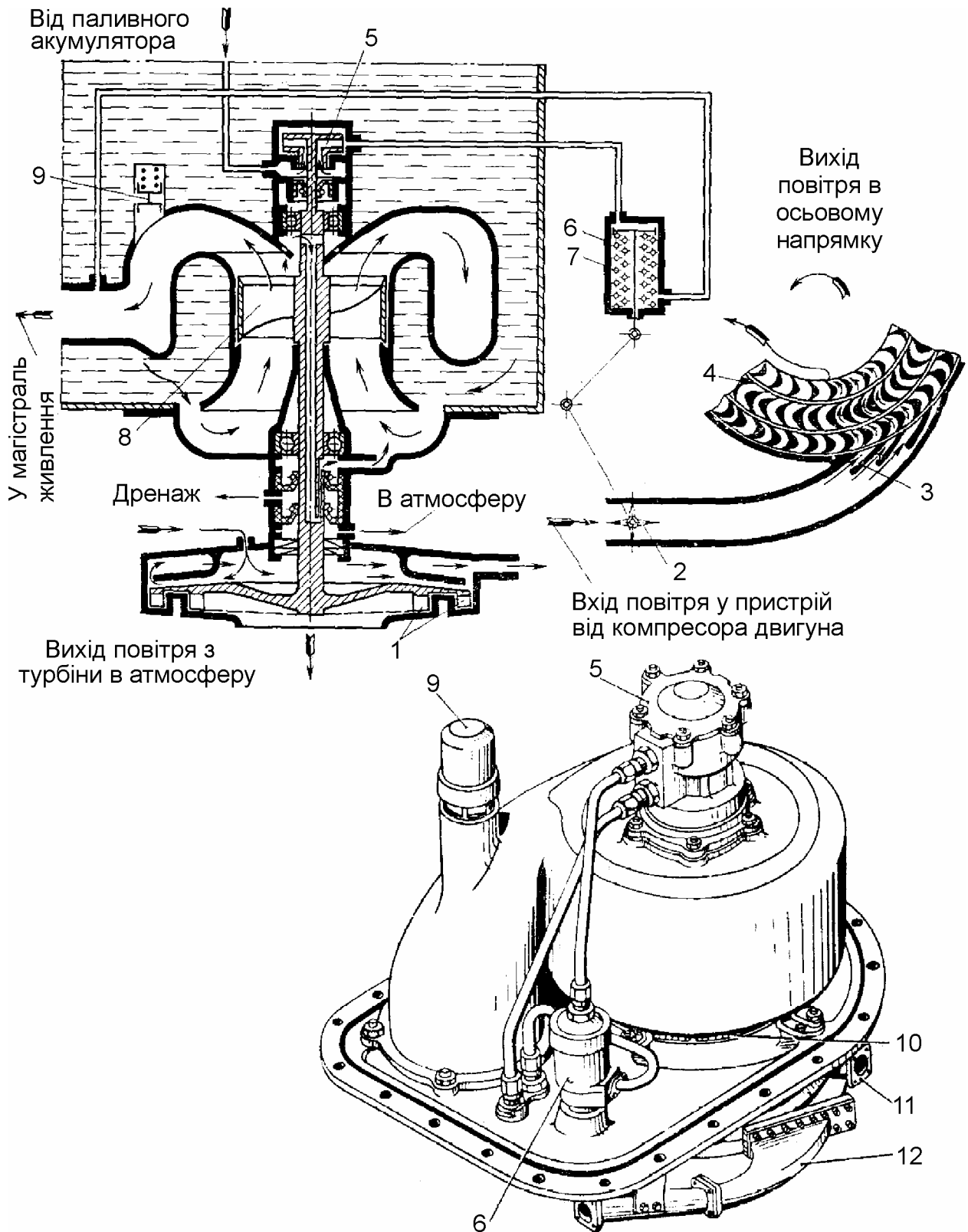


Рис. 5.18. Пневмотурбопривідний насос (МиГ-25):

- 1 — пневмотурбіна; 2 — регульовальна заслінка пневмотурбіни;
- 3 — напрямний апарат першого ступеня пневмотурбіни;
- 4 — напрямний апарат другого ступеня пневмотурбіни; 5 — датчик тиску;
- 6 — керувальний клапан; 7 — пружина; 8 — робоче колесо насоса;
- 9 — запобіжний клапан; 10 — фільтр; 11 — патрубок відведення повітря в атмосферу;
- 12 — патрубок входу повітря

Насос, який показано на рис. 5.18, працює таким чином. На робочому режимі повітря, що відбирається від компресора ГТД, проходить через регульовальну заслінку 2, напрямний апарат 3 та обертає двоступінчасту пневмотурбіну 1, на одному валу з якою закріплено робоче колесо 8 насоса, яке й подає паливо у збірну завитку, а потім у вихідний трубопровід. У разі відтоку палива від насоса частота обертання звільненої від навантаження турбіни збільшується, що спричиняє збільшення тиску за відцентровим датчиком 5. Цей тиск надходить у верхню порожнину керувального клапана 6, стискає пружину 7 і зміщує вниз поршень, механічно зв'язаний з регульовальною заслінкою 2, зменшуючи її прохідний переріз. Тим самим забезпечується захист від перевищення граничної частоти обертання (розриву) турбіни.

### 5.4.3. Гідротурбопривідні насоси

Гідротурбопривідний<sup>1</sup> насос (ГТН) (рис. 5.19, 5.20) являє собою паливну турбіну, з'єднану із робочим колесом насоса й поміщену в спільний корпус. Живлення гідротурбоприводу здійснюється активним паливом (паливом високого тиску 500...3500 кПа), що відбирається від паливної системи двигуна [22, 85].

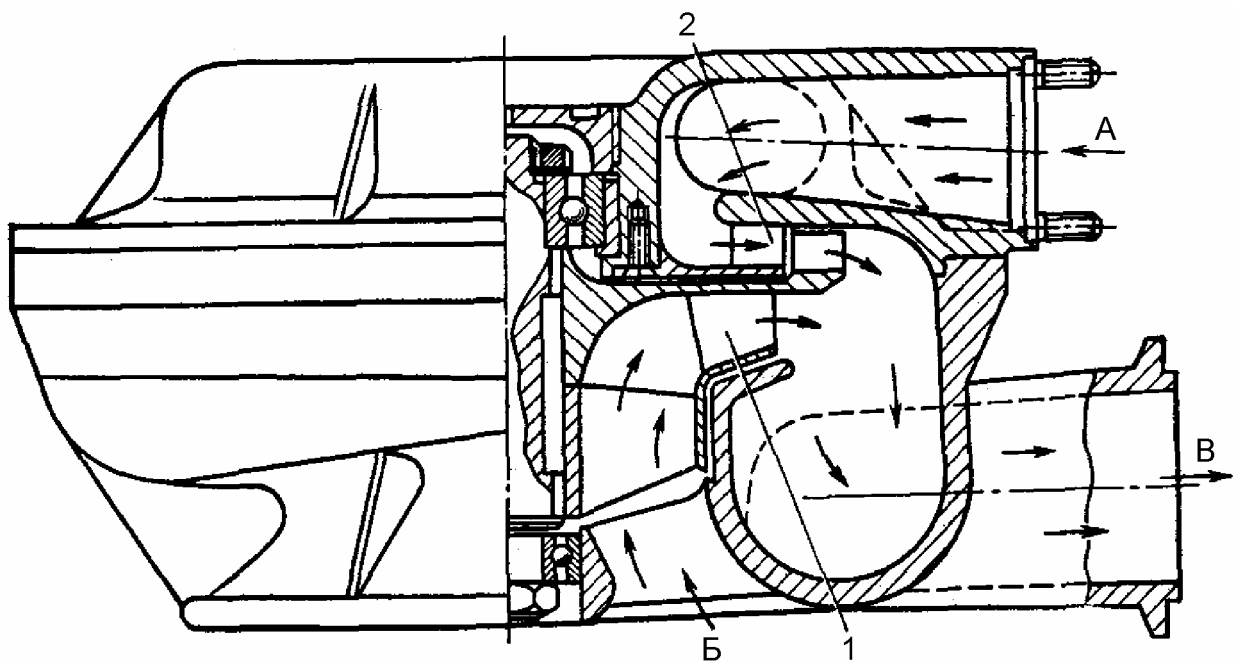


Рис. 5.19. Відцентровий гідротурбопривідний насос зі змішуванням:  
1 — робоче колесо насоса; 2 — напрямні лопатки турбіни; А — підведення активного палива; Б — вхід палива з бака; В — вихід палива

Гідротурбопривід **забезпечує** мінімальні масу й габарити насосного вузла, добре працює при високих температурах палива. Такі насоси не по-

<sup>1</sup> На жаль, в авіаційній літературі вкоренилася назва «гідротурбопривідні», яка не відображає суті явища, оскільки такі насоси не мають ніякого відношення до гідравлічної системи, більш слушно було б називати їх «паливотурбопривідними».

требують ущільнень, оскільки паливо, що обертає турбіну, може змішуватися з паливом (див. рис. 5.19), що подається насосом, а це істотно спрощує конструкцію, підвищує надійність і знижує пожежонебезпеку самих насосів.

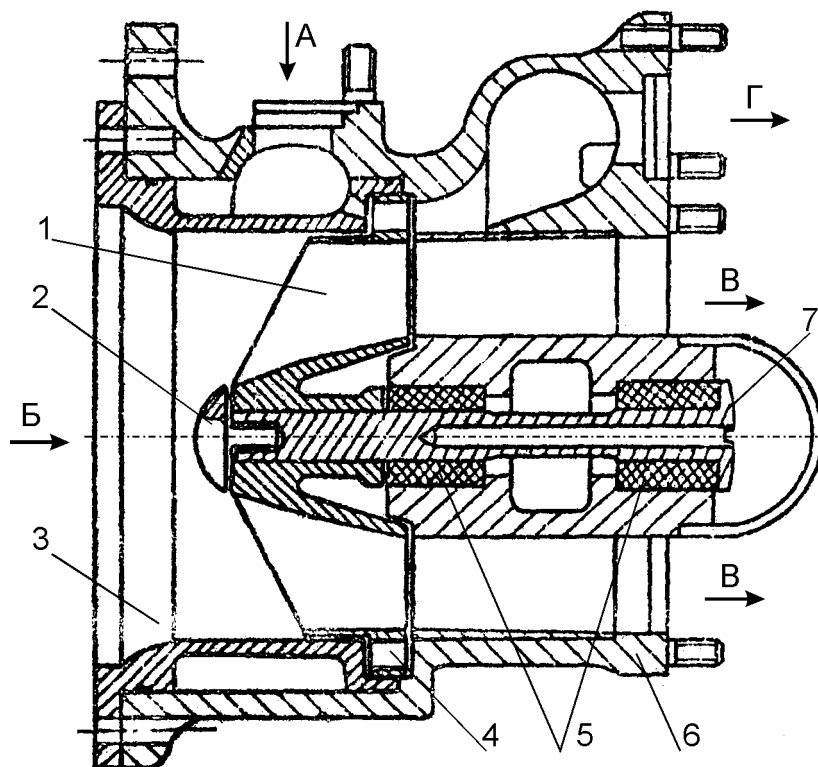


Рис. 5.20. Осьовий гідротурбопривідний насос без змішування (ГТН-7): 1 — робоче колесо; 2 — фіксувальний гвинт; 3 — напрямний апарат; 4 — турбіна; 5 — підшипники; 6 — корпус; 7 — вісь; А — вхід активного палива; Б — вхід палива з бака; В — вихід палива, що подається; Г — вихід активного палива

Якщо активне паливо згодом використовується для приводу струминних насосів, то застосовується конструкція без змішування потоків (див. рис. 5.20). Але навіть у цьому випадку ущільнення не використовуються. Увімкнення й вимкнення таких насосів не впливає на їх ресурс, який визначається тільки ресурсом підшипників.

**Недоліками** гідротурбоприводу є велика маса трубопроводів активного палива та висока пожежонебезпека у разі їх пошкодження або витoku, а часто необхідність встановлення додаткового **насоса активного палива (НАП)** і пускового електронасоса.

Застосовують гідротурбопривідні насоси на надзвукових маневрених (МиГ-23/27/29) і палубних (F-14/18) літаках для підвищення безпеки (зниження кількості електронасосів у баках).

#### 5.4.4. Гідропривідні насоси

Підкачувальний вузол гідропривідного насоса (ГПН) приводиться в обертання гідромотором об'ємного типу (рис. 5.21) [91], з'єднаним із гідравлічною системою (ГС) ЛА. З огляду на високий тиск у сучасних гідравліч-

них системах (21...35 МПа) *перевагами* такого приводу є малі маса й габарити, а в разі використання негорючої гідравлічної рідини — низька пожежна небезпека. Гідропривід зазвичай дає змогу безступінчасто регулювати частоту (тобто витрату палива), характеризується високою надійністю та здатністю працювати при високих температурах.

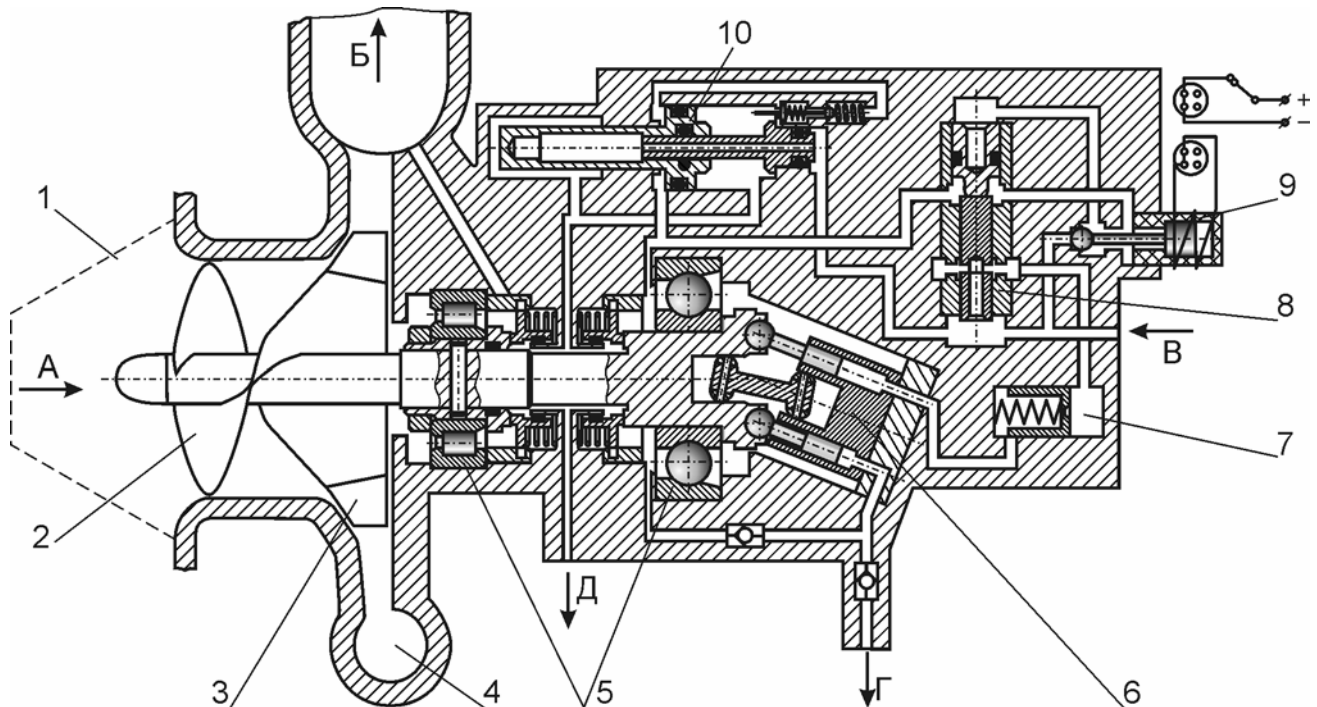


Рис. 5.21. Гідропривідний насос (ГПН-301):

1 — сітка-фільтр; 2 — підпірний ступінь; 3 — основне робоче колесо; 4 — завитка; 5 — підшипники; 6 — гідромотор; 7 — регулятор витрати; 8 — клапан; 9 — електромагніт; 10 — запобіжний пристрій; А — вхід палива; Б — вихід палива; В — нагнітання ГС; Г — зливання з ГС; Д — дренаж ГС

**Недоліками** гідроприводу є складність конструкції й висока вартість насоса.

Повну потужність  $N_{ГМ}$  і крутильний момент  $M_{ГМ}$  на валу гідромотора можна визначити за такими співвідношеннями:

$$N_{ГМ} = (p_n - p_c)V_{ГМ}n; \quad M_{ГМ} = 60N_{ГМ}/(2\pi n),$$

де  $p_n$  і  $p_c$  — тиск у лініях нагнітання й зливання;  $V_{ГМ}$  — робочий об'єм гідромотора;  $n$  — частота обертання.

Гідропривідні насоси застосовуються для видавання палива на літаках-заправниках (КС-135/10, А-5), для балансувального перекачування на надзвукових пасажирських літаках (Ту-144, Concorde), а також для основного перекачування при високих температурах палива (ХВ-70, F-4). Паливні пропорціонери, що вирівнюють витрати палива із двох груп баків в один двигун і здатні подавати паливо при відмові ПНЛ, також можуть мати привід від гідромотора (AV-8, F-16).

Працює гідропривідний насос таким чином (див. рис. 5.21). При поданні напруги на електромагніт 9 його яркі висувається, відсікає надпорш-

неву порожнину клапана 8 від лінії нагнітання та з'єднує її з лінією зливання (саме в такому положенні насос показано на рисунку). Поршні клапана 8 піднімаються та з'єднують гідромотор 6 з лінією нагнітання через регулятор витрати 7. Гідромотор, своєю чергою, обертає вал насоса із підпірним ступенем 2 та основним робочим колесом 3, які нагнітають паливо в завитку 4 і далі у вихідний патрубок. Частина палива із завитки спрямовується на змащення лівого підшипника 5. При знеструмленні електромагніта 9 його яркір зміщується вправо, з'єднуючи надпоршневу порожнину клапана 8 з лінією нагнітання. Унаслідок цього клапан закривається через те, що площа верхнього поршня перевищує площу нижнього, і гідромотор зупиняється. Якщо в такому положенні підвищиться температура насоса, то гідравлічна рідина, замкнена в порожнинах правого підшипника та гідромотора, буде розширюватися. При цьому поршень запобіжного пристрою 10 буде змішуватися вправо. Поблизу правого граничного положення він натисне на штовхач і відкриє зливання рідини в лінію дренажу гідравлічної системи, запобігаючи руйнуванню корпусу надлишковим тиском.

#### 5.4.5. Струминні насоси

Струминний насос (СН) (рис. 5.22) [160] являє собою ежектор, у якому потік палива із невеликою витратою й високим тиском (активне паливо) підсмоктує паливо з бака і спрямовує сумарний потік зі значно більшою витратою, але меншим тиском у вихідний патрубок. Основними частинами струминного насоса є сопло, всмоктувальний патрубок, камера змішування та дифузор. Іноді додатково встановлюють вхідний фільтр, вхідний і вихідний зворотні клапани, вхідний і вихідний запірні крани.

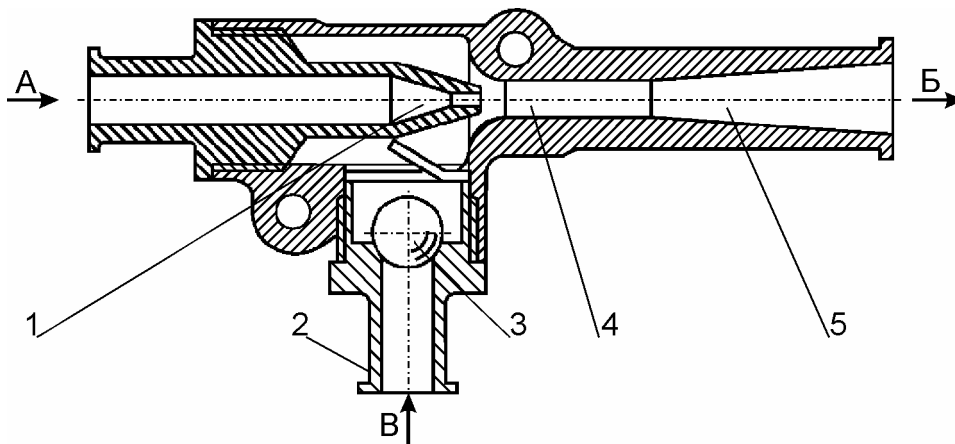


Рис. 5.22. Струминний насос (В-747):

- 1 — сопло; 2 — всмоктувальний патрубок; 3 — кульковий зворотний клапан;  
4 — камера змішування; 5 — дифузор; А — вхід активного палива; Б — вихід палива; В — всмоктування палива з бака

**Перевагами** струминних насосів є відсутність рухомих частин і, отже, висока надійність і низька вартість, практично необмежений ресурс, а також малі розміри, що дають змогу встановлювати їх у баках з малою будівельною висотою. Єдиною можливою причиною їх відмови може бути за-

бивання сопла домішками або кристалами льоду, що містяться в активному паливі (для запобігання чому в лініях активного палива встановлюють фільтри).

Струминні насоси характеризуються такими параметрами:

– відношення витрати палива, що ежектується ( $Q_{\text{вх}}$ ), до витрати активного ( $Q_{\text{АП}}$ ) палива:  $q_{\text{СН}} = Q_{\text{вх}}/Q_{\text{АП}}$ ;

– сумарна витрата палива  $Q_{\text{вих}} = Q_{\text{вх}} + Q_{\text{АП}} = 0,02...3$  кг/с;

– відношення площ змішувача ( $F_{\text{ЗМ}}$ ) і сопла ( $F_{\text{С}}$ ):  $m = F_{\text{ЗМ}}/F_{\text{С}}$ ;

– відносний перепад тиску

$$\pi = \frac{p_{\text{вих}} - p_{\text{вх}}}{p_{\text{АП}} - p_{\text{вих}}} = \frac{\Delta p_{\text{СН}}}{p_{\text{АП}} - p_{\text{вих}}},$$

де  $p_{\text{вх}}$ ,  $p_{\text{вих}}$  — тиск на вході та виході струминного насоса;  $p_{\text{АП}}$  — тиск активного палива;  $\Delta p_{\text{СН}}$  — перепад тиску, що створюється насосом;

– потрібний кавітаційний запас тиску

$$\Delta p_{\text{кав}} = \left( \frac{q_{\text{СН}}}{m-1} \right)^2 \frac{\rho_{\text{АП}} v_{\text{АП}}^2}{2},$$

де  $\rho_{\text{АП}}$ ,  $v_{\text{АП}}$  — густина та швидкість активного палива.

ККД струминного насоса визначається як відношення витрати ежектованого палива, помноженої на відношення тисків, до витрати активного палива:

$$\eta = \frac{Q_{\text{вх}} \pi}{Q_{\text{АП}}} = q_{\text{СН}} \pi.$$

**Недоліками** таких насосів є низький ККД (0,2...0,35), малий утворений перепад тиску й обмежена роботоздатність при використанні широкофракційних палив (з великим тиском насиченої пари).

**Джерелом активного палива** для роботи струминних насосів можуть бути: бакові ПНЛ або ПН; спеціальний насос активного палива, установлений на двигуні, або паливо високого тиску, що перепускається назад у бак при надмірному поданні палива насосами двигунів.

У випадку використання лопатевих ПНЛ або ПН тиск активного палива сильно обмежується їх можливостями ( $\Delta p_{\text{ПНЛ}} \leq 350$  кПа). Таке джерело широко використовується для перекачування й перемішування води.

Спеціальні НАП створюють значно більший перепад тиску ( $\Delta p_{\text{НАП}} \leq 3500$  кПа), що дає змогу знизити розміри й масу трубопроводів активного палива. Однак додаткова маса й вартість самих НАП, а також зниження надійності системи з огляду на їх можливу відмову є недоліками цього джерела. Їх застосування з часом розширюється (МиГ-29, F-14/18, S-3).

Використання надлишку палива, що перепускається від двигунових насосів, є найвигіднішим за масою й затратами потужності, однак потребує



чіткого узгодження роботи двигуна із паливною системою ЛА, що збільшує термін проектування й доведення паливної системи. Такі струминні насоси застосовуються не тільки для перекачування, але й для подання палива у двигуни (ATR-42/72, A-7, BAe Jetstream 4100, Cessna Model 510/525/550/560, Challenger-300/601/604, CRJ-100/200/700/900, Dash-8-200/300, Dash-8Q-400, Dornier-328, Embraer-120, Gulfstream-150, LearJet-25/31/40/45, PC-9/12, S-211, S-3, T-6B).

#### 5.4.6. Підкачувальні насоси двигуна

Підкачувальний насос двигуна (ПНД) (рис. 5.23) [114] створює напір палива, що є необхідним для подолання гідравлічного опору в трубопроводах та агрегатах паливної системи двигуна, розміщених до ОНД, а також запобігає кавітації на вході в ОНД. Застосування підкачувальних насосів збільшує висотність ПС.

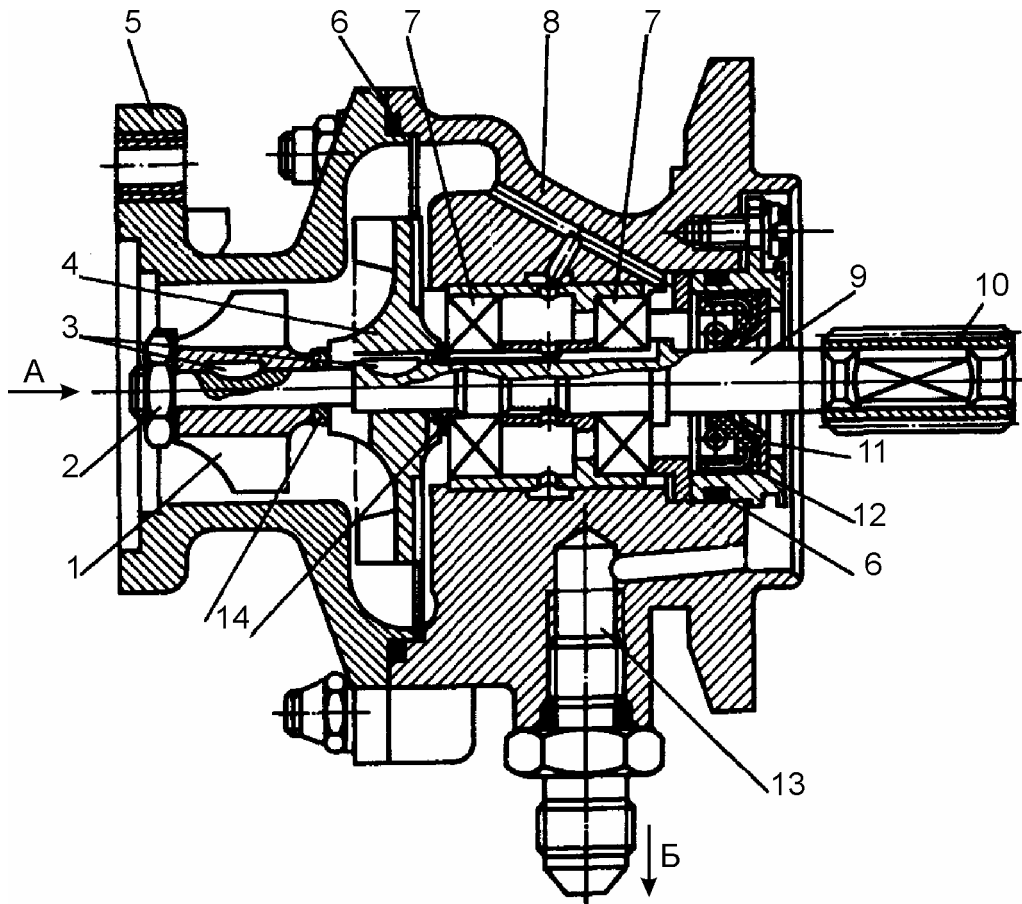


Рис. 5.23. Двигуновий відцентровий насос (ДВН-70А):

- 1 — підпірний ступінь; 2 — гайка; 3 — шпонки; 4 — основне робоче колесо; 5 — кришка; 6 — ущільнювальні кільця; 7 — підшипники; 8 — корпус; 9 — вал; 10 — втулка; 11 — конус; 12 — манжета; 13 — дренажний штуцер; 14 — регулювальні шайби; А — вхід палива; Б — дренаж

Як ПНД найчастіше використовуються **двигунові відцентрові насоси (ДВН)**, можливо, з підпірним ступенем (див. рис. 5.23); рідше — ко-

ловоротні (рис. 5.24) або шестеренні. Приведення в дію ПНД здійснюється від ротора двигуна через коробку приводів.

Підкачувальним елементом ДВН є робоче колесо (крильчатка), яке подає паливо з підвідної магістралі й відкидає його з підвищеними тиском і швидкістю у дифузор, де динамічний напір перетворюється на статичний тиск.

Граничне значення частоти обертання ротора насоса вибирають згідно з умовою міцності робочого колеса. Кількість лопаток з урахуванням кавітаційних якостей робочого колеса вибирають у межах від 6 до 14. Лопатки загинають або по ходу обертання колеса на кут  $110...150^\circ$  для підвищення напору, або проти ходу колеса на кут  $18...40^\circ$  для забезпечення високого значення ККД насоса.

Недоліками відцентрових насосів є різке зниження напірності при зменшенні частоти обертання робочого колеса і значне підігрівання палива на нерозрахункових режимах.

На рис. 5.24 показано **коловоротний (пластинчастий) насос** із чотирма взаємно перпендикулярними пластинами 2, що рухаються в пазах ротора 3. Пластини одним боком опираються на плавальний палець 4, а іншим — на внутрішню поверхню чашки 21 підкачувального вузла. Ротор своїми цапфами опирається на передній і задній підп'ятники 27 [109].

Ротор 3 насоса з пластинами 2 і плавальним пальцем 4 поділяє внутрішній простір чашки 21 на дві порожнини: порожнину всмоктування А й порожнину нагнітання Б. Оскільки ротор розміщено ексцентрично відносно внутрішньої порожнини чашки, то при його обертанні об'єми порожнин нагнітання та всмоктування неперервно змінюються. Під час обертання ротора пластини переміщуються й вивільняють деякий об'єм, який заповнюється паливом через всмоктувальний патрубок насоса.

Під час роботи насоса в нагнітальній порожнині виникає надлишковий тиск палива (унаслідок того, що насос має запас продуктивності), який, діючи на робочу поверхню редукційного клапана 7, трохи піднімає його, стискаючи пружину 10. Унаслідок цього нагнітальна та всмоктувальна порожнини насоса безпосередньо сполучаються, і частина палива із порожнини нагнітання перетікає через переріз, що відкрився, у порожнину всмоктування. Подання палива при цьому автоматично зменшується, і в нагнітальному трубопроводі встановлюється певний тиск. У непрацюючому насосі редукційний клапан 7 є притиснутим до свого сідла, роз'єднуючи порожнини всмоктування й нагнітання.

Заливальний клапан 6 призначено для перепуску палива при заповненні паливних магістралей перед запуском двигуна та для забезпечення його нормальної роботи у випадку виходу з ладу підкачувального вузла.

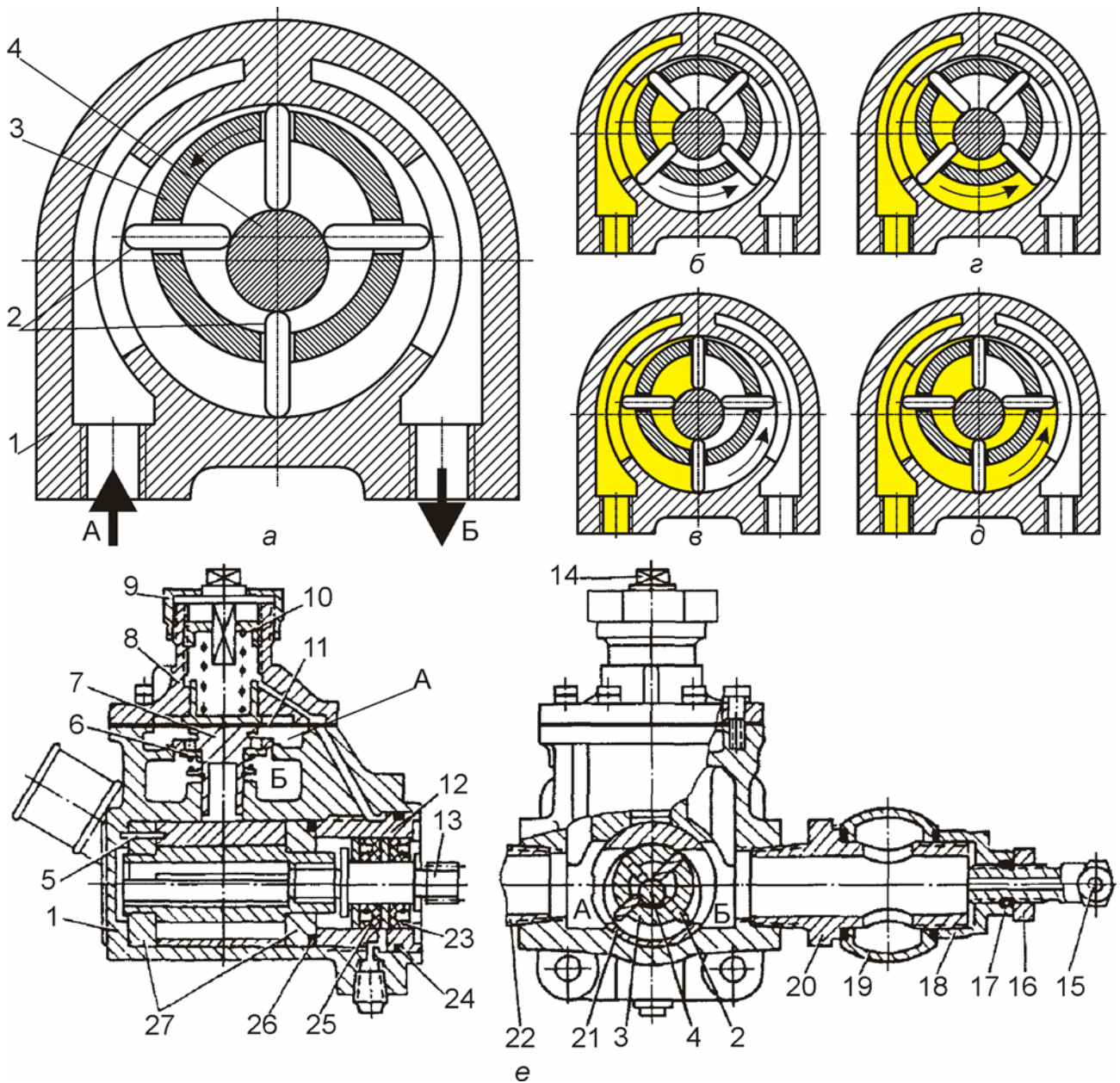


Рис. 5.24. Коловоротний (пластинчастий) ПНД:

а — схема; б — початкове положення  $0^\circ$ ; в — поворот на  $45^\circ$ ;

г — поворот на  $90^\circ$ ; д — поворот на  $135^\circ$ ;

е — конструкція насоса БНК-10И;

1 — корпус; 2 — пластини; 3 — ротор; 4 — плавальний палець; 5 — штифт;  
 6 — заливальний клапан; 7 — редукційний клапан; 8, 18 — кришки; 9 — ковпачок;  
 10 — пружина редукційного клапана; 11 — мембрана; 12, 16 — гайки;  
 13 — рушійний вал; 14 — регулювальний гвинт; 15 — штуцер подання палива до  
 пускових форсунок; 17, 24, 26 — ущільнювальні кільця; 19 — вихідний патрубок;  
 20, 22 — штуцери; 21 — чашка; 23, 25 — манжети; 27 — підп'ятники; А — лінія  
 всмоктування; Б — лінія нагнітання

Постійність тиску нагнітання палива із підйомом на висоту забезпечується мембраною 11 редукційного клапана. Простір над мембраною сполучається з атмосферою.

### 5.4.7. Основні насоси двигуна

Насоси високого тиску основного й форсажного палива (НОП і НФП) подають паливо до форсунок під тиском, що забезпечує високу якість розпилення на всіх режимах роботи двигуна. Як НОП і НФП застосовують плунжерні, шестеренні та відцентрові насоси.

**Плунжерні насоси** можуть застосовуватися в системах паливоживлення ГТД із продуктивністю подання палива до 5000...10000 кг/год.

Плунжерні насоси характеризуються високим ступенем ущільнення підкачувального вузла й високою міцністю його деталей, завдяки чому ці насоси здатні розвивати високі й надвисокі тиски ( $\leq 8...25$  МПа).

Крім того, у плунжерних насосах, застосовуючи порівняно нескладні конструктивні пристрої, можна регулювати продуктивність при постійній частоті обертання приводного вала без перепуску та дроселювання, що зменшує нагрівання палива в насосі.

До недоліків насосів цього типу належать: складність конструкції насоса; чутливість до корозії та наявності в паливі механічних домішок; обмежена продуктивність; низький рівень температури палива, при якій забезпечується надійна робота насоса ( $\leq 370...390$  К). Крім того, плунжерні насоси потребують великого кавітаційного запасу тиску на вході ( $\geq 150...350$  кПа).

За конструкцією плунжерні насоси можуть виконуватися з радіальним або аксіальним розміщенням плунжерів. У паливних системах ГТД частіше використовуються насоси з аксіальним розміщенням плунжерів під кутом до осі обертання (рис. 5.25) [110].

Під час обертання ротора 5 плунжери 10 здійснюють зворотно-поступальний рух у чашках ротора вздовж своїх осей, по черзі засмоктуючи й нагнітаючи паливо через вікна розподільної золотникової шайби 6.

Об'ємна продуктивність плунжерного насоса складається з подачі окремих плунжерів:

$$Q = i \frac{\pi d_p^2}{4} S_{\max} n \eta,$$

де  $i$  — кількість плунжерів (зазвичай від п'яти до одинадцяти);  $d_p$  — діаметр плунжера (10...20 мм);  $S_{\max}$  — хід плунжера від верхньої мертвої точки до нижньої мертвої точки за півоберта ротора (15...30 мм);  $n$  — частота обертання ротора насоса (4000...5000 об/хв; при збільшенні частоти обертання зростають інерційні навантаження й збільшується зношення насоса);  $\eta$  — коефіцієнт об'ємного подання (при тиску палива на вході в насос 150...500 кПа і тиску на виході 9...10 МПа  $\eta \approx 0,95...0,96$ ).

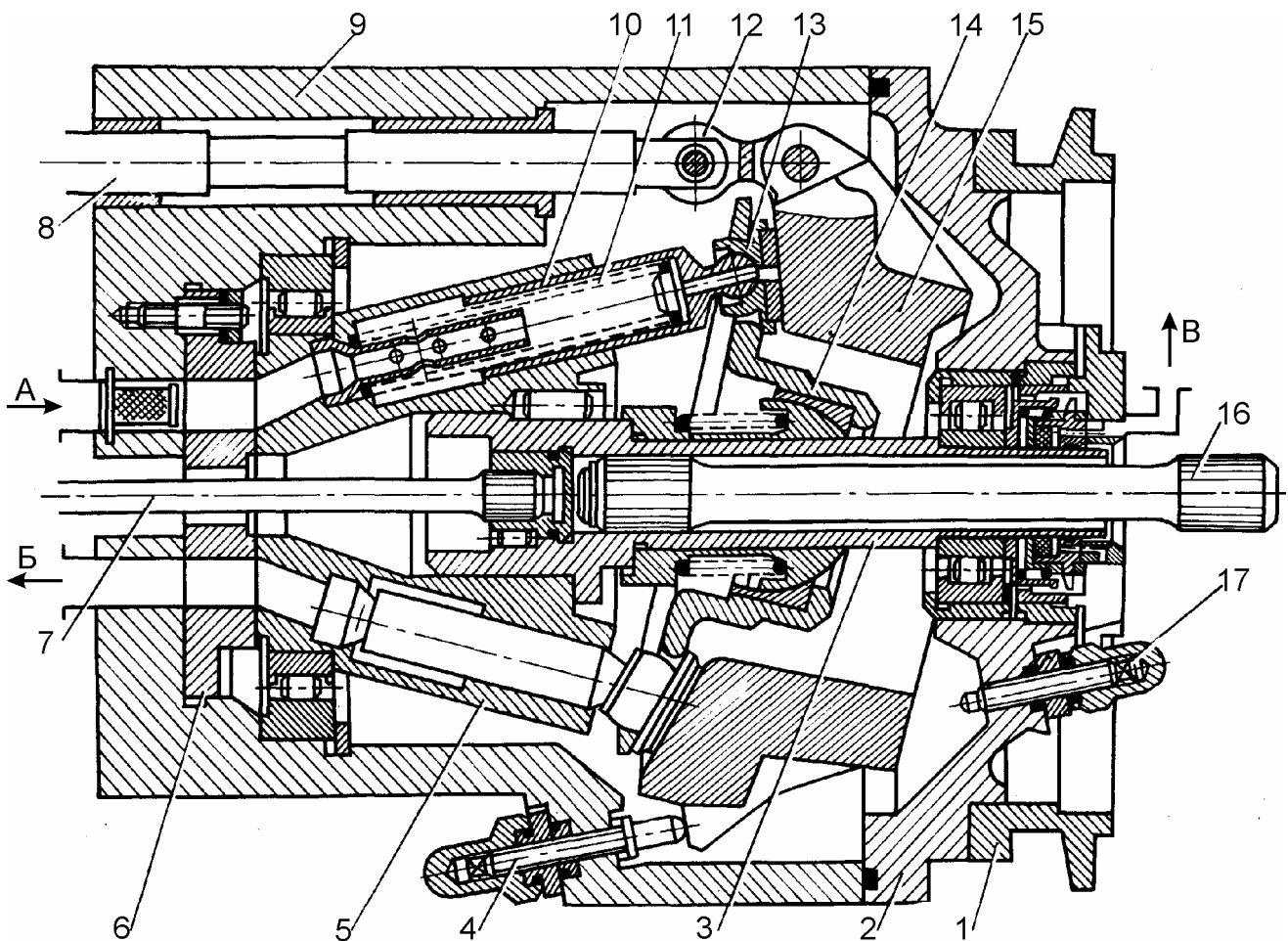


Рис. 5.25. Плунжерний насос високого тиску (двигуна Д-30КУ):

- 1 — перехідник; 2 — кришка; 3 — втулка; 4 — гвинт регулювання максимальної витрати палива; 5 — ротор; 6 — золотникова шайба; 7 — вал приводу регулятора обертів; 8 — шток; 9 — корпус; 10 — плунжер; 11 — пружина; 12 — серга; 13 — під'ятник; 14 — сепаратор; 15 — похила шайба; 16 — ресора приводу; 17 — гвинт регулювання мінімальної витрати палива

З метою зниження пульсацій палива на виході з насоса кількість плунжерів завжди вибирають непарною (рис. 5.26, а). При парній кількості плунжерів (рис. 5.26, б) початок подання палива одним плунжером буде збігатися із закінченням подання палива іншим, протилежним плунжером. Це призводить до збільшення нерегулярності подання палива (відношення різниці максимальної й мінімальної подач до її середньої величини). При непарній кількості плунжерів через зміщення фаз всмоктування й нагнітання пульсації подання палива вирівнюються. Наприклад, для п'ятиплунжерного насоса нерегулярність становить 5 %, а для шестиплунжерного — 14,4 %.

Продуктивність плунжерного насоса регулюється зміною ходу плунжерів шляхом керування кутом установлення похилої шайби 15 (див. рис. 5.25) з допомогою сервоприводу. Максимальний кут установлення похилої шайби становить 13...15°.

Продуктивність насоса, при якій досягається його найменша питома маса, тобто відношення маси насоса до його продуктивності, становить 5000...6000 кг/год.

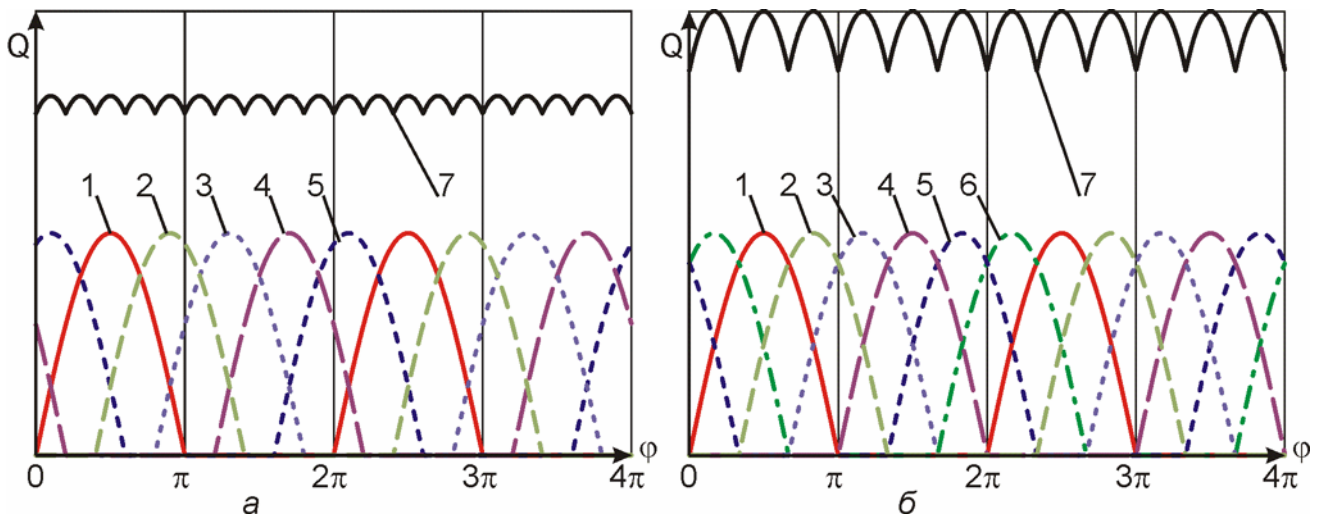


Рис. 5.26. Залежність продуктивності плунжерного насоса від кута повороту ротора ( $\varphi$ ): а — п'ятикамерного; б — шестикамерного;

1 — подача першої камери; 2 — подача другої камери; 3 — подача третьої камери; 4 — подача четвертої камери; 5 — подача п'ятої камери; 6 — подача шостої камери; 7 — сумарна подача насоса

Плунжери виготовляються зі сталі, що цементується, 12ХНЗФ, ХВГ; барабан ротора — із сурм'яної бронзи або сталі (з бронзовими гільзами під плунжери); корпус насоса — з ливарних алюмінієвих сплавів АЛ-4, АЛ-5, АЛ-9.

**Шестеренні паливні насоси** порівняно з плунжерними мають кілька переваг:

- простота конструкції, компактність;
- при однакових габаритах і масі продуктивність у 1,5–2 рази вище;
- можливість підвищення продуктивності шестеренного насоса шляхом застосування декількох підкачувальних секцій;
- менша чутливість до чистоти й сорту палива.

Основними **недоліками** шестеренних паливних насосів є:

- трудність забезпечення високого тиску палива внаслідок значних витоків через радіальні й торцеві зазори (сучасні шестеренні насоси при використанні підкачувального відцентрового насоса забезпечують тиск палива на виході не більше 8...12 МПа);
- збільшення потужності, потрібної для приведення в дію насоса й на додаткове нагрівання циркулювального палива, через те, що змінення продуктивності насоса виконується шляхом змінення перепуску палива;
- низький об'ємний ККД ( $\eta \approx 0,75...0,82$ ).

Основними елементами підкачувального вузла шестеренного паливного насоса (рис. 5.27) є: повідна шестірня 2, що приводиться в обертання

через привід від ротора двигуна; ведена шестірня 3, що приводиться в обертання від повідної шестірні; корпус 1; валики шестерень 6; підшипники; торцеві ущільнення; редукційний клапан 5; канал перепуску 4.

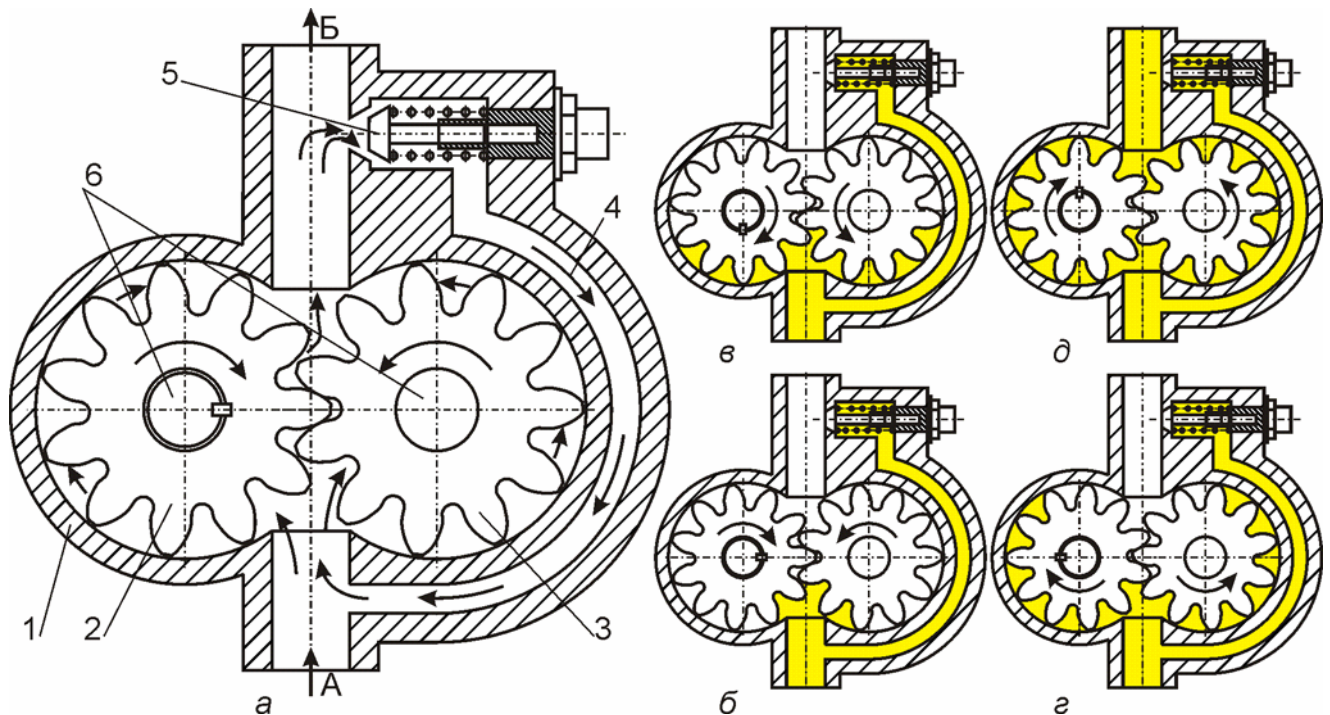


Рис. 5.27. Підкачувальний вузол шестеренного насоса:

а — схема; б — початкове положення  $0^\circ$ ; в — поворот на  $90^\circ$ ;  
г — поворот на  $180^\circ$ ; д — поворот на  $270^\circ$ ;

1 — корпус; 2 — повідна шестірня; 3 — ведена шестірня; 4 — канал перепуску;  
5 — редукційний клапан; 6 — валики шестерень з підшипниками

Для зниження пульсацій подання палива шестерні мають достатньо велику кількість зубців (до 10–18), незважаючи на те, що це спричиняє збільшення габаритів насоса.

Частота обертання шестерень обмежується максимально допустимою коловою швидкістю на головках зубців (не більше 10...17 м/с при наявності підкачувального насоса), що обумовлено забезпеченням заповнення паливом впадин між зубцями. При поданні палива до торців шестерень колова швидкість на головках зубців може становити до 50 м/с.

Швидкість палива на вході в насос обмежується величиною 4...5 м/с, що пов'язано з можливістю виникнення кавітації як у самому насосі, так і в підвідних і відвідних трубопроводах.

Найбільш навантажені елементи в паливному шестеренному насосі — опори шестерень. На них діє бокова сила від різниці тиску палива на вході й виході, пульсаційні навантаження, реактивний крутильний момент. В опори паливних шестеренних насосів установлюють вальцеві голчасті підшипники, що змащуються й охолоджуються паливом.

Шестерні виготовляють зі сталей, що цементуються або азотуються, 12ХНЗФ, 18ХНВА, ЭИ247. Корпус — відлитий зі сталі або ливарних алюмінієвих сплавів, оребрений для збільшення поверхні охолодження.

**Відцентрові паливні насоси** набули широкого застосування не тільки як підкачувальні, але і як основні й форсажні насоси високого тиску. При порівняно малих габаритах вони забезпечують продуктивність до 40000 кг/год при тиску на виході основного насоса до 8...20 МПа і тиску підкачувального насоса 200...600 кПа. Робочі колеса у високонапірних паливних насосах виконуються зазвичай відкритого типу. Відкриті робочі колеса є простими у виготовленні, витримують високі відцентрові навантаження, але мають підвищені гідравлічні втрати через перетікання палива по торцевих поверхнях.

#### 5.4.8. Самопливні клапани

Самопливний клапан (рис. 5.28) **являє собою** зворотний клапан, що пропускає паливо в обхід ПНЛ, що відмовив. При нормальній роботі насоса клапан закритий під тиском палива за насосом. Для проведення технічного обслуговування паливної системи клапан зазвичай оснащено пристроєм блокування, що запобігає його відкриттю в цей час [104].

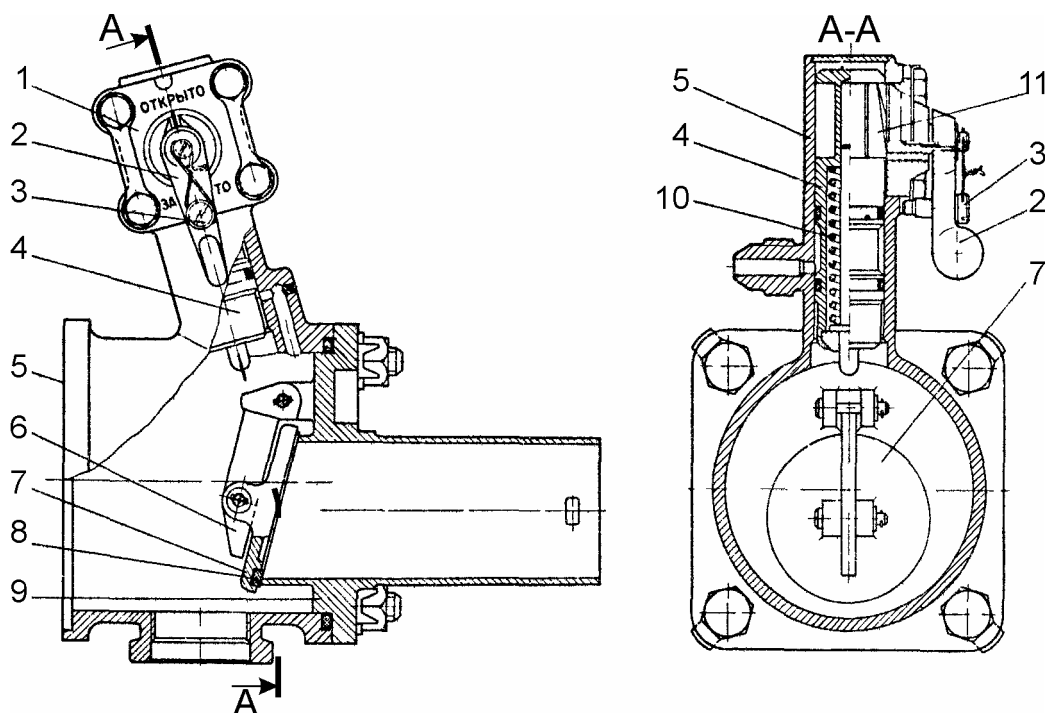


Рис. 5.28. Самопливний клапан (Як-42):

- 1 — кришка; 2 — рукоятка; 3 — контрвальний гвинт; 4 — шток зі штирем;  
5 — корпус; 6 — важіль; 7 — клапан; 8 — ущільнювальне кільце; 9 — вхідний патрубок; 10 — пружина; 11 — ексцентрик



### **5.4.9. Відсіки від'ємних перевантажень**

Для роботи ПНЛ в умовах від'ємних перевантажень крім забірників із тягарем на кінці гнучкого шланга (див. рис. 3.26) широко застосовують встановлення ПНЛ у пристрої, оснащеному двома забірниками з клапаном (рис. 5.29). В умовах додатних перевантажень паливо, а також тягар 4 притиснуті до плити 5 силою тяжіння або інерції, при цьому клапан 9 відкритий, і насос живиться від нижнього забірника. Під дією від'ємних перевантажень тягар із важелем повертаються вверх і закривають клапан 9, при цьому насос буде живитися тільки від верхнього забірника, де й буде знаходитися паливо [83].

### **5.4.10. Паливні акумулятори**

На маневрених літаках паливні акумулятори використовуються для подання палива у двигуни при від'ємних і навколонульових перевантаженнях (рис. 5.30). У цьому випадку паливний акумулятор складається з двох оболонок 7 і 10, розділених мембраною 6 і з'єднаних болтами 9. У кожній оболонці є штуцери: у повітряній — штуцер 4 наддування (з тиском повітря 93...106 кПа); у паливній — штуцери паливної магістралі 3 та повернення 2. Для зниження навантажень на мембрану на повітряній оболонці передбачено виступи, що забезпечують циркуляцію повітря між нею та мембраною, а завдяки наявності профілю 5 гарантується мінімальний радіус перегину мембрани [84].

На неманеврених літаках паливні акумулятори іноді застосовують для відокремлення газів від палива, а також безперебійного подання палива до двигунів при нульових і від'ємних перевантаженнях, при кренах і ковзанні літака з відливом палива від забірників насосів.

Паливний акумулятор (рис. 5.31) [102] являє собою бак, що складається з двох півсфер 1, 8, розділених гумотканинною мембраною 3 на дві порожнини (паливну й повітряну). Стик півсфер здійснюється болтами 5 з гайками по фланцях, утворених двома стиковими кільцями, які приварено точковим електрозварюванням до відігнутих країв півсфер. Місце стику півсфер герметизується ущільнювальними прокладками 4. До півсфер акумулятора приварено патрубки 9, 12 підведення й відведення палива, штуцер 13 під зливний кран, штуцер 14 під трубопровід наддування та штуцер 6 під трубопровід відведення газів у паливний бак. У внутрішній порожнині акумулятора розміщено дві металеві діафрагми 2, 7, приварені до півсфер точковим електрозварюванням по периметру. У верхніх частинах діафрагм 2, 7 є отвори. Патрубки 9, 12 підведення й відведення палива відокремлені між собою в нижній частині акумулятора внутрішнім

П-подібним профілем 10, який приварено точковим електрозварюванням до діафрагми 7.

Паливо потрапляє в акумулятор через патрубок 12 і по каналу, утвореному півсферою 8, суцільною частиною діафрагми 7 і профілем 10, піднімається вгору, де відокремлюється від газів, які через трубопровід, приєднаний до штуцера 6, повертаються назад у паливний бак.

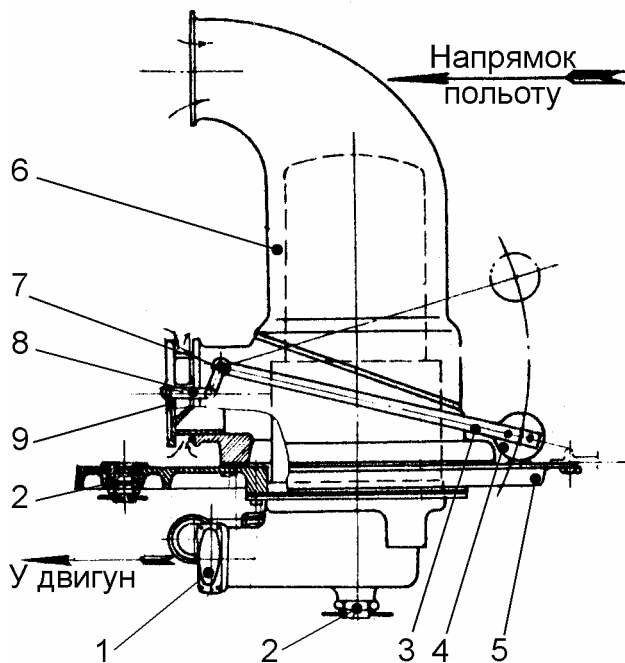


Рис. 5.29. ПНЛ у відсіку від'ємних перевантажень (МиГ-23):

- 1 — ПНЛ; 2 — клапан зливання;
- 3 — важіль клапана; 4 — тягар;
- 5 — плита основи; 6 — корпус клапана;
- 7 — вісь обертання тягаря;
- 8 — поводок; 9 — клапан

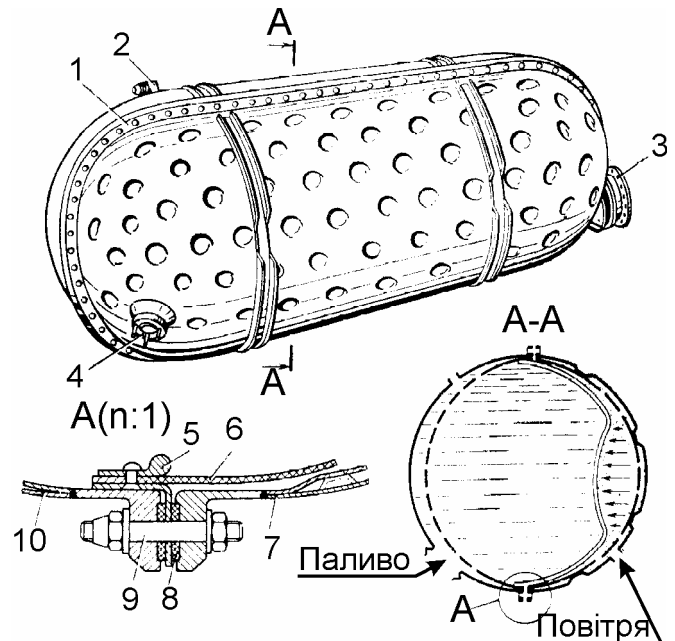


Рис. 5.30. Паливний акумулятор (МиГ-25): 1 — фланець; 2 — штуцер повернення палива до насоса; 3 — штуцер паливної магістралі; 4 — штуцер наддування; 5 — профіль; 6 — мембрана; 7 — повітряна оболонка; 8 — ущільнювальна прокладка; 9 — болт; 10 — паливна оболонка

Далі паливо через отвори в діафрагмі 7, відтискаючи мембрану 3 до іншої діафрагми 2, надходить із акумулятора через патрубок 9 у магістраль живлення двигуна.

При спаданні тиску палива на виході з ПНЛ нормальне живлення двигунів паливом забезпечується витисненням палива з акумуляторів тиском повітря.

Паливні акумулятори наддуваються повітрям, що відбирається від компресорів двигунів. Повітря від двигунів проходить по трубопроводах наддування через зворотні клапани, дросель, регулятори наддування, запобіжний клапан і надходить у повітряні порожнини акумуляторів. Дросель забезпечує нормальну витрату повітря в магістралі наддування паливних акумуляторів. Тиск наддування в повітряній порожнині становить 30...48 кПа.

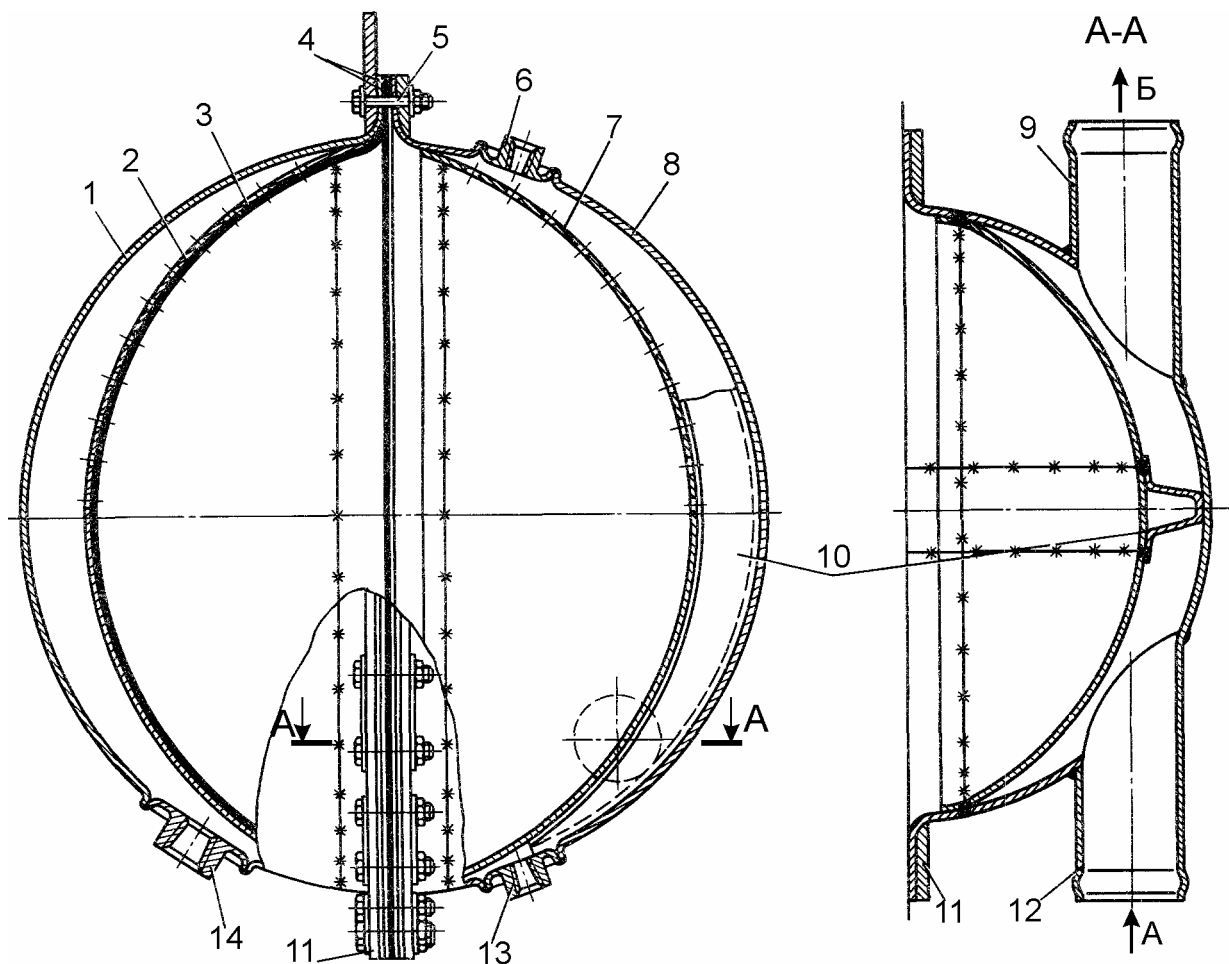


Рис. 5.31. Паливний акумулятор-повітровіддільник (Як-40):  
 1, 8 — півсфери; 2, 7 — перфоровані діафрагми; 3 — мембрана; 4 — ущільнювальні прокладки; 5 — болт; 6 — штуцер відведення газів; 9 — патрубок виходу палива; 10 — відокремлювальний профіль; 11 — стикові кільця; 12 — вхідний патрубок; 13 — штуцер зливання; 14 — штуцер наддування; А — вхід палива; Б — вихід палива

#### 5.4.11. Паливорідинні теплообмінники

Паливорідинні теплообмінники (ПРТ) використовуються для охолодження масла з гідравлічних систем, мастильної системи приводу генераторів і повітря із системи кондиціонування. Застосовують два способи розміщення ПРТ: у витратному баці і в лінії подання палива.

У першому випадку ПРТ установлюють саме **у витратних баках**, оскільки в них є паливо аж до закінчення польоту. Конструкція таких ПРТ є надзвичайно простою. Недоліком такого розміщення є підігрівання палива перед його подаванням у ПНЛ, що підвищує тиск насиченої пари палива.

ПРТ (рис. 5.32) [47], розташований у витратному баці, являє собою змійовик, виготовлений з труб 2 із зовнішнім діаметром 15...20 мм і товщиною стінки приблизно 1 мм. Матеріал труб — алюмінієвий сплав АМг2М. Труби укладені в два ряди і скріплені між собою колодками 3. Колодка складається із внутрішнього текстолітового вкладиша 6 і зовнішніх

накладок із алюмінієвого сплаву. У місцях установлення колодок на труби надягнуті розрізні фторопластові втулки 8, потім стрічки металізації 7. Окремі секції труб зістиковано через штуцери 4.

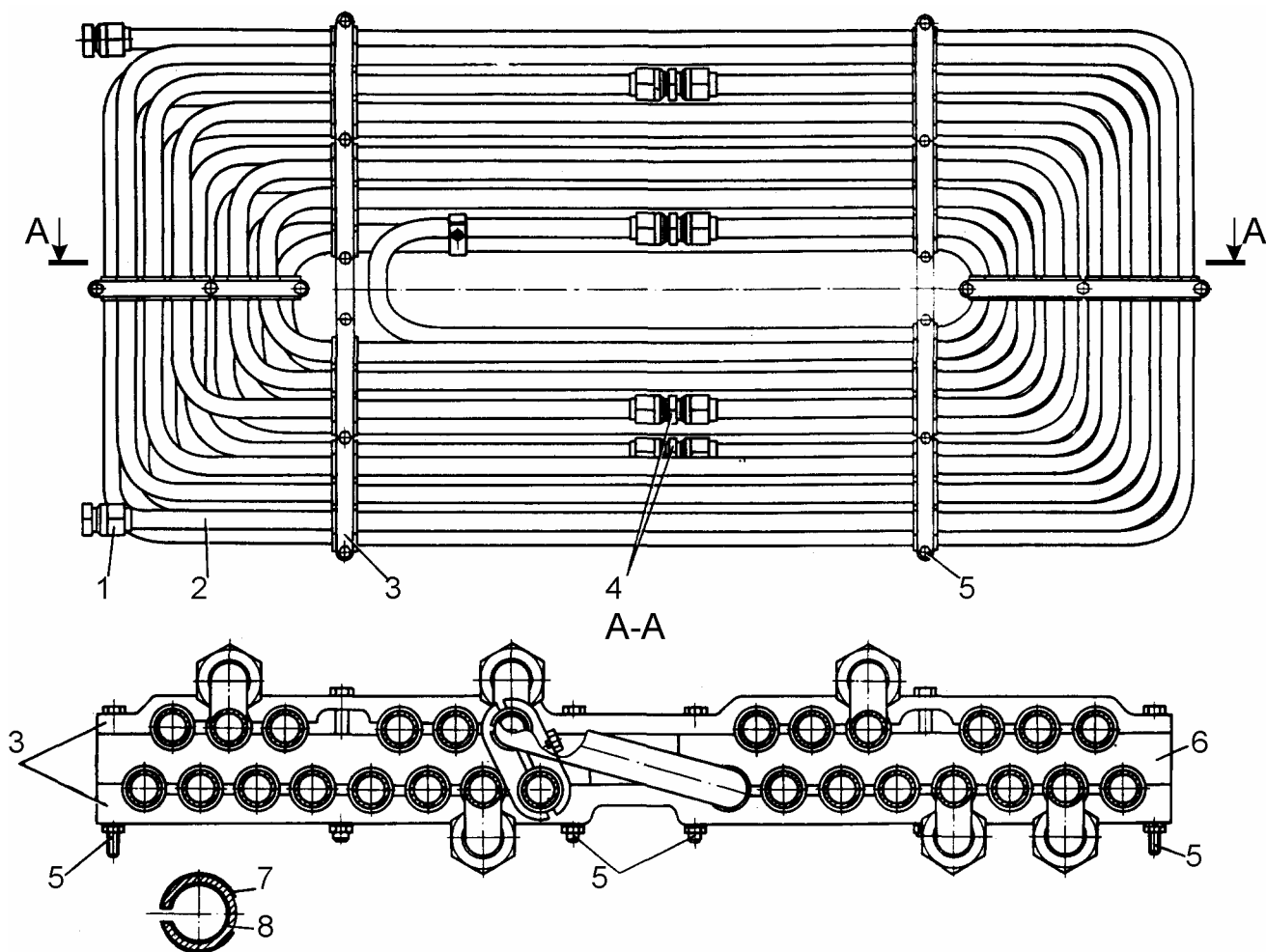


Рис. 5.32. Паливорідинний теплообмінник, розташований у витратному баці (Ан-124): 1 — накідна гайка; 2 — труба; 3 — колодка; 4 — штуцери; 5 — болти; 6 — вкладиш; 7 — стрічка металізації; 8 — втулка

При розміщенні ПРТ **у лінії подання палива** тільки частина палива після ПРТ повертається в баки через магістраль перепуску; при цьому паливо в баках нагрівається значно слабше. Конструкція ПРТ, розміщених у лінії подання, аналогічна конструкції паливомасляних теплообмінників.

#### 5.4.12. Паливні фільтри

Згідно з АП 23/25/27/29.997 між забірником палива з бака та входом у перший агрегат паливної системи, який є чутливим до забруднень у паливі, необхідно встановлювати паливний фільтр. Такий паливний фільтр має:

1) бути доступним для зливання відстою або очищення та мати швидкознімну сітку або елемент;

2) мати відстійник зі зливанням, за виключенням випадку, коли зливання не потребується, якщо сітчастий або інший фільтр легко знімається з цією метою;

3) бути встановленим таким чином, щоб його маса не навантажувала приєднані трубопроводи або вхідний і вихідний штуцери самого фільтра, якщо не передбачено достатніх запасів міцності трубопроводів і штуцерів для всіх випадків навантаження;

4) мати пропускну здатність (із урахуванням експлуатаційних обмежень, установлених для двигуна), що забезпечує нормальну роботу паливної системи двигуна на паливі, забрудненому до ступеня (щодо розміру частинок та їх концентрації в паливі), що перевищує такий, який встановлено для двигуна АП 33.

Наявність домішок у паливі призводить до інтенсивного зношення підкачувальних вузлів, заклинювання плунжерів і золотників, забруднення жиклерів і форсунок. Тому паливо багаторазово фільтрується при поданні в двигун та в самій паливній системі двигуна. Літакові паливні фільтри мають затримувати частинки діаметром понад 20 мкм, а паливні фільтри двигуна — понад 4 мкм.

Фільтри встановлюють як перед основним паливним насосом (фільтри низького тиску), так і за основним насосом (фільтри високого тиску).

**Сітчасті фільтри** (рис. 5.33) саржевого переплетення, що виготовляються з латунного, бронзового або нікелевого дроту, є простими, довговічними, мають малий гідравлічний опір. Тонкість фільтрації — 16...20 мкм.

Фільтр 8Д2.966.236 складається з чашки 2, кришки 1, зливного клапана 4, дренажного клапана 9, перепускного клапана 12, фільтроелемента 3 і сигналізатора перепаду тиску 10. Чашка 2 і кришка 1, виготовлені з алюмінієвого сплаву, з'єднуються з допомогою різі. Усередині чашки знаходиться фільтрувальний елемент 3, що являє собою сітчастий гофрований циліндр, установлений на перфорованому каркасі та зварений із фланцями. Фільтрувальний елемент має захисний перфорований кожух 5. Ущільнення фільтрувального елемента по різному забезпечується ущільнювальним кільцем 6.

Паливо надходить через вхідний патрубок у внутрішню порожнину фільтра. Проходячи через фільтрувальну сітку фільтроелемента, паливо очищується від механічних домішок, надходить у внутрішню порожнину фільтроелемента, потім у вихідну порожнину і через вихідний патрубок у систему двигуна.

Сигналізатор перепаду тиску 10 призначено для видавання сигналу на світлосигнальне табло при досягненні на фільтрувальному елементі 3 заданого перепаду тиску (32...48 кПа), коли фільтроелемент забитий.

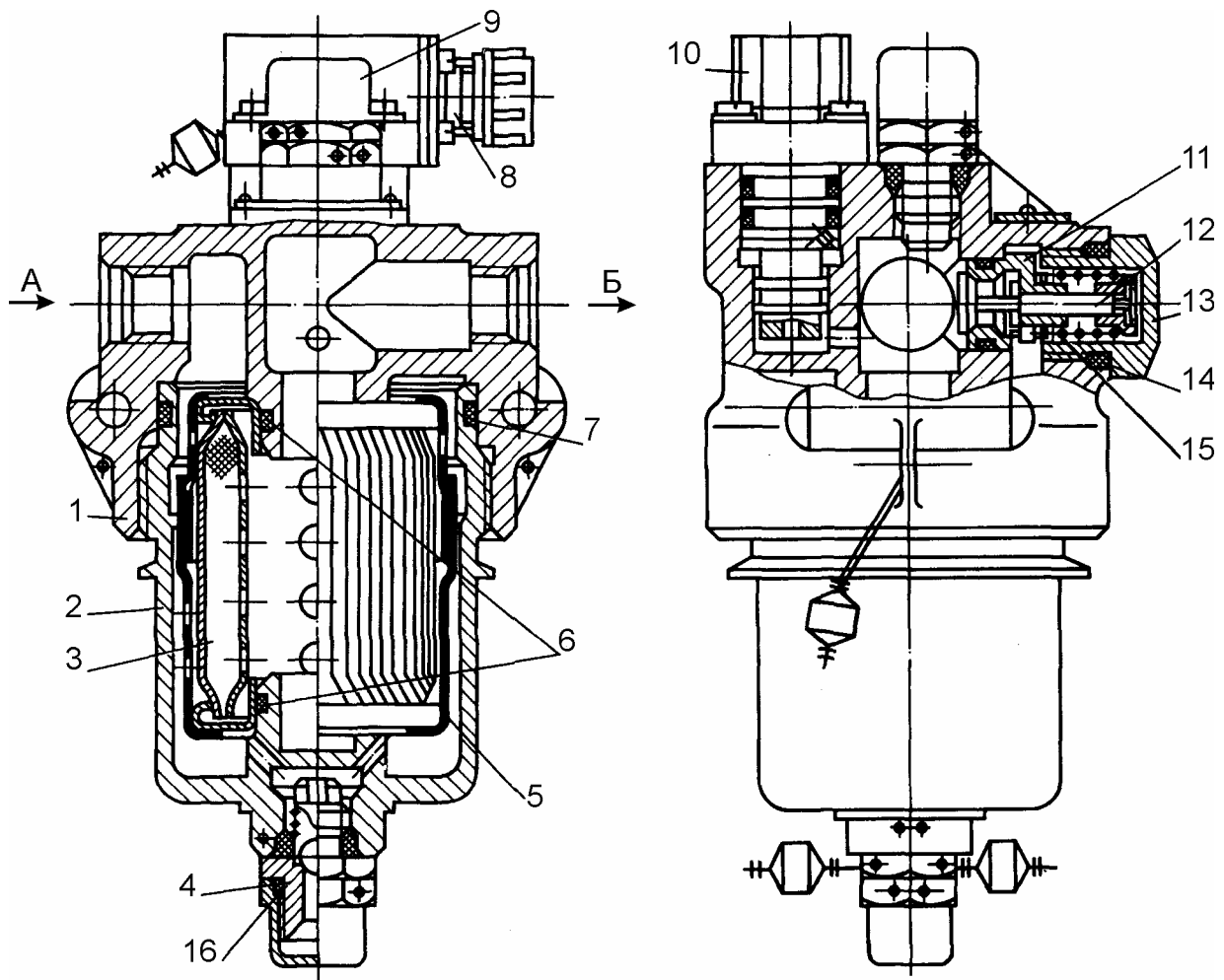


Рис. 5.33. Сітчастий фільтр (8Д2.966.236):

1 — кришка; 2 — чашка; 3 — фільтроелемент; 4 — зливний кран; 5 — захисний кожух; 6, 7, 14, 16 — ущільнювальні кільця; 8 — електрорознім; 9 — дренажний клапан; 10 — сигналізатор перепаду тиску; 11 — сідло клапана; 12 — перепускний клапан; 13 — заглушка; 15 — пружина; А — вхід палива; Б — вихід палива

Перепускний клапан 12, який призначено для перепуску палива в обхід фільтроелемента у випадку його забивання, складається з сідла 11, клапана 12 зі штоком і пружини 15. При збільшенні перепаду тиску до 70...71 кПа відкривається перепускний клапан і частина палива в обхід фільтроелемента починає надходити у вихідну порожнину фільтра.

Дренажний клапан 9, призначений для дренажування повітря із внутрішньої порожнини фільтра, складається з корпусу і кульки, притиснутої до нього пружиною [113].

**Пористі фільтри** застосовуються в каналах із відносно невеликою витратою палива (в агрегатах системи автоматики). Їх виготовляють спіканням мідних або бронзових зерен (90...95 %) з оловом (5...10 %), при цьому між зернами утворюються дрібні пори.

**Щілинний фільтр** являє собою нарізний каркас, на який виток до витка намотано дріт таким чином, що між витками утворюються зазори,

через які проходить паливо. Такі фільтри встановлюються безпосередньо в паливних форсунках.

У ранніх конструкціях ГТД застосовувалися **тканинні** (фетрові, шовкові, капронові) і **паперові фільтри**. Такі фільтри забезпечують високий ступінь фільтрації палива, але мають малий ресурс і вбирають воду, що міститься в паливі, а це може призвести до обмерзання фільтра при низьких температурах.

На випадок забивання фільтроелемента в конструкції фільтра передбачається спеціальний клапан, що перепускає неочищене паливо до вихідного штуцера.

Промивають фільтроелементи під час експлуатації в бензині Б-70 на ультразвукових установках.

### **5.4.13. Трубопроводи та з'єднання**

Згідно з АП 23/25/27/29.993, до трубопроводів та з'єднань паливної системи ставляться такі вимоги:

1. Кожен паливний трубопровід має бути встановлений і закріплений так, щоб він не зазнавав надмірної вібрації та витримував навантаження від тиску палива та впливи польотних перевантажень в очікуваних умовах експлуатації.

2. В усіх трубопроводах паливної системи, з'єднаних із частинами ЛА, між якими можливе відносне переміщення, мають бути передбачені заходи, що забезпечують необхідну гнучкість (рухомість).

3. У кожному гнучкому з'єднанні трубопроводів паливної системи, які можуть перебувати під тиском і зазнавати впливу осьових навантажень, мають застосовуватися гнучкі шланги або інші компенсуючі елементи.

4. Гнучкі шланги, на які несприятливо впливають високі температури, не мають встановлюватися в місцях, де під час роботи двигуна або після його вимкнення мають місце високі температури.

5. Конструкція та встановлення будь-якого трубопроводу паливної системи всередині фюзеляжу мають допускати прийнятну деформацію та подовження без витоків (тільки АП 25).

У паливних системах застосовують жорсткі та гнучкі трубопроводи.

**Жорсткі трубопроводи** у холодних зонах виконують із дюралюмінію або алюмінієво-марганцевих сплавів, у гарячих зонах або у випадку високого внутрішнього тиску — зі сталі 20А або нержавіючої сталі (Х18Н10Т) із нанесеним антикорозійним покриттям.

**Гнучкі трубопроводи** застосовують для запобігання переданню вібрацій або у випадках, коли можливим є взаємне переміщення агрегатів, що з'єднуються.

Під час авіаційних подій паливні лінії можуть бути перерізані конструктивними елементами або протерті внаслідок контакту з шорсткими поверхнями. Це спричиняє випліскування палива. У зонах очікуваних

зміщень конструкції або ударів нагально рекомендується використовувати **гнучкі резинові шланги** в сталевому металевому обплетенні. У паливних системах без самозапірних клапанів відриву такі розтяжні шланги мають бути в нормальному стані на 20...30 % довшими, ніж мінімальна потрібна довжина шланга. Це дає змогу шлангу деформуватися разом із конструкцією, що руйнується, замість того, щоб передавати великі розтяжні навантаження. У зонах очікуваних деформацій конструкції всі паливні лінії мають кріпитися з допомогою відривних (руйнівних) хомутів. Штуцери й наконечники шлангів мають витримувати без руйнування навантаження, що виникають під час аварійної посадки [18].

Прокладання шлангів необхідно ретельно розглядати на етапі проектування. Паливні лінії мають проходити вздовж міцних конструктивних елементів, оскільки вони з меншою ймовірністю здеформуються або відокремляться під час аварії. Необхідно уникати розміщення ліній, що містять паливо, у зонах очікуваних ударних пошкоджень, наприклад поблизу нижньої поверхні обшивки та перед лонжероном крила. Можливим виключенням із цього правила можуть уважатися лінії зливання палива. Також важливо, щоб поруч зі шлангами було місце, у яке вони можуть зміщуватися в разі необхідності. Наприклад, коли шланги проходять через зони великих плоских елементів, таких як шпангоути або протипожежні перегородки, отвір для проходження трубопроводів має бути значно більшим, ніж зовнішній діаметр лінії.

При розміщенні трубопроводів необхідно уникати підвищень, у яких може накопичуватися повітря, а також прогинів, що перешкоджають виробленню й зливанню палива із магістралей. Через малі радіуси згину труб збільшуються гідравлічні втрати тиску й концентрація напружень. Рекомендований радіус згину (по осі труби) становить не менше трьох її зовнішніх діаметрів. Якщо це неможливо, то рекомендується встановлення косинців.

Внутрішні діаметри трубопроводів вибирають на основі гідравлічних розрахунків та округляють до більшого стандартного значення. Для зниження гідравлічних втрат і зарядів статичної електрики швидкість течії палива в магістралях подання обмежують значенням 2...3 м/с, а в магістралях заправлення — до 7 м/с. Товщини стінок алюмінієвих труб беруть не менше 1 мм, сталевих — не менше 0,5 мм.

Коли паливні лінії проходять крізь зони, де під час аварійної посадки можливими є значні переміщення або повне відокремлення, у них мають встановлюватися самозапірні клапани відриву. Найбільш пильну увагу слід приділяти використанню самозапірних відривних з'єднань у всіх точках приєднання трубопроводів до баків.

**Самозапірні клапани відриву** — це клапани, призначені для розділення на дві або більше частин і блокування проходження палива через відкриті кінці. Відкриті кінці можуть бути на паливних або масляних трубопроводах, баках, насосах, штуцерах тощо. Такі клапани можуть бути двох



типів: **швидкорознімні**, які встановлюються так, щоб вони могли роз'єднатися під час удару при аварійній посадці (рис. 5.34, а, б), та **одноразові**, які зазвичай мають руйнівну частину, що зламається й дає змогу клапану закритися та розділитися (рис. 5.34, в, г). Деякі клапани, що застосовуються у теперішній час, забезпечують обидва варіанти розділення. Конструкцією кожної конкретної паливної системи визначається, який з цих двох типів клапанів може або має використовуватися. У будь-якому випадку клапани встановлюють таким чином, щоб виключити ненавмисне спрацювання.

Сили, що зазвичай прикладаються до самозапірних клапанів відриву для їх розділення й закриття, передаються через розтягнені гнучкі паливні шланги. Оскільки шланг розтягнуто, сила передається на клапан. Якщо сила є достатньо великою, зрештою якийсь елемент зруйнується. Треба сподіватися, що це буде клапан. На жаль, іноді руйнується інший кінець шланга або штуцер на кінці шланга. Увагу слід приділяти забезпеченню того, щоб слабкою ланкою в кожній силовій системі був руйнівний елемент самозапірного клапана відриву, а не будь-яка інша ланка в ланцюзі.

Існують конструкції, де з тієї або іншої причини необхідно використати інший шлях передання навантаження, відмінний від шланга. Альтернативним способом передання навантаження можуть бути **троси**, що використовуються нині на деяких ЛА. Якщо троси використовуються для передання сили, що спричиняє руйнування або розкриття клапана, то ці троси мають витримувати навантаження, як мінімум удвічі більші, ніж необхідно для цієї дії. Оскільки навантаження, необхідне для розкриття швидкорознімного клапана, є значно меншим, ніж для руйнування одноразового, трос для розкриття швидкорознімного клапана є легшим.

Самозапірні клапани відриву мають розміщуватися на кожному штуцері паливного бака та в таких місцях трубопроводів, де ймовірними є значні переміщення, наприклад на баках, установлених зовні фюзеляжу або у двигунових відсіках. Призначення цих клапанів — запобігти розриву баків, шлангів або фланців шляхом упровадження слабкої ланки на шляху передання навантаження.

Самозапірні клапани відриву мають використовуватися для з'єднання двох паливних баків при їх розташуванні стінка до стінки, якщо руйнування конструкції або переміщення може відбутися в зоні поблизу баків.

Клапани, що з'єднують трубопроводи із баками, мають бути достатньо заглиблені в баки так, щоб бакова половинка була врівень зі стінкою бака або виступала за межі стінки бака після відокремлення тільки на мінімальну величину. Завдяки такій конструкції знижується ймовірність зачеплення клапанів за суміжні конструкції під час аварійної посадки [18].

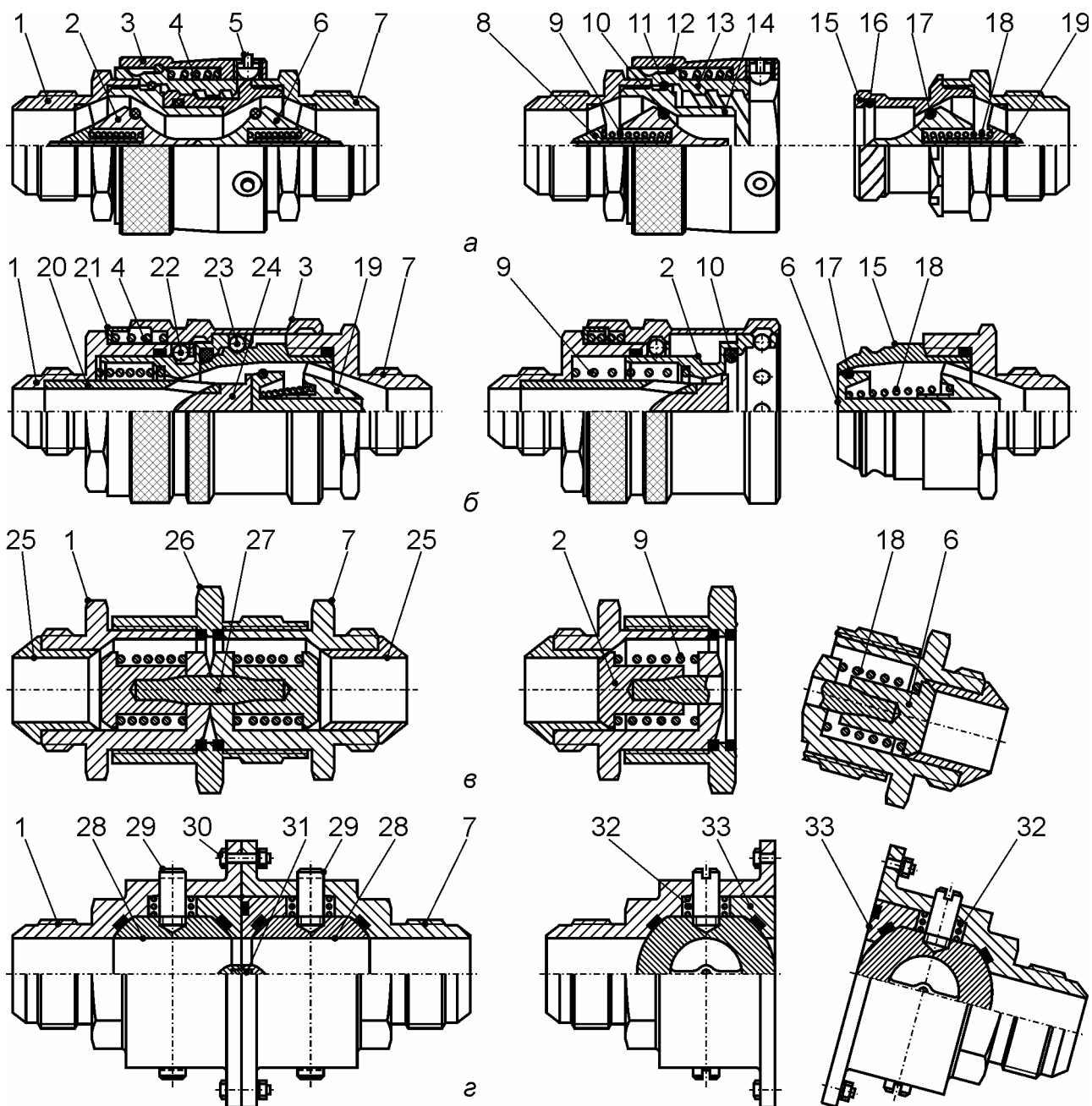


Рис. 5.34. Самозапірні з'єднання:

а, б — швидкорознімні з'єднання; в, г — з'єднання відриву;

1, 7 — фітинги; 2, 6 — клапани; 3 — ковзні чашки; 4, 9, 18 — пружини; 5 — заціпка; 8, 19 — напрямні; 10, 11, 16, 17 — ущільнювальні кільця; 12 — стопорне кільце; 13 — гайка; 14, 21, 24 — упори; 15 — зовнішній упор; 20, 25, 33 — вставки; 22, 23 — кульки; 26 — муфта відриву; 27, 31 — шпильки відриву; 28 — кульові крани; 29 — осі куль; 30 — крихкий болт; 32 — пружини кручення

Руйнівні з'єднувальні елементи кожного з цих клапанів повинні мати достатню міцність, щоб витримувати всі робочі й експлуатаційні навантаження ЛА з обґрунтованим запасом. Але вони мають роз'єднуватися при навантаженні 25...50 % від мінімального руйнівного навантаження для найслабшого елемента в лінії передання навантаження.

Конструкція самозапирного клапана відриву має бути такою, щоб запобігти небезпечним випліскуванням під час або після розділення клапана. Клапан не має допускати зовнішніх витоків при частковому розділенні. Через це клапани з дуже коротким ходом розділення вважаються кращими, ніж клапани з довгим ходом.

Швидкорознімне самозапирне з'єднання (див. рис. 5.34, а) [221] виконуються з допомогою багатозахідної трапецоїдної різі й потребує повороту для з'єднання-роз'єднання. Клапани 2 і 6 відкриваються при контакті один з одним, а закриваються під дією пружин 9 і 18. Для запобігання саморозгвинчуванню з'єднання оснащено підпружиненою ковзною чашкою 3, що має внутрішню шестигранну поверхню, у яку входить зовнішній шестигранник упору 16, так що для його повороту спочатку необхідно змістити чашку 3 вліво. Крім того, на чашці 3 розміщено три защіпки 5, що дають змогу візуально, на дотик і за характерним клацанням, проконтролювати закриття з'єднання. Таке з'єднання широко використовується для ручного з'єднання-роз'єднання трубопроводів, розміщених у знімних агрегатах. Очевидно, що воно є непридатним для аварійного роз'єднання.

Швидкорознімне самозапирне з'єднання (див. рис. 5.34, б) [222] виконується з допомогою шарикового замка. Кульки 23, розміщені в обоймі клапана 2, при сполученні з упором 15 западають у його канавку й блокуються в ній ковзною чашкою 3. Для того щоб упор 15 міг пройти через обойму із кульками 23 при сполученні, у чашці 3 передбачено внутрішню канавку. При цьому кульки 22, розміщені в обоймі фітинга 1, утримують чашку 3 у прибраному положенні доти, доки упор 15 не зсуне клапан 2 у граничне ліве положення. Таким чином, для розкриття цього з'єднання необхідно змістити ковзну чашку 3 вліво так, щоб кульки 23 змогли зміститися в його канавку та звільнили упор 15, після чого ліва половинка може бути відокремлена від правої. Таке з'єднання застосовується не тільки для ручного з'єднання-роз'єднання трубопроводів, розміщених у знімних агрегатах, але й для їх аварійного роз'єднання під дією сили, прикладеної до ковзної чашки 3 і напрямленої вліво. Необхідно пам'ятати, що швидкорознімні з'єднання розкриваються тільки під дією сили розтягнення.

Самозапирне з'єднання відриву (див. рис. 5.34, в) [269] дає змогу заблокувати випліскування палива під час руйнування з'єднання під дією розтягнення, зрізу або згину. Руйнівними елементами в ньому є муфта 26 і шпилька 27. При їх руйнуванні клапани 2 і 6 запирають кожен свою половинку з'єднання під дією пружин 9 і 18.

Самозапирне з'єднання відриву (див. рис. 5.34, г) [151] містить два кульових крани 28, які встановлено у фітингах 1 і 7 на двох осях 29. Шліци на торцях осей є механічними індикаторами закритого або відкритого положення кранів. У робочому стані лицьові боки куль з'єднано руйнівною шпилькою 31, встановленою у гнізда їх горизонтальної поперечини. Пружини кручення 32 намагаються повернути кулі на закриття до упорів. Фітинги 1 і 7 з'єднуються крихкими болтами 30. Таким чином, під час руйнуван-

ня болтів 30 і шпильки 31 під дією розтягнення, зрізу або згину; під впливом пружин 32 кульові крани 28 повернуться на осях 29 на  $90^\circ$  до упорів і заблокують проходження палива через кожену половину з'єднання. Вкладиші 33 мінімізують кількість палива, яке може випліскуватися під час руйнування з'єднання.

**Клапани запобігання розливу**, установлені в лініях подання палива в основні двигуни перед входом у двигунові відсіки, призначено для припинення подання палива в зону двигуна, коли двигун не працює або під час аварії. У разі відсутності цих клапанів при руйнуванні паливних або масляних трубопроводів рідина буде розливатися. Якщо це руйнування відбулося в зоні двигуна, то ймовірним є займання, що спричиняється гарячими поверхнями або іншими джерелами. Використання самозапірних клапанів відриву одноразового або швидкорознімного типу може зупинити розливання палива, але це потребує переміщень і сил реакції для розкриття або спрацьовування. На багатьох невеликих ЛА конструкція є просто недостатньо міцною, щоб утворити сили, необхідні для спрацьовування самозапірних клапанів. Звісно, можна виконати місцеве зміцнення конструкції, використати троси або і те і інше, однак це призводить до збільшення маси.

Клапан запобігання розливу, який показано на рис. 5.35 [18], складається з вузла корпусу клапана, елементів зворотного клапана, що керується командним тиском, плунжера ручного перепуску, вузла керувального троса ручного перепуску та ущільнювальних кілець.

Коли ЛА не функціонує та пусковий підкачувальний насос двигуна вимкнено, надходження палива за протипожежну перегородку двигуна блокується клапаном запобігання розливу (див. рис. 5.35, а). При цих умовах немає тиску палива (командного тиску), прикладеного до клапана запобігання розливу, і клапан залишається закритим.

Звичайний запуск і робота двигуна на ЛА, обладнаних клапаном запобігання розливу, відповідають нормальній експлуатації, за виключенням того, що важіль ручного перепуску клапана запобігання розливу має бути задіяний перед увімкненням пускового паливного насоса (див. рис. 5.35, б). Після запуску двигуна важіль ручного перепуску повертається в нормальне положення.

Перезапуск двигуна в польоті також відповідає рекомендованій нормальній експлуатації ЛА, за виключенням того, що важіль ручного перепуску має бути задіяний перед увімкненням пускового паливного насоса. Після успішного перезапуску двигуна важіль ручного перепуску повертається в нормальне положення.

Під час роботи двигуна ЛА в нормальних умовах (див. рис. 5.35, в) паливо подається із паливних баків по паливних лініях до клапана запобігання розливу. Паливо входить у клапан запобігання розливу, проходить крізь внутрішні елементи клапана й після виходу з клапана потрапляє в паливний фільтр ЛА та ПНД. У цьому випадку командний тиск палива утримує клапан відкритим.

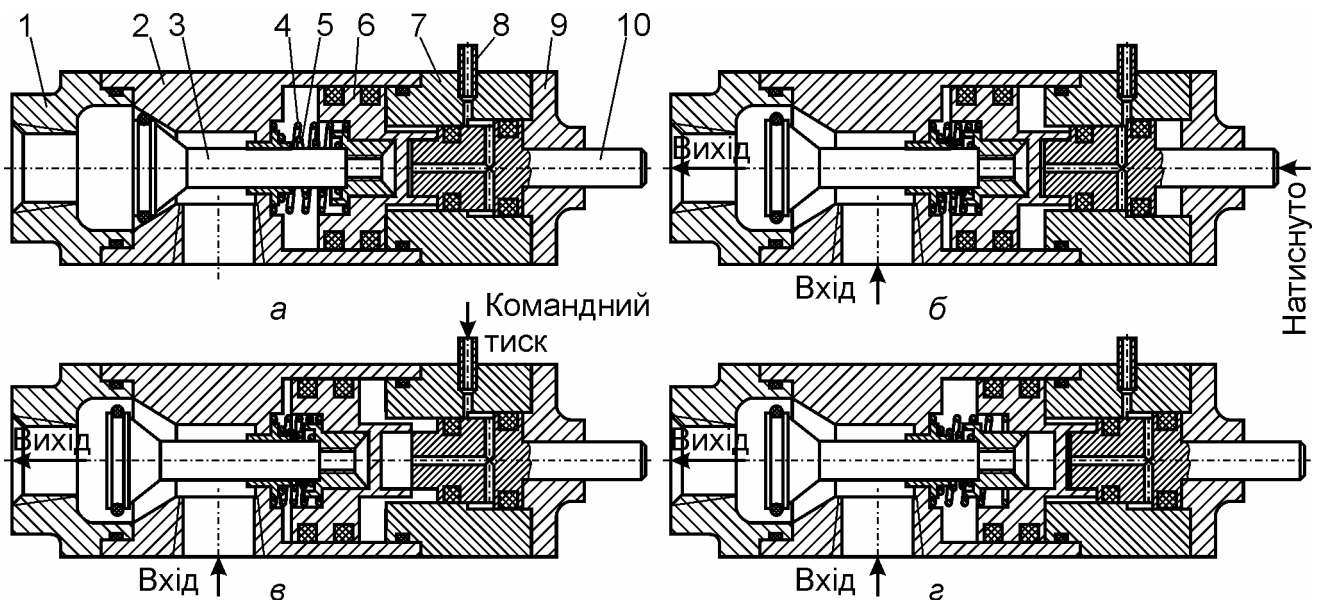


Рис. 5.35. Клапан запобігання розливу:

- а — двигун зупинений, клапан закритий; б — двигун запускається, клапан відкритий вручну; в — двигун працює, клапан відкритий командним тиском; г — лінія командного тиску обірвана, клапан відкритий всмоктуванням ПНД;  
 1, 9 — кришки; 2, 7 — корпуси; 3 — клапан; 4, 5 — пружини; 6 — поршень;  
 8 — трубка підведення командного тиску; 10 — плунжер

Клапани запобігання розливу, що сертифіковані FAA, потребують для відкриття клапана вдвічі більшого тиску, ніж тиск палива, що утворюється повними паливними баками, розміщеними настільки вище клапана, наскільки це можливо під час аварії.

В умовах раптової зупинки двигуна клапан запобігання розливу реагує на втрату командного тиску й припиняє подання палива (див. рис. 5.35, а). Стан після раптової зупинки двигуна є ідентичним статичному стану системи.

Клапан спроектовано так, щоб відмова в поданні командного тиску палива до клапана, тобто руйнування лінії командного тиску, не спричинила зупинки двигуна. Розміри клапана вибрано так, що ПНД може всмоктувати достатню кількість палива через клапан запобігання розливу на всіх режимах від малого газу до максимального (див. рис. 5.35, г). Робота клапана на цьому режимі є аналогічною роботі перепускного клапана фільтра. При руйнуванні лінії командного палива подальшому випліскуванню можна запобігти або звести його до мінімуму шляхом установлення samozапирного клапана відриву, жиклера, що обмежує витрату, або їх обох.

Сьогодні **підкачувальні насоси** іноді встановлюють у м'яких паливних баках і жорстко кріплять до конструкції ЛА. Руйнування насосного вузла під час аварійної посадки може спричинити випліскування палива, а також електричну іскру, від якої паливо займається.

Сучасний технічний рівень проектування паливних систем вертольотів дає змогу зменшити кількість електропривідних підкачувальних на-

сосів. Пневмотурбопривідні підкачувальні насоси та ПНД, що виконують всмоктування, які застосовуються зараз, є менш небезпечною альтернативою електропривідним підкачувальним насосам. Коли для запуску двигуна або інших цілей (для роботи ДСУ) необхідним є тиск палива, можна розглянути електропривідні насоси. Якщо з цією метою використовуються ЕВН, то вони мають бути знеструмлені, як тільки вони перестають бути необхідними.

Якщо відповідно до конструктивних вимог підкачувальний насос має бути встановлений у паливному баці вертольота, то рекомендується, щоб насос був пневмотурбопривідним і був жорстко закріплений тільки до паливного бака. Якщо насос має підтримуватися або кріпитися до конструкції ЛА, то необхідно використовувати **руйнівні кріплення**, як показано на рис. 3.23, ж [18].

У місцях технологічних і монтажних рознімів використовують такі види **з'єднання** жорстких труб: ніпельні, телескопічні, дюритові, штуцерні, фланцеві та муфтові. Гнучкі шланги з'єднують з допомогою металевих наконечників.

Елементами **ніпельного з'єднання** є трубопроводи, ніпель, накидна гайка та штуцер або конус (рис. 5.36). Ущільнення з'єднання відбувається внаслідок щільного контакту між внутрішнім конусом ніпеля та відповідною конічною або сферичною поверхнею. Трубопровід може бути розвальцьований по ніпелю (зазвичай у ПС ЛА), припаяний або приварений до нього (у ПС двигунів). Для поліпшення антифрикційних властивостей нарізної пари різь гайки (у ПС двигунів) покривають технічним сріблом.

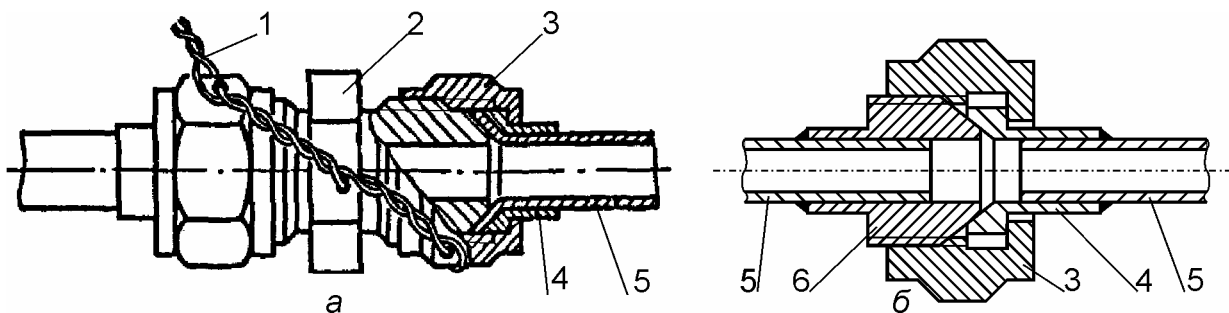


Рис. 5.36. Ніпельні з'єднання:

- a* — із розвальцюванням трубопроводу; *б* — зі зварюванням або паянням;  
 1 — контрвальний дріт; 2 — штуцер-прохідник; 3 — накидні гайки; 4 — ніпелі;  
 5 — трубопроводи; 6 — конус

Для трубопроводів великих діаметрів у паливних системах ЛА найчастіше застосовують **телескопічні (гумометалеві) з'єднання** (рис. 5.37, *a*, *б*), які дають змогу компенсувати монтажні напруження, неспіввісність і теплові розширення, що виникають унаслідок нерівномірного нагрівання деталей. У пожежонебезпечних зонах (у мотогондолах і пілонах над гарячими частинами двигунів) і в герметичних зонах фюзеляжу такі з'єднання можуть мати герметизувальні кожухи з дренажем за борт (див. рис. 5.37, *б*).

У паливних системах ЛА у випадках, коли необхідно компенсувати незначні неспіввісності або запобігти передаванню вібрацій, можуть застосовуватися **дюритові з'єднання** (рис. 5.37, в, г), що складаються з гнучкої дюритової трубки 20 і двох (для дренажних трубопроводів) або чотирьох (для паливних трубопроводів) хомутів 7. Алюмінієві трубопроводи розвальцьовують на кінцях (рис. 5.37, в), до сталевих приварюють фланці з виступами (рис. 5.37, г).

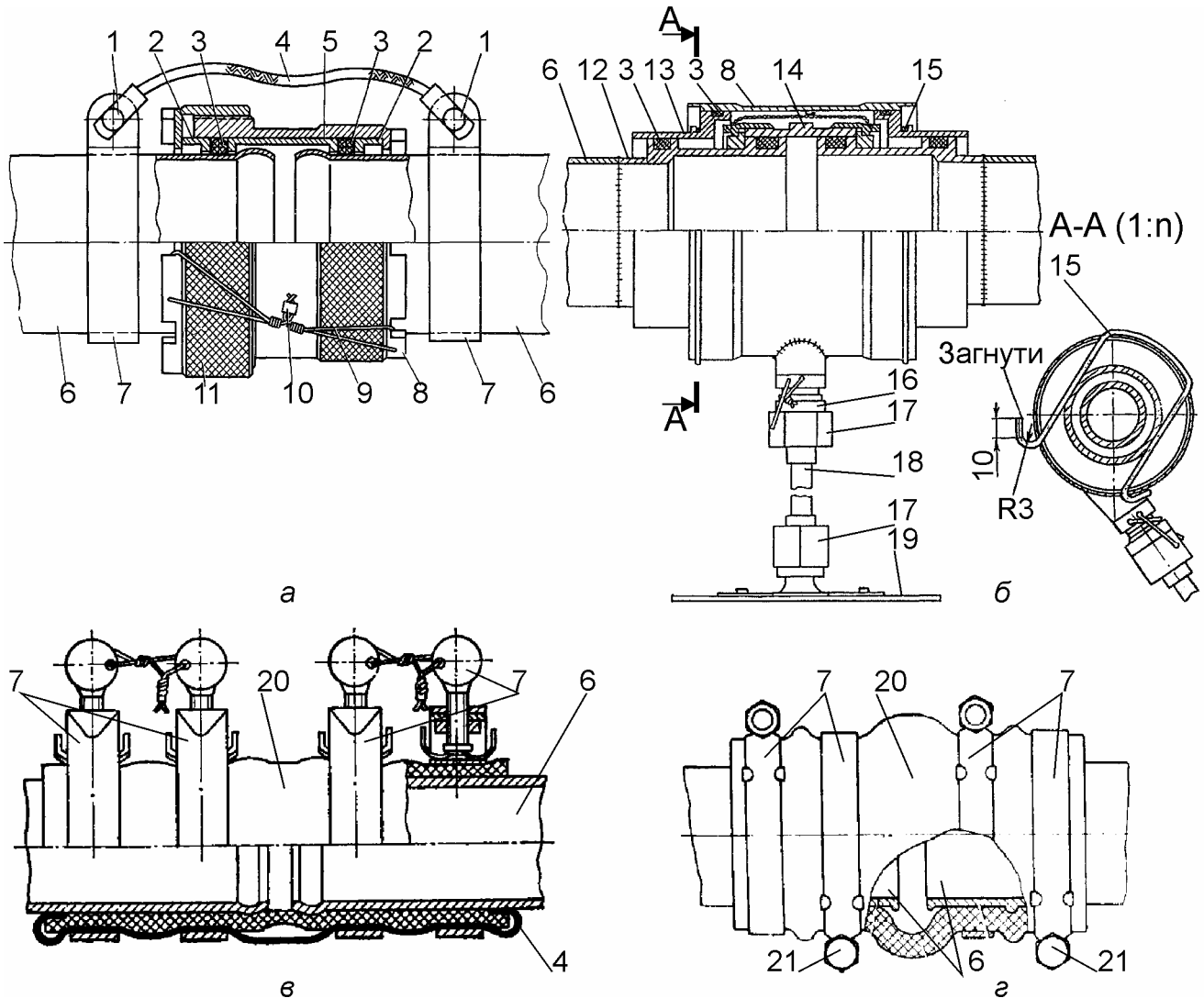


Рис. 5.37. Телескопічні (а, б) і дюритові (в, г) з'єднання:

а, в — із розвальцьовуванням трубопроводів; б, г — із привареними фланцями;  
 1 — гвинти; 2 — упорні кільця; 3 — гумові кільця; 4 — перекладка металізації;  
 5 — проставка; 6 — трубопроводи; 7 — хомути; 8 — кожух; 9 — контрувальний дріт;  
 10 — свинцева пломба; 11, 17 — гайки; 12 — фланець; 13 — втулка;  
 14 — телескопічне з'єднання; 15 — контрувальна скоба; 16 — штуцер; 18 — дренажна трубка;  
 19 — зовнішня обшивка; 20 — дюритові трубки; 21 — болти

Елементи **штуцерних** (рис. 5.38, а) **та фланцевих** (рис. 5.38, б) з'єднань ущільнюють з допомогою гумових ущільнювальних кілець.

Руйнування трубопроводів зазвичай має втомний характер і відбувається в місцях приварювання або припаювання ніпеля або деталей

з'єднувальної арматури, під затискачами кріплення трубопроводу до корпусу двигуна, а також у місцях максимального згинання.

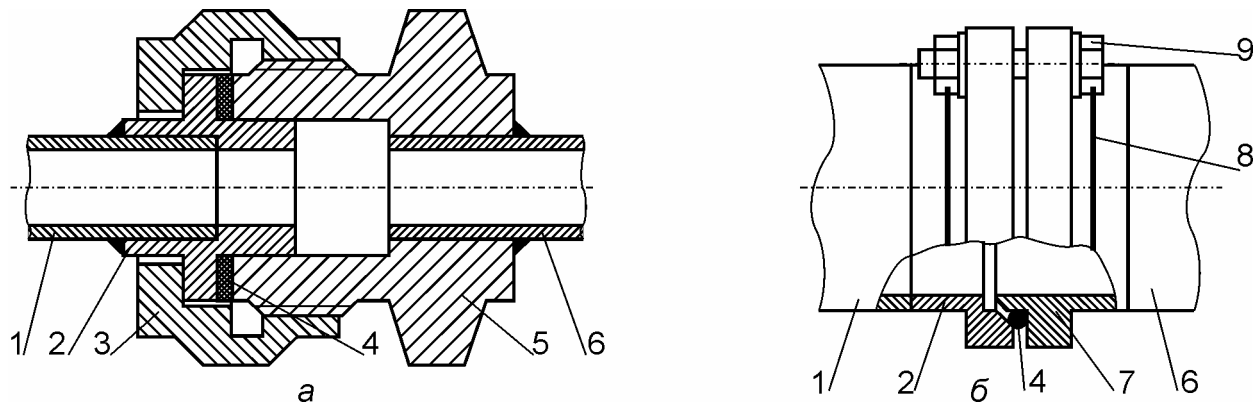


Рис. 5.38. Штуцерне (а) і фланцеве (б) з'єднання:

1, 6 — трубопроводи, що з'єднуються; 2, 7 — фланці; 3 — накладна гайка; 4 — ущільнювальні кільця; 5 — штуцер; 8 — контрувальний дріт; 9 — болтове з'єднання

Для зниження рівня вібрацій ділянки трубопроводів відстроюють від резонансів підвищенням жорсткості трубопроводів або зміненням способу кріплення. Під колодками кріплення встановлюють демпфери коливань (дротові, гумові, фторопластові). Іноді між жорсткими трубами передбачають ділянки із гнучкими трубопроводами — гумотканинними шлангами із зовнішнім зміцнювальним металевим обплетенням і внутрішнім металевим каркасом. Такі трубопроводи є нечутливими до вібрацій, зручними в монтажі, але мають підвищену масу.

## 5.5. Розрахунки підсистеми подання палива

### 5.5.1. Висотність паливної системи. Кавітація

**Висотністю паливної системи** називають максимальну висоту польоту ЛА, до якої паливна система забезпечує безперебійне подання палива у двигун.

Як відомо, кількість повітря, розчиненого в паливі, є прямо пропорційною тиску. Таким чином, при зниженні тиску нижче величини, при якій відбулося насичення палива повітрям, воно буде виділятися із палива. Зниження тиску може бути спричинено підніманням ЛА на більшу висоту, гідравлічними втратами, а також розрідженням на вході в насос. Виділення повітря відбувається дуже інтенсивно — за час менше однієї секунди. У подальшому повітря, що виділилося з палива, утворює суспензію (механічну суміш).

Здатність палив розчиняти й виділяти повітря негативно впливає на роботу паливної системи, оскільки наявність повітря в паливі спричиняє появу двофазного стисливого середовища. Це, своєю чергою, призводить до зменшення масової витрати палива через насос, спричиняє пульсації



тиску, перебої в поданні палива і навіть зрив горіння у двигуні, а також підвищує гідравлічні втрати в магістралях і погіршує змащення.

Масова витрата та ККД насосів знижуються, тому що під час надходження палива до всмоктувальної порожнини насосів, де тиск може бути значно меншим від атмосферного, відбувається виділення повітря у вигляді бульбашок, які, розширюючись, частково заповнюють робочі камери насосу, замінюючи собою паливо.

Крім того, під час сполучення робочої камери із порожниною нагнітання виникає зворотний потік палива із лінії високого тиску, який супроводжується гідравлічним ударом. Гідравлічні удари спричиняють ерозійне зношення агрегатів, а коливання тиску — втомні руйнування.

Такий процес утворення пароповітряних бульбашок у зоні зниженого тиску та їх подальшого схлопування в зоні підвищеного тиску, що відбувається в обмеженій області рідини внаслідок гідродинамічного впливу, називають **кавітацією**.

Кавітація — це шкідливе явище. Практично висотність паливної системи й визначається можливістю її роботи без кавітації. Оскільки внаслідок гідравлічних втрат уздовж потоку тиск палива падає, то місцем найбільш імовірної появи кавітації є вхід у насос. Кавітаційні властивості насосів визначаються **кавітаційними характеристиками**, що зв'язують тиск на вході із подачею насоса або утворюваним перепадом тиску (рис. 5.39). Їх отримують шляхом випробувань при постійних обертах робочого колеса та температурі. Для визначення подачі насоса під час випробувань підтримують постійний перепад тиску, а для визначення перепаду тиску — постійну подачу. На цих графіках тиск на вході вздовж осі абсцис відлічують справа наліво, що зберігає вигляд графіків при добавленні шкали висоти польоту.

Теоретично відмова насоса (через кавітацію) настає при тиску, що дорівнює тиску насиченої пари палива. Практично тиск у самому насосі буде меншим від тиску на вході в нього. Це призводить до виникнення кавітації раніше, ніж тиск на вході зменшиться до тиску насиченої пари, тобто на меншій висоті. Тому для забезпечення надійної роботи насосів необхідно створити деякий надлишковий тиск на вході в насос — кавітаційний запас  $\Delta p_{\text{кав}}$  (див. рис. 5.39). Тоді мінімальний потрібний тиск на вході в насос, що забезпечує його безкавітаційну роботу, визначається співвідношенням

$$p_{\text{вх}} \geq p_{\text{вх min}} = p_{t4/1} + \Delta p_{\text{кав}} \quad (5.1)$$

Ця умова, яка має виконуватися на всіх режимах польоту, при всіх можливих перевантаженнях і температурах, є основною умовою в розрахунку на висотність.

Кавітаційний запас визначається конструкцією насоса, місцем його встановлення, рівнем зношення, частотою обертання та вмістом повітря в паливі. Визначити його точно можна лише шляхом випробувань. У

табл. 5.1 наведено статистичні дані про кавітаційні запаси й перепади тиску, що створюється насосами різного призначення.

Таблиця 5.1

Параметри насосів

Тип насоса	$\Delta p_n$ , кПа	$\Delta p_{\text{кав}}$ , кПа
ПНЛ	100...350	10...25
ПНД	500...600	30...80
ОНД	6000...8000	150...300

### 5.5.2. Вихідні дані для розрахунку на висотність

Для виконання розрахунку паливної системи на висотність необхідно мати:

- а) компоувальну схему паливної системи в трьох проекціях із зазначенням довжин трубопроводів і місць розміщення агрегатів;
- б) необхідну об'ємну витрату палива залежно від режиму польоту ( $M$ ,  $H$ , ступеня дроселювання двигунів);
- в) характеристики палива (густина, кінематичну в'язкість, тиск насиченої пари) у вигляді функцій від температури;
- г) кавітаційні й напірні характеристики насосів.

Згідно з АП 25/29.955а\*/с подання палива має здійснюватися при найгірших умовах щодо висоти польоту, просторового положення ЛА тощо, а також при непрацюючих бакових насосах підкачування та при поданні палива в два двигуни з одного бака з відкритим краном перехресного живлення.

Практично розрахунки виконують для найбільш несприятливих і важких умов роботи (рис. 5.40):

**1. Політ на висоті максимальної швидкості** (для літаків зі стелею вище 11000 м — це 11000 м). Режим роботи двигуна — максимальний або форсований. Перевантаження — найбільш несприятливі щодо їх впливу на тиск перед ПНД (для цивільної авіації можна брати  $n_x = -0,3...0,3$ ;  $n_y = -0,5...n_{y(A)}^e$ ;  $n_z = 0$ ). Розрахункова температура палива — максимальна (для дозвукових ЛА — 45 °С або більше; для надзвукових — 100 °С або більше) [19].

**2. Політ на стелі.** Висота: для неманеврених літаків — статична стеля; для маневрених — динамічна; швидкість польоту — така, що відповідає стелі. Режим роботи двигуна — максимальний або форсований. Інерційними втратами можна знехтувати (тобто перевантаження можна брати такими:  $n_x = 0$ ,  $n_y = 1$ ,  $n_z = 0$ ).

**3. Політ на режимі, що відповідає максимальній витраті палива.** Режим роботи двигунів — максимальний або форсований. Паливо — найбільш в'язке із використовуваних на літаку. Розрахункова температура

палива — мінімальна ( $-50 \dots -60 \text{ }^\circ\text{C}$ ). Один ПНЛ працює на два двигуни через відкритий кран перехресного живлення.

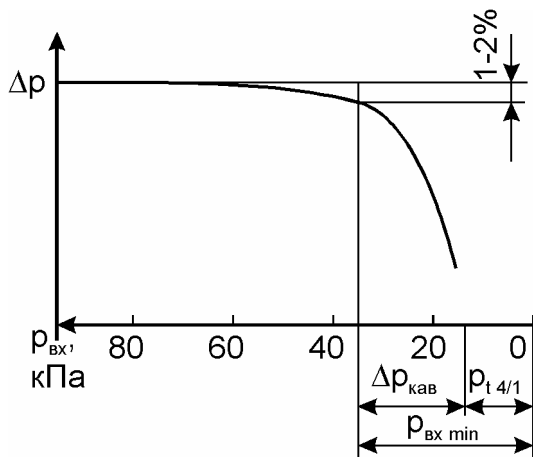


Рис. 5.39. Кавітаційна характеристика насоса

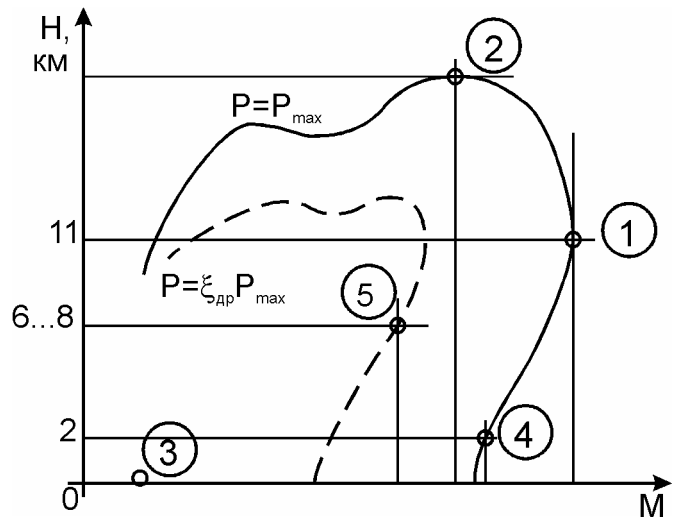


Рис. 5.40. Діаграма режимів польоту літака

Випадки роботи ПС із ПНЛ, що відмовив (інерційні втрати беруться такими, що дорівнюють нулю).

**4. Злітний режим** роботи двигунів. Розрахункова висота 2000 м.

**5. Крейсерський режим** роботи двигунів. Розрахункова висота 6000...8000 м.

**Проектувальний розрахунок** на висотність виконують з метою забезпечення роботи паливних насосів без кавітації. При цьому визначають внутрішній діаметр трубопроводу подання палива, надлишковий тиск у витратному баці, об'єм паливного акумулятора й підбирають ПНЛ.

Під час **перевірною розрахунку** визначають висотність (максимальну висоту польоту або досягнутий тиск на вході в насоси) наявної паливної системи, порівнюють із заданою й роблять висновок про відповідність.

### 5.5.3. Розрахунок гідравлічних та інерційних втрат тиску

**Гідравлічні втрати** ( $\Delta p_r^{i-k}$ ) під час проходження палива на ділянці трубопроводу  $i-k$  складаються з втрат від тертя  $\Delta p_{тер}$  і місцевих втрат  $\Delta p_M$ .

Для усталеного руху палива в горизонтальному трубопроводі з постійним діаметром **втрати від тертя** визначаються формулою

$$\Delta p_{тер}^{i-k} = \lambda \frac{l_{i-k}}{d} \frac{\rho_n v_i^2}{2},$$

де  $\lambda$  — коефіцієнт опору тертя;  $l_{i-k}$  — довжина ділянки трубопроводу  $i-k$ ;  $d$  — діаметр трубопроводу;  $\rho_n$  — густина палива;  $v_i$  — швидкість палива в точці  $i$  трубопроводу (якщо відомою є об'ємна витрата палива  $Q$ , то швидкість визначається формулою  $v_i = 4Q/\pi d^2$ ).

Коефіцієнт опору тертя  $\lambda$  змінюється залежно від режиму проходження палива, що визначається числом Рейнольдса

$$Re = \frac{v_n d}{\nu} = \frac{4Q}{\pi d \nu},$$

де  $\nu$  — коефіцієнт кінематичної в'язкості.

Для ламінарного режиму проходження палива, коли  $Re < 2300$ , коефіцієнт опору тертя  $\lambda = 64/Re$ .

Для турбулентного режиму, коли  $Re \in [3000; 10^5]$ , коефіцієнт опору тертя  $\lambda = 0,3164/\sqrt[4]{Re}$ ; коли  $Re \in (10^5; 5 \cdot 10^6)$ , коефіцієнт опору тертя  $\lambda = 0,09/\sqrt[7]{Re}$ .

Для гнучких шлангів коефіцієнт опору тертя необхідно збільшити на 30 %:  $\lambda_{г.ш} = 1,3\lambda$ .

**Місцеві втрати** виникають при зміні перерізу або напрямку потоку, що спричиняє вихороутворення. Місцеві втрати тиску визначають за формулою

$$\Delta p_M^{i-k} = \sum \xi_M \frac{\rho_n v_i^2}{2},$$

де  $\xi_M$  — коефіцієнти місцевого опору на ділянці  $i-k$ ;  $v_i$  — більша зі швидкостей палива до та після опору. Значення коефіцієнтів місцевого опору визначають експериментально або із довідкової літератури (табл. 5.2). Якщо місцеві опори віддалені один від одного на відстань не менше 20 діаметрів трубопроводу, то при розрахунку користуються принципом накладення втрат, вважаючи, що загальні втрати дорівнюють арифметичній сумі окремих місцевих опорів. Якщо ж вони розміщені поблизу один від одного, то їх вважають окремою групою і знаходять коефіцієнт втрат експериментально.

Таблиця 5.2

Коефіцієнти місцевих опорів

Місцевий опір	$\xi_M$	Місцевий опір	$\xi_M$
Вхід в бак із трубопроводу	1	З'єднання самозапірне	2...2,5
Вихід із бака в трубопровід	0,5	Трійник	1,5...2,5
Кран запірний	1,0...2,5	Косинець	1,2...1,3
Зворотний клапан	1,7...2,0	Фільтр сітчастий	1,5...2,5
Витратомір	7...10	Коліно із кутом заокруглення $\varphi^\circ$	$0,2\varphi/90$
З'єднання дюритове	0,2...0,3	Непрацюючий ПНЛ, Па·с <sup>2</sup> /м <sup>9</sup>	$1,2 \cdot 10^9$

Таким чином, гідравлічні втрати можна подати у вигляді співвідношення

$$\Delta p_r^{i-k} = \Delta p_{тер}^{i-k} + \Delta p_M^{i-k} = \left( \lambda \frac{l_{i-k}}{d} + \sum \xi_M \right) \frac{\rho_n v_i^2}{2} = \zeta_{екв} \frac{\rho_n v_i^2}{2}, \quad (5.2)$$

де  $\zeta_{екв} = \lambda \frac{l_{i-k}}{d} + \sum \xi_M$  — еквівалентний коефіцієнт гідравлічних втрат.

**Інерційні втрати** тиску спричиняються силами інерції в паливній магістралі, що виникають під час руху ЛА з прискоренням:

$$\Delta p_{ін}^{i-k} = \rho_{пг} [n_x l_x + (n_y - 1) l_y + n_z l_z], \quad (5.3)$$

де  $n_i$  — коефіцієнт перевантаження вздовж осі  $i$ ;  $l_i$  — проекція ділянки трубопроводу  $i-k$  на ось  $i$  з урахуванням знака (рис. 5.41):

- $l_x > 0$  при русі палива (із бака до ПНД) від хвоста до носа;
- $l_y > 0$  при русі палива (із бака до ПНД) знизу вгору;
- $l_z > 0$  при русі палива (із бака до ПНД) зліва направо.

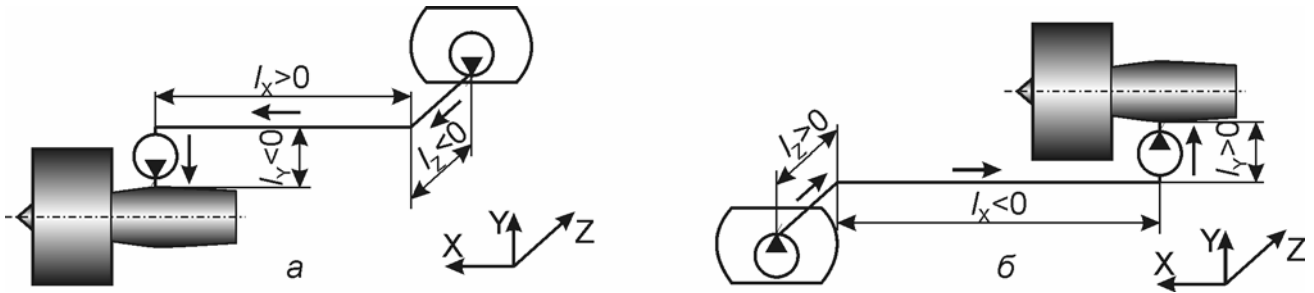


Рис. 5.41. Правило знаків проєкцій

#### 5.5.4. Розрахунок на висотність із працюючим ПНЛ

Спрощену розрахункову схему подання палива до ПНД зображено на рис. 5.42. Для визначення тиску на вході в ПНЛ і ПНД запишемо два рівняння Бернуллі: перше — для перерізів Б-Б (бак) — В-В (вхід); друге — для перерізів Л-Л (літак) — Д-Д (двигун):

$$p_H + \Delta p_B + \rho_{пг} g y_B + \frac{\rho_{пг} v_B^2}{2} = p_{вх}^{ПНЛ} + \rho_{пг} g y_V + \frac{\rho_{пг} v_V^2}{2} + \Delta p_r^{Б-В} + \Delta p_{ін}^{Б-В}; \quad (5.4)$$

$$p_{вх}^{ПНЛ} + \rho_{пг} g y_L + \frac{\rho_{пг} v_L^2}{2} = p_{вх}^{ПНД} + \rho_{пг} g y_D + \frac{\rho_{пг} v_D^2}{2} + \Delta p_r^{Л-Д} + \Delta p_{ін}^{Л-Д}. \quad (5.5)$$

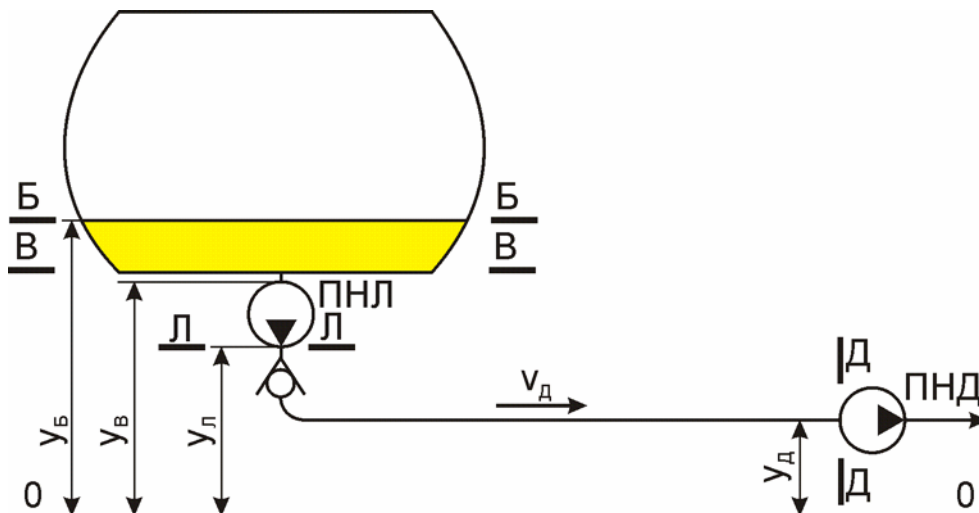


Рис. 5.42. Розрахункова схема насосного подання палива до ПНД

Розглянемо величини, що входять у ці рівняння:

- $p_H$  — тиск на розрахунковій висоті (якщо немає більш точних даних, то беруть згідно з Міжнародною стандартною атмосферою [6]);
- $\Delta p_B$  — надлишковий тиск у баці, що створюється внаслідок швидкісного напорю або наддування (див. розд. 8).
- $\rho_n, \rho_{t4/1}$  — густина та тиск насиченої пари палива при розрахунковій температурі;
- $\Delta p_r^{i-k}, \Delta p_{in}^{i-k}$  — гідравлічні й інерційні втрати тиску, що визначаються формулами (5.2) і (5.3);
- $g$  — прискорення вільного падіння;
- $y_i, v_i$  — рівень і швидкість  $v_i = 4Q/\pi d^2$  руху палива у відповідній точці трубопроводу.

Діаметр трубопроводу  $d$  на ділянці між насосами зазвичай беруть постійним. Витрата палива  $Q, \text{ м}^3/\text{с}$ , визначається як сума

$$Q = Q_{\text{дв}} + Q_{\text{пер}},$$

де  $Q_{\text{дв}}$  — потрібна витрата палива для двигуна;  $Q_{\text{пер}}$  — витрата палива через перепускну магістраль (охолодження ПРТ, активного й командного палива).

Потрібна витрата палива для двигуна визначається формулою

$$Q_{\text{дв}} = \frac{P(M, N, \xi_{\text{др}}) C_P(M, N, \xi_{\text{др}})}{3600 \rho_n},$$

де  $P(M, N, \xi_{\text{др}}), C_P(M, N, \xi_{\text{др}})$  — тяга,  $N$  (або потужність, кВт), і питома витрата палива, кг/Н·год (або кг/кВт·год), для одного двигуна на цьому режимі польоту. Якщо від одного трубопроводу в нормальній ситуації живляться кілька двигунів, то отриману витрату необхідно помножити на кількість двигунів, що живляться від цього трубопроводу.

Із двох параметрів (швидкість руху палива й діаметр трубопроводу) необхідно задати тільки один. Зазвичай спочатку задають швидкість у діапазоні  $v = 2 \dots 3 \text{ м/с}$ , а потім корегують діаметр з урахуванням сортаменту труб. Тут потрібно мати на увазі, що при великих діаметрах труб збільшується маса й ускладнюється компонування трубопроводів; а при малих — збільшуються потрібні перепад тиску й потужність ПНЛ.

До цих рівнянь необхідно додати мінімальні тиски входження у ПНЛ та ПНД згідно з формулою (5.1):

$$p_{\text{вх min}}^{\text{ПНЛ}} = p_{t4/1} + \Delta p_{\text{кав}}^{\text{ПНЛ}}; \quad p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}} = p_{t4/1} + \Delta p_{\text{кав}}^{\text{ПНД}}. \quad (5.6)$$

Площа перерізу бака (Б-Б) перевищує площу перерізу трубопроводу (Д-Д) у декілька тисяч разів. У стільки ж разів швидкість палива в баці  $v_B$  є меншою за швидкість у трубопроводі  $v_D$ . Тоді, знехтувавши швидкістю в баці  $v_B$ , із першого рівняння Бернуллі (5.4) можна отримати висотність паливної системи за ПНЛ:

$$p_H = p_{\text{вх min}}^{\text{ПНЛ}} + \Delta p_r^{\text{Б-В}} + \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-В}} - \rho_n g(y_B - y_V) - \Delta p_B + \frac{\rho_n v_B^2}{2}$$

або

$$p_{\text{вх}}^{\text{ПНЛ}} = p_H + \Delta p_B - \Delta p_r^{\text{Б-В}} - \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-В}} + \rho_n g(y_B - y_V) - \frac{\rho_n v_B^2}{2} \geq p_{\text{вх min}}^{\text{ПНЛ}}. \quad (5.7)$$

Нехтуючи гідравлічними  $\Delta p_r^{\text{Б-В}}$  та інерційними  $\Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-В}}$  втратами, різницею рівнів палива  $y_B - y_V$  і швидкістю на вході в ПНЛ  $v_B$  через їх малість для внутрішньооб'єктових насосів, для розрахунку висотності ПНЛ отримаємо спрощені вирази

$$p_H \approx p_{\text{вх min}}^{\text{ПНЛ}} - \Delta p_B \quad \text{або} \quad p_{\text{вх}}^{\text{ПНЛ}} \approx p_H + \Delta p_B \geq p_{\text{вх min}}^{\text{ПНЛ}}. \quad (5.8)$$

Для проектувального розрахунку використаємо нерівність

$$\Delta p_B \geq p_{\text{вх min}}^{\text{ПНЛ}} - p_H. \quad (5.9)$$

Із рівняння Бернуллі для перерізів Л-Л і Д-Д (5.5) можна отримати тиск на вході в ПНД:

$$p_{\text{вх}}^{\text{ПНД}} = p_{\text{вих}}^{\text{ПНЛ}} - \Delta p_r^{\text{Л-Д}} - \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Л-Д}} + \rho_n g(y_L - y_D) + \frac{\rho_n}{2}(v_L^2 - v_D^2) \geq p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}}. \quad (5.10)$$

Записавши різницю повних тисків за і перед ПНЛ, отримаємо перепад тиску, що створюється насосом:

$$\Delta p_{\text{ПНЛ}} = (p_{\text{вих}}^{\text{ПНЛ}} - p_{\text{вх}}^{\text{ПНЛ}}) + (\rho_n g y_L - \rho_n g y_V) + \left( \frac{\rho_n v_L^2}{2} - \frac{\rho_n v_V^2}{2} \right),$$

звідки знаходимо статичний тиск за ПНЛ:

$$p_{\text{вих}}^{\text{ПНЛ}} = (p_{\text{вх}}^{\text{ПНЛ}} + \Delta p_{\text{ПНЛ}}) + \rho_n g(y_V - y_L) + \frac{\rho_n}{2}(v_V^2 - v_L^2). \quad (5.11)$$

Підставивши (5.11) у (5.10), отримаємо тиск на вході в ПНД:

$$p_{\text{вх}}^{\text{ПНД}} = p_{\text{вх}}^{\text{ПНЛ}} + \Delta p_{\text{ПНЛ}} - \Delta p_r^{\text{Л-Д}} - \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Л-Д}} + \rho_n g(y_V - y_D) + \frac{\rho_n}{2}(v_V^2 - v_D^2) \geq p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}}. \quad (5.12)$$

Використовуємо статичний тиск на вході в ПНЛ із (5.7):

$$p_{\text{вх}}^{\text{ПНЛ}} = p_H + \Delta p_B - \Delta p_r^{\text{Б-В}} - \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-В}} + \rho_n g(y_B - y_V) - \frac{\rho_n v_B^2}{2}. \quad (5.13)$$

Підставивши  $p_{\text{вх}}^{\text{ПНЛ}}$  із виразу (5.13) у рівняння (5.12), отримаємо формулу для перевірного розрахунку за умовою висотності ПНД:

$$p_{\text{вх}}^{\text{ПНД}} = p_H + \Delta p_B + \Delta p_{\text{ПНЛ}} - \Delta p_r^{\text{Б-Д}} - \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-Д}} + \rho_n g(y_B - y_D) - \frac{\rho_n v_D^2}{2} \geq p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}}, \quad (5.14)$$

або, якщо виразити  $p_H$  для отримання висотності, то

$$p_H = p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}} + \Delta p_r^{\text{Б-Д}} + \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-Д}} - \rho_n g(y_B - y_D) - \Delta p_B - \Delta p_{\text{ПНЛ}} + \frac{\rho_n v_D^2}{2}. \quad (5.15)$$

Для проектувального розрахунку (підбір ПНЛ) отримаємо

$$\Delta p_{\text{ПНЛ}} \geq p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}} - p_H - \Delta p_r^{\text{Б-Д}} + \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-Д}} - \rho_n g(y_B - y_D) + \frac{\rho_n v_D^2}{2}. \quad (5.16)$$

Таким чином, для випадку насосного подання палива до ПНД використовуємо: рівняння (5.8) для перевірного розрахунку за умовою висотності ПНЛ; рівняння (5.14) або (5.15) для перевірного розрахунку за умовою висотності ПНД. У проектувальному розрахунку використовуємо нерівності: (5.9) для підбору надлишкового тиску в баці та (5.16) для підбору ПНЛ. Необхідно зазначити, що розрахунковий перепад тиску ПНЛ, отриманий за цими формулам, має забезпечуватися при заданій витраті  $Q$ .

Якщо у витратному баці встановлено більше одного ПНЛ, то під час розрахунку враховується тільки один з них (у випадку резервування — резервний ПНЛ вимкнено; у випадку дублювання вважається, що інші ПНЛ вийшли з ладу).

### 5.5.5. Розрахунок на висотність з працюючим ПНЛ і відкритим краном перехресного живлення

Розрахункова схема подання палива від одного витратного бака до двох двигунів при відкритому крані перехресного живлення (рис. 5.43) складається з трьох ділянок.

**Перша ділянка:** між ПНЛ і трійником кільцювання (місцем з'єднання лінії подання із магістраллю кільцювання), включаючи трійник.

**Друга ділянка:** між трійником кільцювання й ПНД відповідного двигуна.

**Третя ділянка:** між трійником кільцювання й ПНД двигуна, що живиться через магістраль перехресного живлення.

Із рисунка видно, що умови входження в ПНЛ відповідають попередній задачі. Таким чином, для перевірного розрахунку за умовою висотності ПНЛ використовуємо рівняння (5.8), а для проектувального — нерівність (5.9).

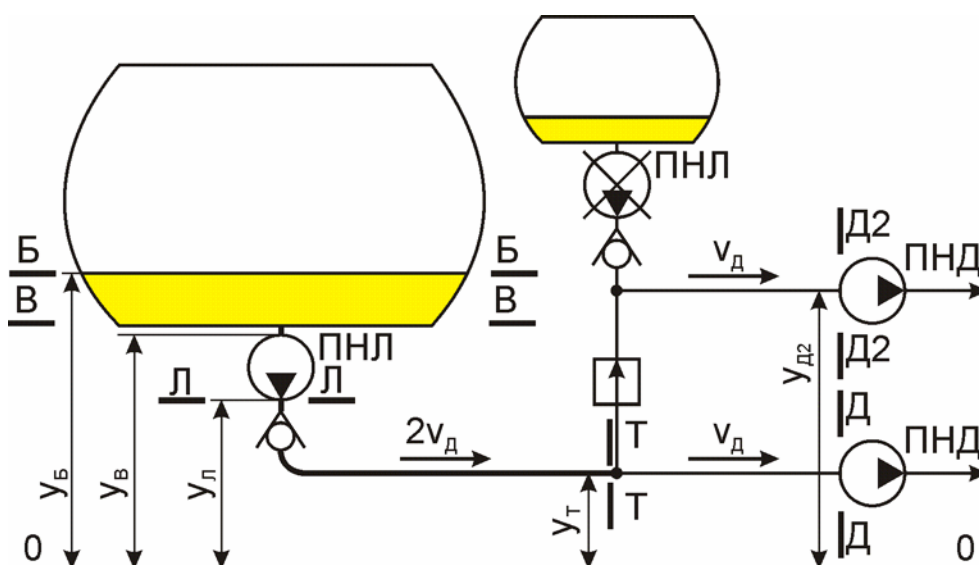


Рис. 5.43. Розрахункова схема насосного подання палива до двох ПНД при відкритому крані перехресного живлення



На першій ділянці проходить усе паливо для обох двигунів. Запишемо рівняння Бернуллі для перерізів Л-Л (літак) і Т-Т (трійник):

$$p_{\text{вих}}^{\text{ПНЛ}} + \rho_{\text{п}} g y_{\text{Л}} + \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{Л}}^2}{2} = p_{\text{Т}} + \rho_{\text{п}} g y_{\text{Т}} + \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{Т}}^2}{2} + \Delta p_{\text{г}}^{\text{Л-Т}} + \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Л-Т}},$$

звідки можна знайти тиск у перерізі трійника:

$$p_{\text{Т}} = p_{\text{вих}}^{\text{ПНЛ}} - \Delta p_{\text{г}}^{\text{Л-Т}} - \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Л-Т}} + \rho_{\text{п}} g (y_{\text{Л}} - y_{\text{Т}}) + \frac{\rho_{\text{п}}}{2} (v_{\text{Л}}^2 - v_{\text{Т}}^2).$$

Підставляючи в останній вираз значення тиску на виході з ПНЛ, знайдені за формулами (5.11) та (5.13), отримуємо

$$p_{\text{Т}} = p_{\text{Н}} + \Delta p_{\text{Б}} + \Delta p_{\text{ПНЛ}} - \Delta p_{\text{г}}^{\text{Б-Т}} - \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-Т}} + \rho_{\text{п}} g (y_{\text{Б}} - y_{\text{Т}}) - \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{Т}}^2}{2}. \quad (5.17)$$

Із двох шляхів проходження палива (по другій і третій ділянках) останній, по-перше, є довшим (на довжину магістралі перехресного живлення), а по-друге, містить більше місцевих опорів (як мінімум додатковий трійник і кран перехресного живлення). Таким чином, найбільш імовірним місцем виникнення кавітації буде вхід у ПНД, що живиться через магістраль перехресного живлення.

Тепер запишемо рівняння Бернуллі для перерізів Т-Т — Д2-Д2:

$$p_{\text{Т}} + \rho_{\text{п}} g y_{\text{Т}} + \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{Т}}^2}{2} = p_{\text{вх}}^{\text{ПНД}} + \rho_{\text{п}} g y_{\text{Д2}} + \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{Д}}^2}{2} + \Delta p_{\text{г}}^{\text{Т-Д2}} + \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Т-Д2}},$$

звідки можна виразити шуканий тиск на вході в ПНД

$$p_{\text{вх}}^{\text{ПНД}} = p_{\text{Т}} - \Delta p_{\text{г}}^{\text{Т-Д2}} - \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Т-Д2}} + \rho_{\text{п}} g (y_{\text{Т}} - y_{\text{Д2}}) + \frac{\rho_{\text{п}}}{2} (v_{\text{Т}}^2 - v_{\text{Д}}^2).$$

Підставляючи сюди вираз для  $p_{\text{Т}}$  із (5.17), отримуємо остаточно умову для роботи ПНД без кавітації:

$$p_{\text{вх}}^{\text{ПНД}} = p_{\text{Н}} + \Delta p_{\text{Б}} + \Delta p_{\text{ПНЛ}} - \Delta p_{\text{г}}^{\text{Б-Д2}} - \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-Д2}} + \rho_{\text{п}} g (y_{\text{Б}} - y_{\text{Д2}}) - \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{Д}}^2}{2} \geq p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}}, \quad (5.18)$$

або, якщо виразити  $p_{\text{Н}}$  для отримання висотності, то

$$p_{\text{Н}} = p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}} + \Delta p_{\text{г}}^{\text{Б-Д2}} + \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-Д2}} - \rho_{\text{п}} g (y_{\text{Б}} - y_{\text{Д2}}) - \Delta p_{\text{Б}} - \Delta p_{\text{ПНЛ}} + \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{Д}}^2}{2}. \quad (5.19)$$

Для проектувального розрахунку (підбір ПНЛ) отримуємо

$$\Delta p_{\text{ПНЛ}} \geq p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}} - p_{\text{Н}} - \Delta p_{\text{Б}} + \Delta p_{\text{г}}^{\text{Б-Д2}} + \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-Д2}} - \rho_{\text{п}} g (y_{\text{Б}} - y_{\text{Д2}}) + \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{Д}}^2}{2}. \quad (5.20)$$

На перший погляд, отримані формули відрізняються від результатів попередньої задачі тільки позначеннями. Однак основна відмінність полягає в розрахунку гідравлічних втрат:

$$\Delta p_{\text{г}}^{\text{Б-Д2}} = \Delta p_{\text{г}}^{\text{Б-Т}} + \Delta p_{\text{г}}^{\text{Т-Д2}} = \zeta_{\text{екв}}^{\text{Б-Т}} \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{С}}^2}{2} + \zeta_{\text{екв}}^{\text{Т-Д2}} \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{Д}}^2}{2}, \quad (5.21)$$

де  $v_{\text{Д}} = 4Q/\pi d^2$  — швидкість палива на другій і третій ділянках, а  $v_{\text{Л}} = 4(2Q)/\pi d^2 = 2v_{\text{Д}}$  — швидкість палива на першій ділянці, де витрата палива є подвійною.

### 5.5.6. Розрахунок на висотність із ПНЛ, що відмовив

Розрахункову схему цієї задачі показано на рис. 5.44. Оскільки ПНЛ не працює, для нього не потрібно розглядати умову висотності, тобто необхідно розглянути тільки висотність ПНД.

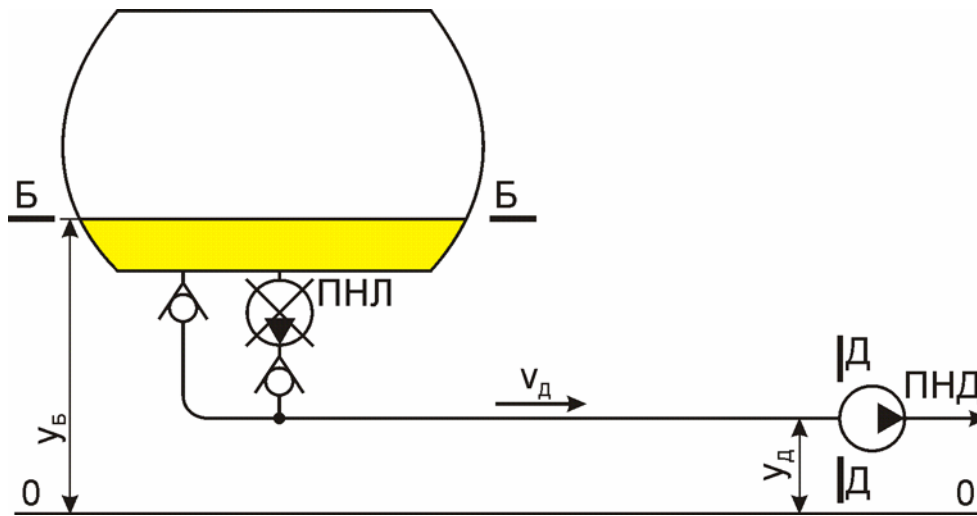


Рис. 5.44. Розрахункова схема подання палива до ПНД всмоктуванням

За відсутності самопливного клапана другою відмінністю цієї задачі є проходження палива через ПНЛ, що відмовив і спричиняє додатковий опір

$$\Delta p_r^{\text{ПНЛ}} = \xi_{\text{ПНЛ}} Q^2,$$

де  $\xi_{\text{ПНЛ}}$  — коефіцієнт втрат, що залежить від конструкції ПНЛ і який орієнтовно можна взяти таким:  $\xi_{\text{ПНЛ}} = 1,2 \cdot 10^9 \text{ Па} \cdot \text{с}^2/\text{м}^9$ .

Записавши рівняння Бернуллі для перерізів (Б-Б) — (Д-Д) і виразивши з нього тиск на вході в ПНД, можна отримати

$$p_{\text{вх}}^{\text{ПНД}} = p_H + \Delta p_B - \Delta p_r^{\text{ПНЛ}} - \Delta p_r^{\text{Б-Д}} - \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-Д}} + \rho_n g(y_B - y_D) - \frac{\rho_n v_D^2}{2} \geq p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}}, \quad (5.22)$$

або, якщо виразити  $p_H$  для отримання висотності, то

$$p_H = p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}} + \Delta p_r^{\text{ПНЛ}} + \Delta p_r^{\text{Б-Д}} + \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-Д}} - \rho_n g(y_B - y_D) - \Delta p_B + \frac{\rho_n v_D^2}{2}. \quad (5.23)$$

Для проектувального розрахунку (підбір надлишкового тиску в баці) маємо

$$\Delta p_B \geq p_{\text{вх min}}^{\text{ПНД}} - p_H + \Delta p_r^{\text{ПНЛ}} + \Delta p_r^{\text{Б-Д}} + \Delta p_{\text{ін}}^{\text{Б-Д}} - \rho_n g(y_B - y_D) + \frac{\rho_n v_D^2}{2}. \quad (5.24)$$

У випадку наявності самопливного клапана втрати тиску при проходженні палива через ПНЛ потрібно брати такими, що дорівнюють нулю, а самопливний клапан урахувати в коефіцієнтах місцевих опорів як зворотний клапан.

Якщо висотність паливної системи є недостатньою, то можна використовувати різні **методи підвищення висотності**, найбільш раціональними з яких є:

- зменшення довжини трубопроводів і місцевих гідравлічних опорів шляхом розміщення витратного бака якомога ближче до двигуна;
- застосування насосів з високими кавітаційними характеристиками, тобто з малим кавітаційним запасом (для чого в насосах часто застосовується підірний ступінь), а також відмова від всмоктувальних патрубків і встановлення внутрішньобакових насосів.

Для висотних надзвукових літаків додатково використовують:

- запобігання перегріванню палива шляхом вироблення палива на-самперед із найбільш нагрітих баків, теплоізоляції баків або заправлення літака охолодженим паливом;
- закриту систему дренажу із наддуванням від компресора або систему нейтрального газу;
- палива з низьким тиском насиченої пари;
- дегазацію палива перед заправленням.

Однак необхідно враховувати збільшення маси паливної системи у випадку застосування теплоізоляції, наддування або системи нейтрального газу, а також зниження експлуатаційної технологічності при використанні охолоджених, дегазованих або спеціальних палив.

### 5.5.7. Розрахунок на висотність при наявності паливного акумулятора

У випадку встановлення паливного акумулятора (ПА) необхідно визначити об'єм ПА, витрату палива на його зарядження, спроектувати наддування ПА й підібрати ПНЛ із урахуванням зарядження ПА.

**Об'єм ПА**  $V_{ПА}$ ,  $m^3$ , складається з об'ємів паливної  $V_{п}$  і повітряної  $V_{пов}$  камер. Об'єм паливної камери можна знайти, знаючи об'ємну витрату палива на заданому режимі  $(Q_{дв} + Q_{пер})$ ,  $m^3/c$ , і потрібний час живлення двигунів паливом  $\tau_{ПА}$ , с:

$$V_{п} = (Q_{дв} + Q_{пер})\tau_{ПА}.$$

Час живлення двигунів паливом задають залежно від типу ПА. Для цивільної авіації зазвичай достатньо 5 с на максимальному режимі роботи (практично час живлення становить 7...10 с). Для надзвукових маневрених літаків час нормується окремо для форсованого й максимального режимів ( $\tau_{ф} = 5$  с,  $\tau_{мах} = 10...15$  с).

Досвід показує, що оптимальний об'єм паливної камери акумулятора  $V_{п} \approx 0,633V_{ПА}$ , тоді загальний об'єм ПА можна знайти за формулою

$$V_{ПА} = \frac{V_{п}}{0,633} = 1,58(Q_{дв} + Q_{пер})\tau_{ПА}.$$

Для визначення **витрати палива на зарядження ПА** необхідно задати час його зарядження  $\tau_{зар}$ , с, тоді

$$Q_{ПА} = \frac{V_{п}}{\tau_{зар}} = (Q_{дв} + Q_{пер}) \frac{\tau_{ПА}}{\tau_{зар}}.$$

Час зарядження ПА визначає частоту повторюваності від'ємних або навколонульових перевантажень і становить близько 30 с.

Витрату на зарядження ПА необхідно враховувати при розрахунку висотності паливної системи для ділянки трубопроводу між ПНЛ і ПА.

**Наддування ПА** виконується від компресора двигуна, тиск наддування підтримується відносно тиску у витратному баці (рис. 5.45).

Спочатку запишемо рівняння Бернуллі для перерізів (А-А) і (Д-Д) при розрядженні акумулятора

$$p_A + \rho_{п} g y_A + \frac{\rho_{п} v_A^2}{2} = p_{вх}^{ПНД} + \rho_{п} g y_D + \frac{\rho_{п} v_D^2}{2} + \Delta p_r^{A-D} + \Delta p_{ін}^{A-D},$$

звідки можна знайти мінімально необхідний тиск у ПА:

$$p_{Amin} = p_{вх min}^{ПНД} + \Delta p_r^{A-D} + \Delta p_{ін}^{A-D} + \rho_{п} g (y_D - y_A) + \frac{\rho_{п}}{2} (v_D^2 - v_A^2). \quad (5.25)$$

Щоб знайти надлишковий тиск наддування відносно тиску у витратному баці, запишемо рівняння Бернуллі при зарядженні акумулятора для перерізів по мембрані акумулятора (М-М) та по входу в бак лінії запобіжного клапана (В-В):

$$p_A + \rho_{пов} g y_M + \frac{\rho_{пов} v_M^2}{2} = p_H + \Delta p_B + \rho_{пов} g y_B + \frac{\rho_{пов} v_B^2}{2} + \Delta p_{зк} + \Delta p_r^{M-B} + \Delta p_{ін}^{M-B},$$

де  $\Delta p_{зк}$  — шуканий тиск відкриття запобіжного клапана;

$$\Delta p_{зк} = p_A - p_H - \Delta p_B - \Delta p_r^{M-B} - \Delta p_{ін}^{M-B} + \rho_{пов} g (y_M - y_B) + \frac{\rho_{пов}}{2} (v_M^2 - v_B^2).$$

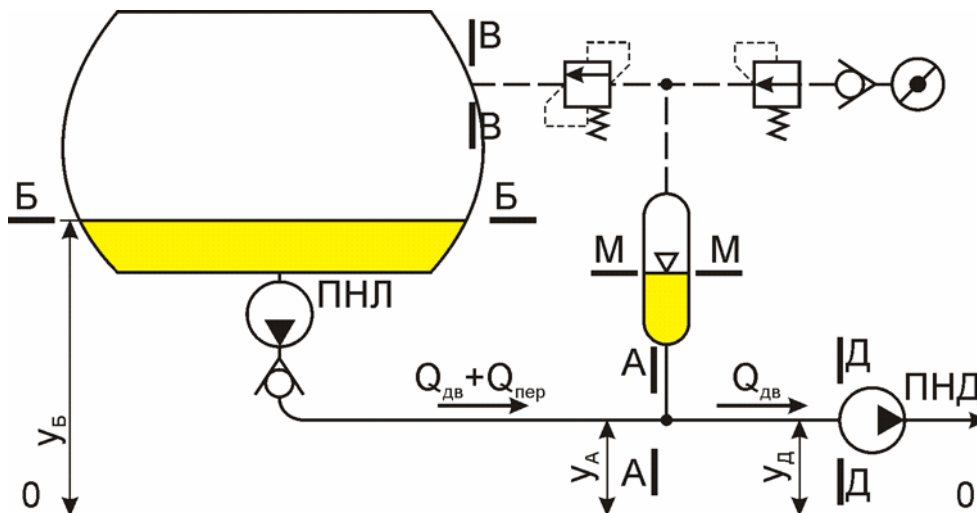


Рис. 5.45. Розрахункова схема подання палива до ПНД при наявності ПА

Оскільки це рівняння записано для проходження повітря, інерційними втратами, різницею рівнів і швидкостей можна знехтувати:

$$\Delta p_{зк} = p_A - p_H - \Delta p_B - \Delta p_r^{M-B}. \quad (5.26)$$

Підставляючи сюди тиск в акумуляторі з формули (5.25), отримаємо остаточно тиск наддування ПА відносно тиску в баці:

$$\Delta p_{3K} \geq p_{\text{вхmin}}^{\text{ПНД}} + \Delta p_{\text{r}}^{\text{A-D}} + \Delta p_{\text{ин}}^{\text{A-D}} + \rho_{\text{п}} g (y_{\text{д}} - y_{\text{А}}) + \frac{\rho_{\text{п}}}{2} (v_{\text{д}}^2 - v_{\text{А}}^2) - p_{\text{н}} - \Delta p_{\text{Б}} - \Delta p_{\text{r}}^{\text{M-B}}. \quad (5.27)$$

Щоб **підібрати ПНЛ**, необхідно розглянути зарядження ПА. Для цього запишемо рівняння Бернуллі для перерізів (Б-Б) і (А-А):

$$p_{\text{н}} + \Delta p_{\text{Б}} + \Delta p_{\text{ПНЛ}} + \rho_{\text{п}} g y_{\text{Б}} + \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{Б}}^2}{2} = p_{\text{А}} + \rho_{\text{п}} g y_{\text{А}} + \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{А}}^2}{2} + \Delta p_{\text{r}}^{\text{Б-A}} + \Delta p_{\text{ин}}^{\text{Б-A}}.$$

Виразивши звідси перепад тиску ПНЛ і підставивши значення  $p_{\text{А}}$ , знайдене з (5.26), отримаємо (швидкістю руху палива в баці можна знехтувати) таке:

$$\Delta p_{\text{ПНЛ}} \geq \Delta p_{3K} + \Delta p_{\text{r}}^{\text{M-B}} + \Delta p_{\text{r}}^{\text{Б-A}} + \Delta p_{\text{ин}}^{\text{Б-A}} + \rho_{\text{п}} g (y_{\text{А}} - y_{\text{Б}}) + \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{А}}^2}{2}. \quad (5.28)$$

Необхідно зазначити, що в (5.28) другий доданок визначає втрати тиску повітря в лінії запобіжного клапана як доповнення до тиску відкриття самого клапана, у випадку короткого трубопроводу цим доданком можна знехтувати. Водночас третій доданок визначає втрати тиску палива на ділянці ПНЛ — ПА, де під час зарядження акумулятора необхідно враховувати додаткову витрату

$$Q = Q_{\text{дв}} + Q_{\text{пер}} + Q_{\text{ПА}}. \quad (5.29)$$

Аналізуючи останні два рівняння, можна зробити висновок, що збільшення потрібної потужності ПНЛ буде найменшим при встановленні паливного акумулятора якомога ближче до ПНЛ, що й слід уважати його оптимальним положенням.

### Контрольні запитання

1. Для чого призначено підсистему подання палива?
2. Які вимоги ставляться до підсистеми подання палива?
3. Опишіть переваги, недоліки й області застосування подання палива всмоктуванням (самопливом).
4. Опишіть переваги, недоліки й області застосування подання палива витисненням.
5. Опишіть переваги, недоліки й області застосування подання палива насосом.
6. Опишіть переваги, недоліки й області застосування найпростішої (паралельної без перемикування) схеми об'єднання баків.
7. Опишіть переваги, недоліки й області застосування паралельної (з перемикуванням) схеми об'єднання баків.
8. Опишіть способи забезпечення заданого порядку вироблення палива при паралельній схемі об'єднання баків.
9. Опишіть переваги, недоліки й області застосування послідовної (з витратними баками) схеми об'єднання баків.

10. У чому полягають особливості змішаної схеми об'єднання баків?
11. У чому полягають особливості конвертованої (багаторежимної) схеми об'єднання баків?
12. Опишіть переваги, недоліки й області застосування централізованого подання палива.
13. Опишіть переваги, недоліки й області застосування централізовано-автономного подання палива.
14. Опишіть переваги, недоліки й області застосування автономного (незалежного) подання палива.
15. Опишіть переваги, недоліки й області застосування надмірного (два витратних баки на один двигун) подання палива.
16. Яким чином вибирають місця розміщення витратних баків?
17. Опишіть переваги, недоліки й області застосування дублювання ПНЛ.
18. Опишіть переваги, недоліки й області застосування резервування ПНЛ.
19. Що являють собою самопливні клапани? Де їх застосовують?
20. Що називається перехресним живленням? У яких випадках воно є неприйнятним?
21. Які способи використовуються для підвищення надійності роботи перехресного живлення паливом?
22. Які два способи перехресного живлення паливом застосовуються при кількості двигунів більше двох?
23. Що являють собою крани або клапани об'єднання витратних баків?
24. Що являють собою відсіки від'ємних перевантажень?
25. Які дві головні функції виконують паливні акумулятори? На яких ЛА?
26. Опишіть схему встановлення паливного акумулятора.
27. У чому полягає причина появи повітряних пробок у ПС? Що передбачають для їх усунення?
28. Що може зробити екіпаж у польоті для запобігання кристалізації палива в баках при низьких температурах повітря?
29. Що передбачають розробники для запобігання кристалізації води в паливі при низьких температурах повітря?
30. Які конструктивні рішення використовують для запобігання витіканню палива з лінії подання?
31. Опишіть типову схему підсистеми подання палива для неманевреного літака.
32. Опишіть типову схему підсистеми подання палива для маневреного літака.
33. Опишіть типову схему підсистеми подання палива для вертольота.
34. Опишіть типову схему підсистеми подання палива для поршневого ЛА.

35. Які типи насосів застосовують у паливних системах ЛА?
36. Які три види струму використовуються в авіації? У чому полягають причини переходів від одного виду струму до іншого?
37. Опишіть переваги, недоліки й області застосування електропривідних насосів постійного струму.
38. Опишіть переваги, недоліки й області застосування електропривідних насосів змінного струму.
39. Що являють собою внутрішньобакові насоси? У чому полягають їх переваги й недоліки?
40. Яким є призначення монтажного пристрою внутрішньобакового насоса?
41. Що являють собою позабакові насоси? У чому полягають їх переваги й недоліки?
42. Що являють собою пневмотурбопривідні насоси? У чому полягають їх переваги й недоліки?
43. Що являють собою гідротурбопривідні насоси? У чому полягають їх переваги й недоліки? З якою метою їх застосовують?
44. Що являють собою гідропривідні насоси? У чому полягають їх переваги й недоліки? Наведіть приклади їх застосування.
45. Що являють собою струминні насоси? У чому полягають їх переваги й недоліки?
46. Що може бути джерелом активного палива?
47. З якою метою застосовують підкачувальні насоси двигуна?
48. Чим приводяться в рух підкачувальні насоси двигуна?
49. Які типи насосів застосовують у паливних системах двигуна?
50. З якою метою в насосах об'ємного типу встановлюється редукційний клапан?
51. Що являють собою плунжерні насоси? У чому полягають їх переваги й недоліки?
52. Що являють собою шестеренні насоси? У чому полягають їх переваги й недоліки?
53. Опишіть конструкцію паливного акумулятора.
54. Опишіть конструкцію пристрою, що забезпечує роботу ПНЛ в умовах від'ємних перевантажень.
55. Що являють собою паливорідинні теплообмінники? З якою метою їх застосовують?
56. Які вимоги ставляться до паливних фільтрів?
57. Якою є тонкість фільтрації паливних фільтрів, установлених на ЛА та на двигуні?
58. Що являє собою сітчастий фільтр?
59. З якою метою на фільтрі встановлюють перепускний клапан і сигналізатор тиску?
60. Які вимоги ставляться до трубопроводів і з'єднань?
61. З яких матеріалів виготовляють жорсткі трубопроводи?

62. У яких випадках застосовують гнучкі трубопроводи?
63. Опишіть конструкцію ніпельного з'єднання.
64. Опишіть конструкцію дюритового з'єднання.
65. Опишіть конструкцію телескопічного (гумометалевого) з'єднання трубопроводів.
66. Яким чином виконують телескопічні з'єднання в герметичних зонах фюзеляжу або в пожежонебезпечних зонах?
67. Що називають висотністю паливної системи?
68. Що таке кавітація?
69. До чого призводить наявність повітря в паливі?
70. У чому полягає сенс кавітаційного запасу насоса?
71. Чому дорівнює мінімальний потрібний тиск на вході в насос?
72. Які початкові дані необхідно знати для розрахунку паливної системи на висотність?
73. Що є результатом проектувального й перевірного розрахунків паливної системи на висотність?
74. Як розраховуються гідравлічні втрати від тертя під час проходження палива по трубопроводу?
75. Як розраховуються місцеві гідравлічні втрати?
76. Як розраховуються інерційні втрати тиску?
77. Як визначається потрібна об'ємна витрата палива двигуна?
78. Як записується умова висотності паливної системи?
79. Назвіть особливості розрахунку на висотність з відкритим краном перехресного живлення.
80. Назвіть особливість розрахунку на висотність з ПНЛ, що відмовив.
81. Які методи застосовуються для збільшення висотності паливної системи?
82. Назвіть особливості розрахунку на висотність при наявності паливного акумулятора.



## 6. ПІДСИСТЕМА ПЕРЕКАЧУВАННЯ ПАЛИВА

За призначенням підсистеми перекачування<sup>1</sup> поділяють на основні, допоміжні й балансувальні.

### 6.1. Підсистема основного перекачування

#### 6.1.1. Призначення, вимоги та класифікація

Підсистему основного перекачування призначено для переміщення основної маси палива з чергових баків у витратні в польоті. Така підсистема є необхідною при послідовній, змішаній або конвертованій підсистемах вироблення.

Згідно з АП 23/25/27/29.955,957 до підсистеми основного перекачування ставляться такі **вимоги**:

1. Якщо для нормальної роботи паливної системи необхідно перекачати паливо в інший бак, то перекачування палива має відбуватися автоматично через систему, яка підтримує рівень палива в поповнюваному баці в допустимих межах під час польоту або експлуатації ЛА на землі (АП 27/29.955b).

2. Підсистеми дренажу й перекачування палива мають бути спроектовані так, щоб не допускати пошкоджень конструктивних елементів ЛА у випадку переповнення будь-якого бака (АП 23/25/29.957b).

3. У самопливних паливних системах має бути виключено переповнення будь-якого паливного бака, що могло б призвести до витікання палива через дренаж при повних паливних баках (АП 23/29.957a).

Крім того, підсистема перекачування має забезпечувати підтримання заданого рівня палива у витратних баках.

Для перекачування використовують усі три відомі **способи**. Його вибір насамперед визначається розміщенням бака й типом ЛА. Так, для крилових і фюзеляжних баків зазвичай використовується насосний спосіб (із використанням ЕВН або СН), а на маневрених літаках — іноді витиснення (МиГ-21/23/25). Як резервний спосіб перекачування може також використовуватися самоплив (МиГ-23/29, F-16/18/117/23). Паливо із зовнішніх баків у більшості випадків перекачується витисненням, тільки у рідких випадках застосовують насоси (Ка-50, В-1, В-58, конформні баки F-15E). Паливо із додаткових баків може перекачуватися самопливом (Ми-8/26), витисненням (А-310) і насосами (В-1, F-111, СН-47).

Теоретично можна виділити три основні **схеми перекачування**: променева, колекторна й каскадна. Розглянемо їх послідовно.

У **променевих схемах перекачування** кожен черговий бак з'єднаний з витратним баком окремим трубопроводом. Загальною перева-

<sup>1</sup> Термін «підсистема перекачування» є невдалим, оскільки у багатьох випадках використовується перекачування самопливом або витисненням. Правильніше було б використовувати термін «підсистема переміщення» палива.

гою променевих схем є найбільша надійність перекачування, оскільки пошкодження будь-якого трубопроводу або відмова клапана на його кінці не може впливати на перекачування з інших баків або спричинити неконтрольоване перетікання палива між черговими баками. Загальними недоліками таких схем є велика довжина трубопроводів і, отже, велика маса системи перекачування, а також велика кількість керувальних пристроїв і сигналізаторів. Порядок вироблення палива при такій схемі забезпечується керувальними клапанами у витратних баках за рівнем палива в них.

Розрізняють променеві схеми з виділеними групами баків (з прямим перекачуванням) (рис. 6.1, а) та зі спільними черговими баками (з перехресним перекачуванням) (рис. 6.1, б).

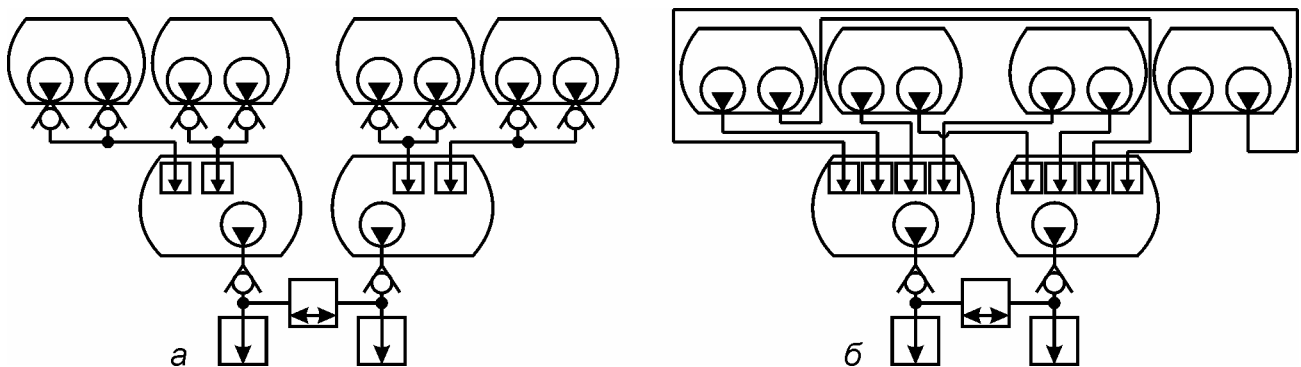


Рис. 6.1. Променеві схеми перекачування

У **променевій схемі з виділеними групами баків** чергові баки поділено на групи, призначені кожному двигуну або групі двигунів. У межах кожної групи чергові баки з'єднані зі своїм витратним баком окремими трубопроводами з клапанами керування перекачуванням на кінцях. Насоси в чергових баках зазвичай забезпечують витрату палива, що дорівнює витраті палива двигунів, що живляться від цієї групи на крейсерському режимі польоту. На максимальному режимі зазвичай дозволяється деяке зниження рівня у витратних баках. Перевагою такої схеми є повна незалежність підсистем перекачування для кожної групи двигунів і простота керування (для цього необхідно, щоб сумарний об'єм баків у групах був однаковим). Недоліком схеми є неможливість вироблення палива з чергового бака при відмові відповідного керувального клапана. Для всього ЛА така схема застосовується достатньо рідко (Ту-134, S-3). Її окремим випадком є променева схема із централізованим подаванням палива (Су-27, Ту-154). Однак у разі розміщення чергових баків по різні боки від витратних така схема забезпечує мінімальну масу й застосовується для окремих баків у фюзеляжі (МиГ-29, F-18/111) або розвантажувальних баків на кінцях крила (Ил-62/86/96, А-320/330/340, В-747).

У **променевій схемі зі спільними баками** немає поділу баків на групи, а чергові баки об'єднуються із декількома витратними баками окремими трубопроводами. Перевагами цієї схеми є її максимальна на-

дійність і живучість, а також велика гнучкість перекачування, що дає змогу виробляти паливо із груп баків різного об'єму. Недоліками схеми є найбільші складність і маса конструкції. Така схема застосовується вкрай рідко, її частково реалізовано на літаку Concorde, де чергові баки межують з двома витратними.

У **колекторних схемах перекачування** ряд чергових баків з'єднується з витратним баком спільним колектором перекачування, унаслідок чого зменшується маса підсистеми перекачування порівняно з променевими схемами. Загальними недоліками таких схем є менша надійність, необхідність установлення зворотних клапанів і можливість неконтрольованого перетікання палива між черговими баками при відмові цих клапанів або порушення черги перекачування у витратний бак через різницю рівнів палива в чергових баках. Послідовність перекачування (порядок вироблення) палива при цій схемі керується за даними від сигналізаторів рівня чергових баків. Керувальні клапани у витратних баках тільки запобігають їх переповненню. Тут також розрізняють схеми з виділеними групами та зі спільними баками.

У **колекторній схемі із виділеними групами** (рис. 6.2, а) баки всередині кожної групи з'єднуються зі своїм витратним баком спільним колектором. Перевагою такої схеми є мінімальна маса, недоліком — мінімальна надійність. Така схема застосовується досить широко для літака в цілому (Ан-124, В-1, С-5, F-14/117, Tornado) або для окремих баків (баки зовнішніх двигунів на Ил-76, ППБ на АН-64). Окремим випадком цієї схеми є колекторна схема із централізованим поданням палива (А-5, ХВ-70).

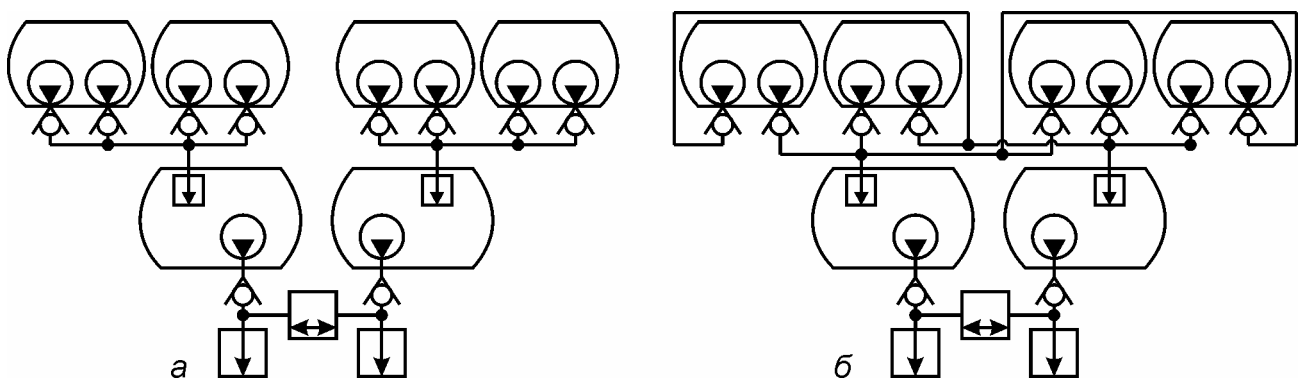


Рис. 6.2. Колекторні схеми перекачування

У **колекторній схемі зі спільними баками** (рис. 6.2, б) чергові баки приєднано до колекторів декількох витратних баків. Перевагами схеми є гнучкість керування та більша, ніж у попередньому випадку, надійність, недоліками — значна складність системи та її велика маса. Така схема для ЛА в цілому застосовується відносно рідко (А-380, F-4/15/23). Однак вона дуже часто використовується для баків у центроплані (Ил-62/86/96, Ту-334, А-330/340, Concorde, DC-10, RRJ).

У **каскадній схемі перекачування** чергові баки об'єднано в ланцюжок із послідовним перекачуванням. Перевагами схеми є мінімальна маса й простота керування, недоліками — мінімальна надійність і жорсткий порядок перекачування. Для ЛА в цілому схема застосовується на деяких легких ЛА (Ка-27/32, L-410, AV-8, F-16, резервна на YF-23). Водночас схема використовується для перекачування з окремих баків: фюзеляжних (А-6), крилових (МиГ-29, А-3, F-18) або ППБ (МиГ-25, Ми-24). Ця схема також широко використовується для внутрішньобакового перекачування, у тому числі всередині ППБ. Частіше використовується схема із виділеними групами баків (рис. 6.3, а) (Ка-27/32, AV-8, F-16), але іноді застосовується й схема зі спільними бачками (рис. 6.3, б) (Ил-96, Gulfstream-150).

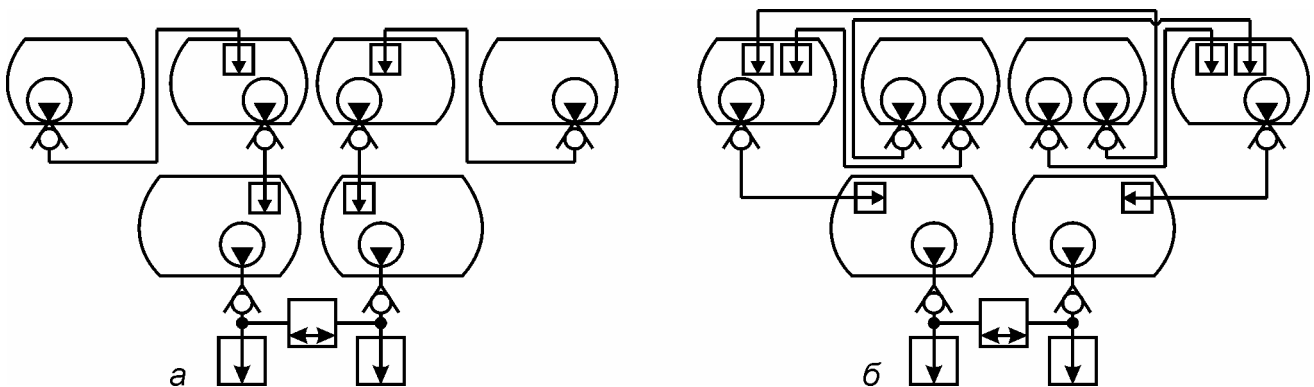


Рис. 6.3. Каскадна схема перекачування

Для підвищення надійності ЛА може бути обладнаний декількома паралельними лініями перекачування. Наприклад, на А-380 є передня й задня галереї для перекачування палива із будь-якого крилового бака в будь-який інший криловий. Іноді як резервна лінія перекачування використовується лінія заправлення або аварійного зливання (Ил-86/96).

### 6.1.2. Порядок вироблення палива та зниження навантажень на крило

Порядок вироблення палива може бути жорстким (незмінним) або таким, що керується екіпажем у польоті. **Жорсткий порядок вироблення палива** спрощує систему керування перекачуванням і таким чином підвищує її надійність. Однак при відмові датчиків або насосів жорсткий порядок порушується, і перекачування може перерватися. Жорсткий порядок вироблення палива застосовувався на одно- і двомісних маневрених ЛА (МиГ-21/23/25/29), коли льотчик не мав можливості безпосередньо керувати перекачуванням.

На сучасних ЛА зазвичай використовується **автоматичне керування порядком вироблення палива**, але екіпаж має можливість перейти на ручне керування для парирування часткових відмов. Наприклад, наддування баків з метою перекачування автоматично вимикається при випущеному шасі (для зниження навантажень на ППБ при посадці або катапультному старті) або при відкритій кришці пристрою дозаправлення в

польоті (для зниження протитиску при заправленні). Водночас екіпаж має можливість примусово ввімкнути наддування при будь-якому положенні шасі та кришки.

Однак при **ручному керуванні** істотно зростає навантаження на екіпаж, оскільки необхідно стежити за центруванням, дисбалансом, спорожненням чергових баків і вручну вимикати (а іноді й вмикати) насоси. У деяких випадках у кабіні ЛА є перемикачі для вибору перекачування із зовнішніх, внутрішніх або центральних ППБ, крилових або додаткових баків.

Однією з функцій паливної системи є **зниження навантажень на крило** для збільшення ресурсу планера. Як відомо, будь-яка вага, розміщена на крилі на відомій відстані від кореня, зменшує сумарну перерізуювальну силу та згинальний момент, що діють у польоті в кореновому перерізі. Водночас саме навантаження, що діють у кореновому перерізі крила, визначають його ресурс. Таким чином, вибираючи раціональний порядок вироблення палива, можна знизити навантаження на крило і тим самим підвищити його ресурс.

На багатьох пасажирських літаках великої дальності (Ил-86/96, А-320/330/340/380, В-707/747, DC-10) для цього виділяють по одному баку в кожній консолі крила поблизу кінцевого перерізу (рис. 6.4, а). Ці баки заправляють перед кожним польотом, а виробляють на зниженні перед посадкою (щоб не збільшувати навантаження протилежного знака на посадці). Маса палива в цих баках є невеликою (оскільки поблизу кінцевого перерізу крила їх будівельна висота є малою), але велика відстань баків від коренового перерізу дає змогу розвантажити крило.

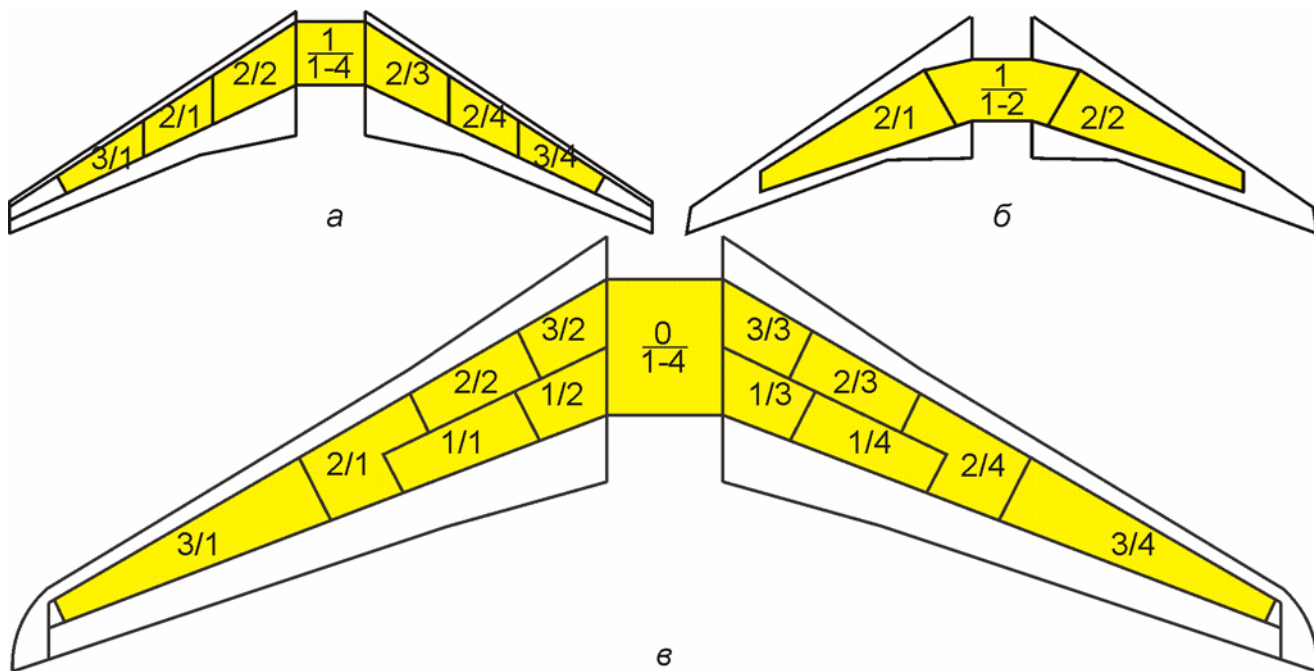


Рис. 6.4. Приклади раціонального порядку вироблення палива:  
а — Ил-86; б — В-777; в — Ан-124 (верхня цифра означає чергу вироблення;  
нижня — двигун, до якого прямує паливо)

Слід зазначити, що на землі цей бак збільшує навантаження в кореневому перерізі, тому на А-380 він зазвичай не заправляється на землі — паливо перекачується в нього відразу після зльоту.

Іншим шляхом зниження навантажень на крило є першочергове вироблення фюзеляжних або центропланних баків. Цей шлях використовується практично на всіх пасажирських літаках, що мають такі баки, оскільки при цьому також підвищується пожежна безпека. На дводвигунних пасажирських літаках фірми Boeing (737, 757, 767, 777, 787) використовується тільки три баки: центральний (що містить центроплан і кореневі частини консолей) і два консольних (рис. 6.4, б). Очевидно, що центральний бак виробляється в першу чергу, тоді як консольні баки деякою мірою знижують навантаження.

Такий спосіб зниження навантажень на крило не застосовується на літаках з крилом із композиційних матеріалів.

На важких транспортних літаках-верхньоопланах із негативним поперечним V крила зазвичай є по три-шість баків у кожній консолі, що також дає можливість використати кінцевий бак як розвантажувальний. Іноді кінцевий бак навіть може бути витратним (Ан-72/124, Ил-76) і при цьому виробляється в останню чергу.

### **6.1.3. Схеми керування перекачуванням**

Існують чотири основні схеми керування перекачуванням: за рівнем палива в баці-джерелі, за рівнем палива в баці-одержувачі, із переливанням назад у бак-джерело і без керування.

**Керування за рівнем палива в баці-джерелі** широко використовувалося на реактивних літаках першого покоління (Ан-10/12) при жорстокому порядку вироблення. Схема працювала таким чином. При зниженні рівня палива в черговому баці до встановленого (середнього) рівня вимикався насос попереднього за чергою бака, а при досягненні мінімального рівня вмикався на номінальний режим насос наступного за чергою бака, а насос у цьому баці переводився на форсований режим (для колекторних схем) або давалася невелика затримка перед його вимкненням (для променевих схем). Недоліками цієї схеми є жорсткий порядок вироблення і заправлення (причому порушення порядку заправлення приводило до порушення порядку вироблення) і необхідність роботи підкачувальних насосів у режимі довироблення залишків палива в умовах поганого охолодження та змащення (що знижує їх ресурс і підвищує пожежонебезпечність).

Сьогодні така схема із датчиками мінімального рівня використовується для остаточного вимкнення перекачування (вимкнення насоса або наддування) із чергового бака.

**Керування за рівнем палива в баці-одержувачі** найбільш широко використовується для міжбакового перекачування, тому що дає змогу підтримувати в ньому рівень палива в межах заданого інтервалу, що забез-

печує надійну роботу ПНЛ і зміну центрування в заданих межах. Розрізняють декілька варіантів цієї схеми.

У **першому варіанті** використовуються датчики рівня, що видають електричний сигнал, та електричні пристрої керування клапанами й насосами. Такий варіант застосовується найчастіше, що пов'язано з широким використанням ЕВН і простотою інтеграції системи вимірювання та керування паливом у систему керування ЛА. Клапани перекачування зазвичай відкриваються й закриваються в релейному режимі, підтримуючи рівень палива в заданому діапазоні. У деяких випадках вони можуть відкриватися за командою датчика рівня, а закриватися тільки на землі під час заправлення.

У **другому варіанті** для керування використовуються **гідромеханічні клапани перекачування**, що перекривають лінію перекачування при досягненні керувальним поплавцевим клапаном максимального заданого рівня та відкривають її при зниженні рівня нижче від заданого. За конструкцією вони є аналогічними гідромеханічним клапанам заправлення, а при використанні суміщеної схеми заправлення використовуються ті ж клапани. При променевій схемі перекачування датчики цих клапанів розміщують на різних рівнях, що й визначає порядок перекачування в бак-одержувач. Перекачування починається при зниженні рівня палива в баці-одержувачі до рівня датчика клапана (рис. 6.5).

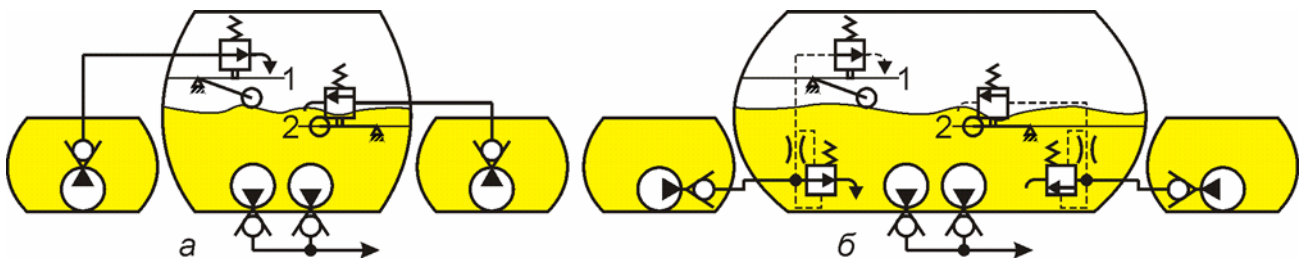


Рис. 6.5. Схеми керування перекачуванням із гідромеханічними клапанами: а — з прямим керуванням; б — з сервокеруванням; 1, 2 — рівні ввімкнення перекачування з лівого й правого баків

Перевагою такого варіанта є автоматичне ввімкнення перекачування із баків наступної черги при відмові насоса або клапана поточної черги, недоліком — велика маса гідромеханічних клапанів, які розраховано на великі витрати палива низького тиску.

У **третьому варіанті** поплавцеві або струминні датчики рівня вмикають або вимикають скидання в бак командного палива (від ПНД або НАП), яке керує спеціальними клапанами перекачування (рис. 6.6) (також гідромеханічними). **Командне паливо (КП)** високого тиску дає змогу зменшити розміри й масу клапанів перекачування. Недоліком такого варіанта є ускладнення паливної системи внаслідок появи нової підсистеми командного палива.

Командне паливо від НАП проходить через фільтр КП 7, жиклери 3 і надходить одночасно до поплавцевих клапанів 5 або 8 та клапанів пере-

качування 6 або 9. У цьому варіанті є можливість використати нормально закриті (рис. 6.6, а) або нормально відкриті клапани (рис. 6.6, б).

У першому випадку поплавцевий клапан 5 закривається при зниженні рівня палива до рівня, нижчого від заданого, тим самим припиняється скидання КП за жиклером, і відповідний клапан перекачування 6 відкривається цим тиском, включаючи перекачування. При цьому виключається самовільне перетікання палива із бака-джерела в бак-одержувач при зупинених двигунах. Однак постійне скидання КП у бак-одержувач при рівні палива вище рівня поплавця може призвести до переповнення бака-одержувача.

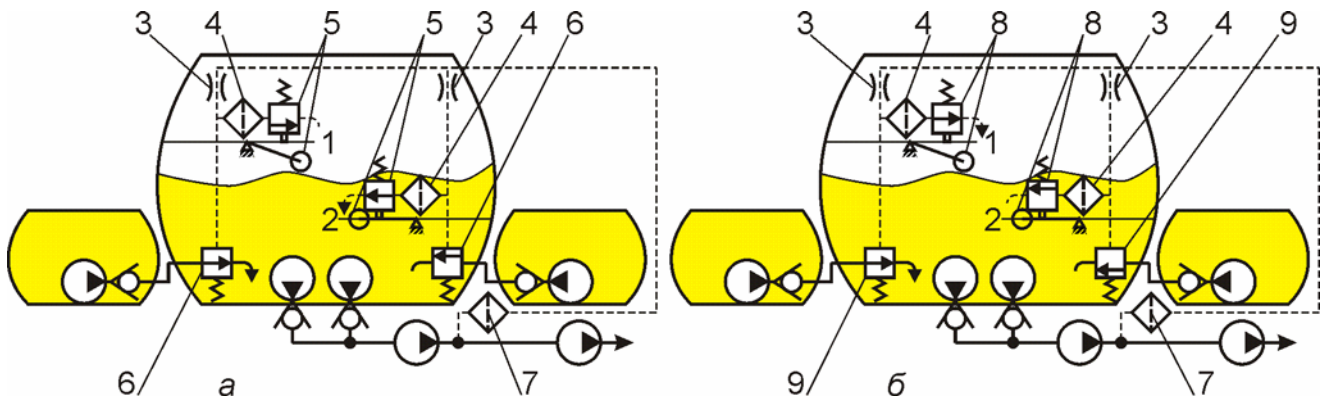


Рис. 6.6. Схеми керування перекачуванням з командним паливом і спецклапанами перекачування: а — з нормально закритими клапанами (МиГ-23); б — з нормально відкритими клапанами (МиГ-25); 1, 2 — рівні ввімкнення перекачування з лівого й правого баків; 3 — жиклери; 4 — фільтри; 5 — нормально закриті поплавцеві клапани; 6 — нормально закриті клапани перекачування; 7 — фільтри КП; 8 — нормально відкриті поплавцеві клапани; 9 — нормально відкриті клапани перекачування

У другому випадку поплавцевий клапан 8 відкривається при зниженні рівня палива до рівня, нижчого від заданого, умикаючи скидання КП за жиклером, а клапан перекачування 9 відкривається пружиною, яку вже не стискає КП. При цьому унеможлиблюється переповнення бака-одержувача командним паливом, однак необхідними є додаткові засоби, що запобігають перетіканню палива із бака-джерела при зупинених двигунах.

У **четвертому варіанті** замість спецклапанів перекачування застосовуються клапани ввімкнення гідротурбопривідних або струминних насосів. Причому один датчик рівня використовується для початку перекачування, а інший — для його припинення. Це може бути тимчасове припинення для збереження центрування в заданих межах (із подальшим увімкненням від іншого датчика) або закінчення перекачування за датчиком нижнього рівня бака-джерела (рис. 6.7). Такий варіант дає змогу повністю виключити встановлення силових електричних пристроїв у паливній системі, що підвищує її безпеку й робить нечутливою до впливу електромагнітних імпульсів. Крім того, зменшення прокачування активного палива



сприяє підвищенню ефективності системи. Застосовується на деяких маневрених літаках (МиГ-27/29, F-18).

Працює система таким чином. Активне паливо від НАП 7 проходить через фільтр КП 6 і надходить до клапанів 4, 10 увімкнення насосів 18, 12. Одночасно КП надходить через одну пару жиклерів 5 до струминних датчиків увімкнення перекачування 13 і 16 у баці-одержувачі, а через іншу пару жиклерів — до струминних датчиків вимкнення перекачування 11, 19 у баках-одержувачах. Однак, поки рівень палива перевищує рівень струминних датчиків, КП не проходить через них. Як тільки рівень палива в баці-одержувачі знизиться та стане нижчим від заданого рівня 1 спрацювання струминного датчика 16, КП пройде через нього й відкриє клапан увімкнення 4 струминного насоса 18. Після перекачування палива з лівого бака рівень у ньому стане нижчим від рівня струминного датчика 19, пройшовши через який, КП відкриє скидання КП з першої лінії через клапан 15 вимкнення. Після цього клапан 4 закриється під дією пружини, а активне паливо перестане надходити до струминного насоса 18. Робота струминних датчиків 13 і 11 є повністю аналогічною описаній. Як видно, струминні та гідротурбопривідні насоси керуються без електричних пристроїв.

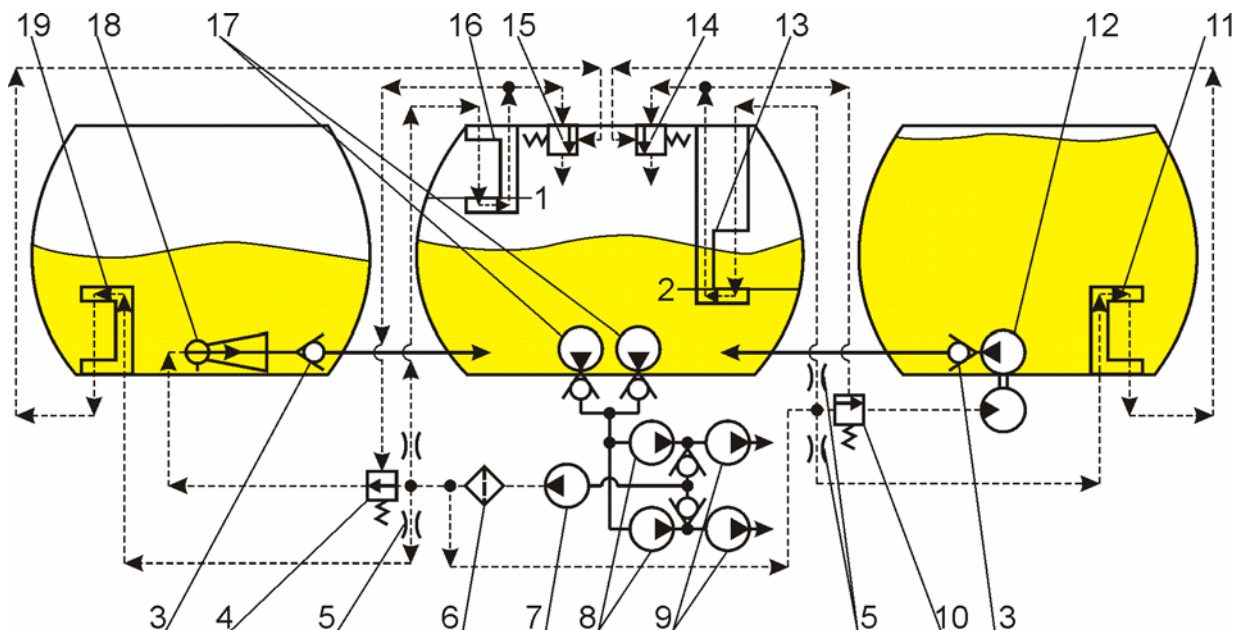


Рис. 6.7. Схема керування перекачуванням з командним паливом і гідротурбопривідними або струминними насосами (МиГ-29):

- 1, 2 — рівні ввімкнення перекачування з лівого й правого баків; 3 — зворотні клапани; 4, 10 — клапани ввімкнення насосів; 5 — жиклери; 6 — фільтр командного палива; 7 — НАП; 8 — ПНД; 9 — ОНД; 11, 19 — струминні датчики вимкнення перекачування; 12 — ГТН; 13, 16 — струминні датчики ввімкнення перекачування; 14, 15 — клапани вимкнення насосів; 17 — ПНЛ; 18 — струминний насос

**Переливання палива назад у бак-джерело** дає змогу підтримувати в баці-одержувачі заданий максимальний рівень (рис. 6.8). Схема має мі-

німальну масу, максимальну простоту та надійність (з огляду на відсутність керувальних пристроїв). Широко використовується як для міжбакового, так і для внутрішньобакового перекачування. Недоліком цієї схеми є зайві витрати потужності на приведення в дію насосів. Застосовується як на маневрених (МиГ-29, F-14, S-3, Lynx, УН-3), так і на пасажирських (Ту-334, RRJ) ЛА.

У цій схемі можуть використовуватися насоси різних типів, однак найбільш простою схема стає при встановленні струминних насосів з приведенням в дію від ПНЛ (рис. 6.8, а) або ПНД/НАП (рис. 6.8, б). Перекачувальний насос зазвичай має надмірну продуктивність порівняно з ПНЛ, тому бак-одержувач швидко заповнюється до заданого рівня та надлишок палива переливається назад у бак-джерело. Лінія переливання встановлюється поблизу верхньої поверхні бака (це може бути дренажний стрингер). Щоб уникнути переливання надмірної кількості палива при великих кутах крену або тангажу, лінію переливання можна продовжити до протилежного краю бака-одержувача (див. рис. 6.8, а). Якщо в баках підтримується різний тиск, то в лінії переливання має бути запобіжний клапан (див. рис. 6.8, б). На випадок відмови перекачувального насоса зазвичай передбачається додаткова лінія зі зворотним клапаном для переливання самопливом.

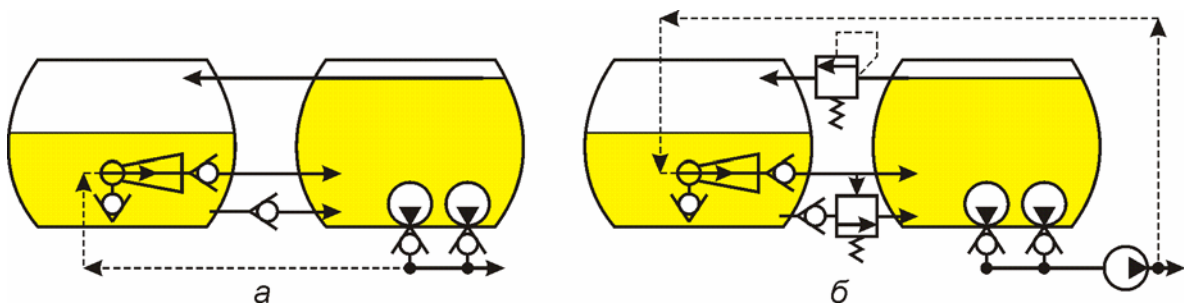


Рис. 6.8. Підтримання заданого рівня палива переливанням

**Схема без керування** може використовуватися при перекачуванні витисненням або самопливом як основна (А-6, AV-8) або резервна (МиГ-23/27/29, F-16/18/23). Додаткова лінія перекачування самопливом (див. рис. 6.8, б) може бути оснащена клапаном, закритим тиском перекачувального насоса. При відмові насоса вона відкривається автоматично без втручання екіпажу або системи керування.

#### **6.1.4. Методи усунення дисбалансу ЛА та парировання відмов ПНЛ**

На багатьох ЛА різних класів (за виключенням хіба що авіації загального призначення) застосовуються різні методи усунення дисбалансу між ПБ (у першу чергу — ВБ) для вирішення двох завдань: по-перше, спростити керування ЛА шляхом зниження можливої асиметрії, по-друге, виробити (перекачати й виробити) паливо із ВБ (або групи баків) після відмови всіх

ПНЛ у них. Усунути дисбаланс можна шляхом подання палива, перекачування ПНЛ, перекачування ПН, а також перекачування самопливом.

**Подання паливом пропорціонером** (див. рис. 5.3, з) гарантує рівні витрати палива із кожного з двох ВБ і тим самим запобігає виникненню дисбалансу. При відмові всіх ПНЛ пропорціонер забезпечує нормальне подання палива в двигун з обох ВБ. Сам пропорціонер являє собою насос об'ємного типу постійної подачі, що приводиться в дію однією з гідравлічних систем літака. Пропорціонер оснащено зворотними клапанами, що перепускають паливо в обхід пропорціонера при його відмові або відмові гідравлічної системи, що його живить. Застосовується на літаках з одним двигуном з надмірною подачею (AV-8, F-16).

**Подання ПНЛ по лінії перехресного живлення** (див. рис. 5.2) дає змогу тільки усунути дисбаланс, що виник, шляхом відкриття КПЖ і вимкнення ПНЛ у ВБ з меншим рівнем. При цьому паливо буде подаватися до двигуна працюючими ПНЛ із ВБ з більшим рівнем. Після вирівнювання запасу палива у ВБ умикають раніше вимкнені ПНЛ і закривають КПЖ. Однак при відмові всіх ПНЛ в одному ВБ паливо з цієї групи не виробляється. Застосовується практично повсюдно (у вітчизняній авіації — як єдиний можливий метод).

**Подання всмоктуванням/самопливом через крани перемикачання** (див. рис. 5.5, з–е). Застосовується при паралельній схемі об'єднання баків і поданні всмоктуванням/самопливом, дає змогу перемикає живлення двигуна з одного бака на інший для усунення дисбалансу. Застосовуються крани, що потребують постійного періодичного перемикачання з бака на бак (див. рис. 5.5, з), а також крани, що забезпечують у нормальній ситуації живлення від двох баків одночасно (див. рис. 5.5, д), а при виникненні дисбалансу дають змогу перемикає живлення на бак із більшим рівнем палива.

**Перекачування ПНЛ по лініях перехресного перекачування** (рис. 6.9) дає змогу усунути дисбаланс, що виникає як через несиметричне вироблення палива із ВБ, так і через відмови ПН у спільних чергових баках. Недоліками цієї схеми є збільшення маси і складності системи. Застосовується на деяких міжконтинентальних адміністративних літаках (Global 5000/Express) сумісно з перехресним живленням.

**Перекачування ПНЛ по лініях перехресного перекачування через вимкнений ПНЛ** (рис. 6.10) дає змогу усунути дисбаланс, що виник між ВБ, а також виконувати заправлення ВБ і перекачування в них через вимкнені резервні ПНЛ. Недоліком цієї схеми є можливість повної втрати палива при виникненні витoku в одному із ВБ і відкритті крана перехресного перекачування 3. Цей метод застосовувався на деяких адміністративних літаках (Learjet-25/31/40/45, Challenger-300) замість методу перехресного живлення.

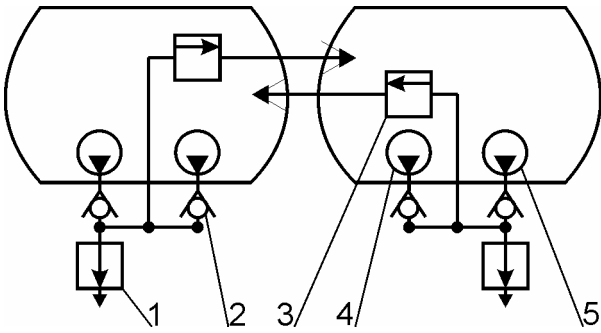


Рис. 6.9. Перекачування ПНЛ по лініях перехресного перекачування:  
 1 — протипожежний кран; 2 — зворотний клапан; 3 — кран балансувального перекачування; 4 — резервний ПНЛ; 5 — основний ПНЛ

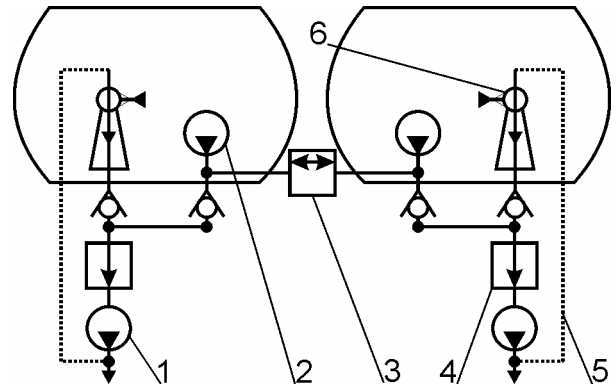


Рис. 6.10. Перекачування ПНЛ по лініях перехресного перекачування через вимкнений ПНЛ:  
 1 — ПНД; 2 — резервний ПНЛ; 3 — кран перехресного перекачування; 4 — протипожежний кран; 5 — лінія активного палива; 6 — основний ПНЛ

**Перекачування ПНЛ по лініях заправлення** (рис. 6.11) дає змогу усунути дисбаланс, що виник, аж до перекачування всього палива із групи баків двигуна, що відмовив, у ВБ працюючого двигуна. У зв'язку з цим може використовуватися як сумісно із лінією перехресного живлення (Ил-96, УС-15), так і замість цієї лінії (Dash-8-200/300, Dash-8Q-400). Метод характеризується малими затратами маси.

**Перекачування насосом аварійного зливання по лініях заправлення** (рис. 6.12). Метод є аналогічним попередньому. Застосовується при наявності спеціальних насосів аварійного зливання (Ил-86, МН-53Е) сумісно із лініями перехресного живлення.

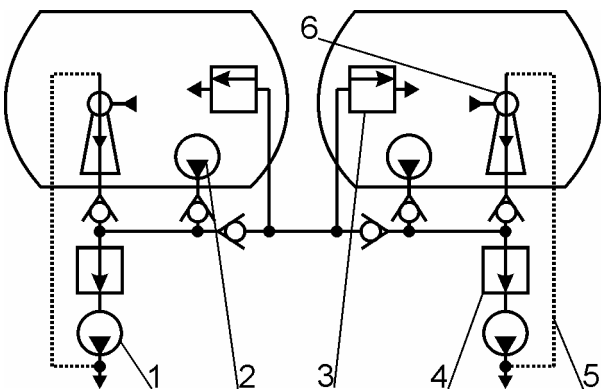


Рис. 6.11. Перекачування ПНЛ по лініях заправлення:  
 1 — ПНД; 2 — резервний ПНЛ; 3 — кран заправлення/перекачування; 4 — протипожежний кран; 5 — лінія активного палива; 6 — основний ПНЛ

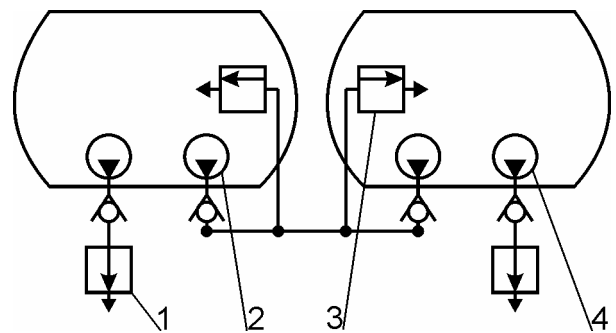


Рис. 6.12. Перекачування насосом аварійного зливання по лініях заправлення:  
 1 — протипожежний кран; 2 — насос перекачування/аварійного зливання; 3 — кран заправлення; 4 — ПНЛ

**Перекачування спеціальним ПН по лініях балансувального перекачування** (рис. 6.13) дає змогу як усунути дисбаланс, так і перекачати

паливо із ВБ з ПНЛ, що відмовив. Через те, що паливо забирається одночасно з обох ВБ, перекачати його повністю не вдається. Недоліками також є збільшення маси та складності системи. Застосовується на пасажирських літаках CRJ-100/200 сумісно з постійною лінією перехресного живлення (див. рис. 5.6).

**Перекачування спеціальним реверсивним ПН** (рис. 6.14) також дає змогу як усунути дисбаланс, так і перекачати паливо із ВБ з ПНЛ, що відмовив. Застосовується на ЛА різного призначення як сумісно з постійною лінією перехресного живлення (CRJ-700/900) або зі звичайними лініями перехресного живлення (АН-64), так і замість них (AS-330).

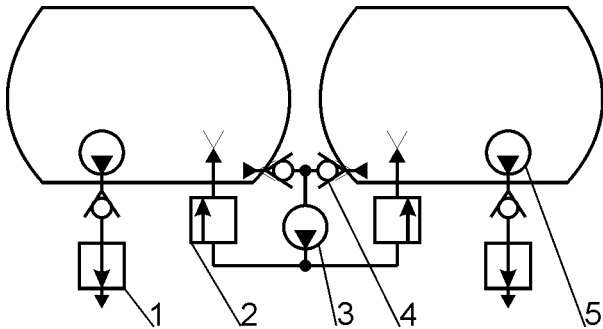


Рис. 6.13. Перекачування спеціальним ПН по лініях балансувального перекачування:

1 — протипожежний кран; 2 — кран перекачування; 3 — насос перекачування; 4 — зворотний клапан; 5 — ПНЛ

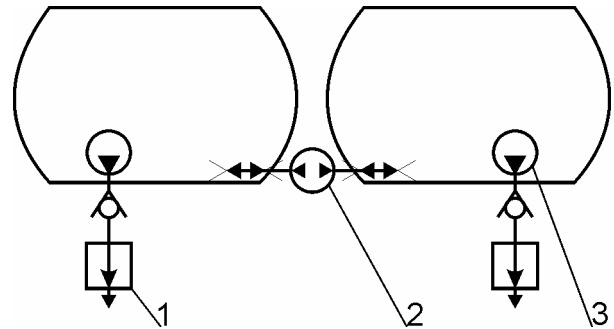


Рис. 6.14. Перекачування спеціальним реверсивним ПН:

1 — протипожежний кран; 2 — реверсивний насос перекачування; 3 — ПНЛ

**Постійне перехресне перекачування ПН** (рис. 6.15) не дає змоги усунути дисбаланс, а тільки забезпечує перекачування палива із ВБ з ПНЛ, що відмовив. Метод характеризується простотою, малими затратами маси і не потребує керування. Недоліком можна вважати деяке збільшення енерговитрат на прокачування активного палива через подовжені трубопроводи. Застосовується на легких ЛА (MD-902).

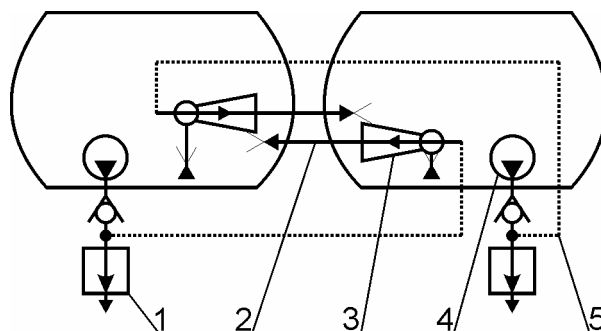


Рис. 6.15. Постійне перехресне перекачування ПН:

1 — протипожежний кран; 2 — лінія перекачування; 3 — насос перекачування; 4 — ПНЛ; 5 — лінія активного палива

**Перекачування самопливом через крани об'єднання ВБ** (див. рис. 5.3, в, г), що з'єднують витратні баки при відмові ПНЛ в одному з

них, дає змогу паливу перетікати самопливом із бака з ПНЛ, що відмовив (звідки паливо не виробляється, і тому його рівень є вищим), у бак з робочим насосом. Крани об'єднання зазвичай відкриваються електромотором за командою екіпажу.

**Перекачування самопливом через клапани об'єднання ВБ** відрізняється від попереднього тільки тим, що не потребує втручання екіпажу для їх відкриття. Клапани, нормально закриті під дією пружини, можуть відкриватися під дією надлишкового тиску, спричиненого різницею рівнів палива у двох сусідніх ВБ (рис. 6.16, а). Недоліком цього методу є потенційна втрата всього палива при витокі в одному з ВБ. Метод застосовувався на деяких адміністративних літаках (Learjet-25/31).

У другому випадку клапани об'єднання ВБ у нормальній ситуації закриті тиском активного палива (рис. 6.16, б) та автоматично відкриваються при його зниженні. При цьому також не потребується втручання льотчика, водночас повна втрата палива з баків при витокі виключається. Зворотні клапани 6 запобігають зворотному перетіканню палива під час еволюцій ЛА, а зворотні клапани 3 виключають закриття клапана 4 при перехресному живленні. Метод застосовується на літаку F/A-18.

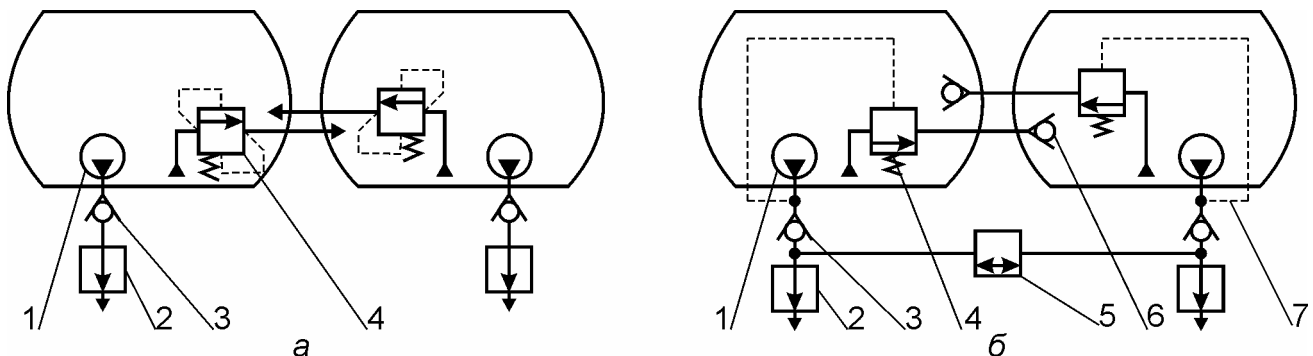


Рис. 6.16. Перекачування самопливом через клапани об'єднання ВБ: а — нормально закриті зусиллям пружини; б — нормально закриті тиском активного палива; 1 — ПНЛ; 2 — протипожежні крани; 3, 6 — зворотні клапани; 4 — клапани об'єднання баків; 5 — КПЖ; 7 — лінія командного палива

### 6.1.5. Конструктивні елементи підсистеми перекачування

Відомі **поплавцеві датчики рівня** двох типів: перші відкриваються при піднятті поплавця (рис. 6.17, а) [82], а другі в цьому випадку закриваються (рис. 6.17, б) [84]. Однак принцип дії є таким самим: командне паливо, що підводиться до датчика рівня через входні штуцери 3, надходить до кулькових зворотних клапанів 8. Пружини 5 намагаються закрити клапани, а штоки 11 — відкрити.

У першому випадку при опущеному поплавці штоки також опущені, а клапани закриті, перекриваючи зливання КП. При спливанні поплавця його

важіль 1 трохи піднімає штоки, які відкривають клапани, унаслідок чого КП зливається в бак.

У другому випадку при опущеному поплавці 16 спеціально спрофільований сектор 15 натискає на штоки та піднімає їх, штоки відкривають клапани, і КП зливається в бак. При спливанні поплавця штоки западають у канавки сектора, а кулькові клапани перекривають зливання КП.

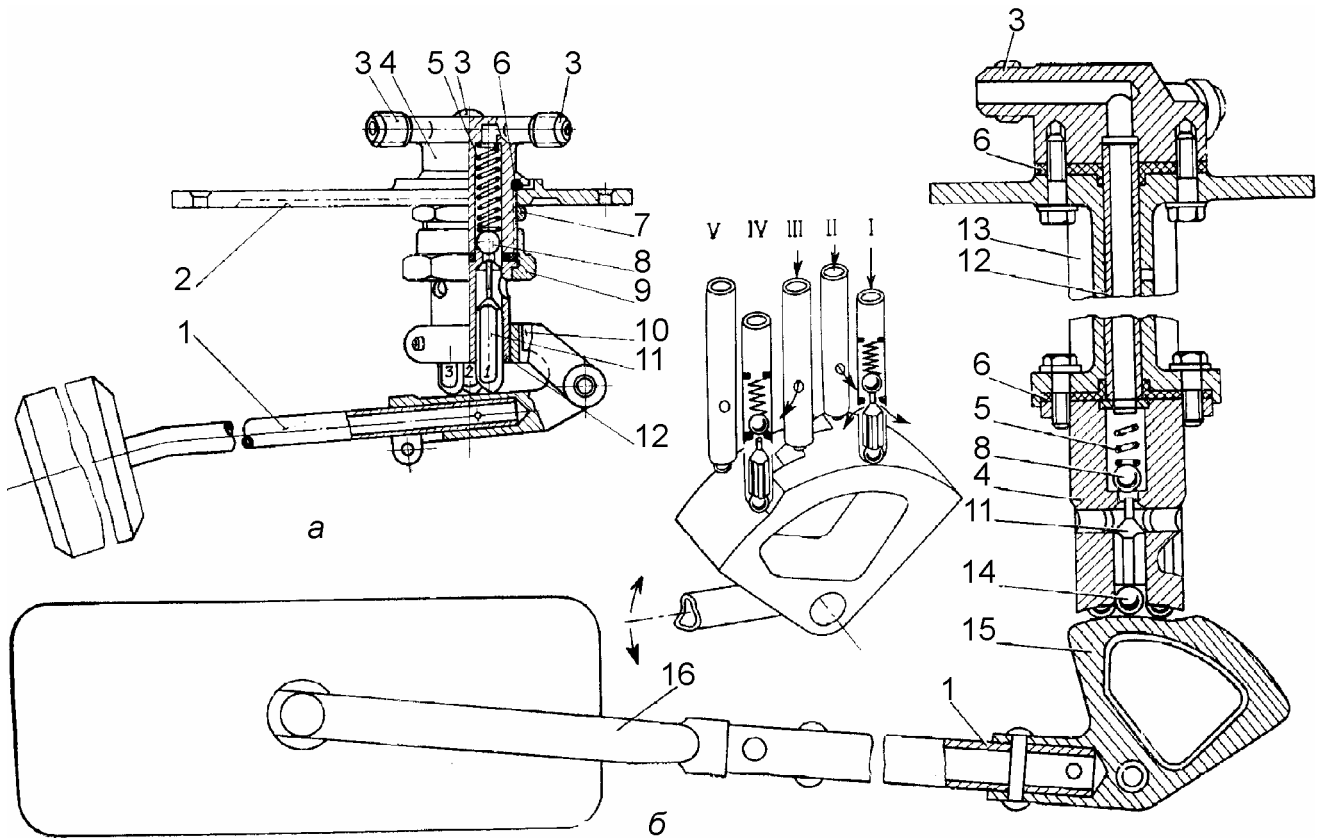


Рис. 6.17. Поплавцеві датчики рівня:

- a* — нормально закритий (МиГ-21); *б* — нормально відкритий (МиГ-25);  
 1 — важіль; 2 — плита; 3 — штуцери підведення командного палива; 4 — корпуси;  
 5 — пружини; 6 — ущільнювальні прокладки; 7, 9 — гайки; 8 — кульки зворотних клапанів;  
 10 — кронштейн; 11 — штоки; 12 — вкладиші; 13 — стояк;  
 14 — кулька; 15 — сектор; 16 — поплавець

Для зменшення маси конструкції часто один поплавець керує декількома (від одного до п'яти) клапанами, кожен з яких, своєю чергою, відкриває або закриває свій спеціальний клапан перекачування. Такі датчики рівня широко застосовувалися на ЛА попередніх поколінь. Їх недоліками є велика маса, підданість силам інерції, наявність великої кількості прецизійних пар, що знижує надійність і потребує періодичних оглядів.

**Струминні датчики рівня** (рис. 6.18) [85] характеризуються повною відсутністю механічно рухомих твердих тіл, що робить їх малочутливими до сил інерції. Мають малу масу, найпростішу конструкцію, а також високу надійність. Як і для струминних насосів, єдина причина їх виходу з ладу — це забиття сопла або приймача.

Працює струминний датчик таким чином. До вхідного штуцера датчика 1 постійно підводиться КП, яке спрямовується в сопло 5. При рівні палива в баці, що перевищує рівень приймача 7, КП не доходить до приймача, тому що його струмінь розсіюється під час проходження шару рідини. При зниженні рівня палива в баці нижче рівня приймача 7 КП успішно проходить через повітряний проміжок між соплом і приймачем, а далі по каналу в скобі 6 і трубці 4 надходить до вихідного штуцера 2.

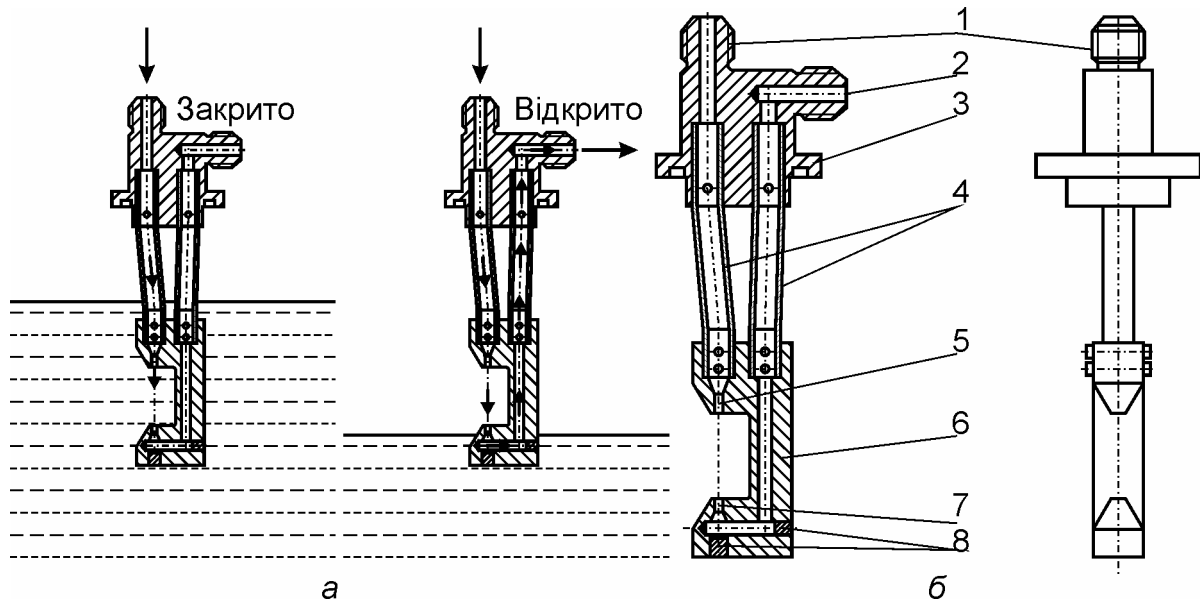


Рис. 6.18. Струминний датчик рівня (МиГ-29): а — схема роботи; б — конструкція; 1 — штуцер підведення КП; 2 — штуцер відведення КП; 3 — корпус; 4 — трубки; 5 — сопло; 6 — скоба; 7 — приймач; 8 — заглушки

**Спеціальні клапани керування перекачуванням** пропускають або не пропускають паливо, що перекачується, у бак-одержувач залежно від наявності тиску КП у порожнині командного тиску. Клапани можуть бути нормально відкриті (рис. 6.19) [84] або нормально закриті під дією пружин. Для надійності пружини 10, 11 можуть дублюватися. Для закриття клапана необхідно подати КП у штуцер 1. При цьому поршень 3 підніметься вгору і притиснеться до сідла фланця 5. Зазвичай клапани керування перекачуванням оснащено зворотними клапанами 9, що запобігають зворотному перетіканню палива при відмові клапана.

Такі спецклапани можуть використовуватися для керування перекачуванням палива як із внутрішніх, так і зовнішніх баків (рис. 6.20) [85]. У цьому випадку клапан 4 нормально закритий під дією пружини 7. КП постійно підводиться до штуцера 2 і зливається через штуцер 8. Для відкриття цього клапана необхідно припинити зливання КП, після чого тиск у порожнині 5 підвищується, а клапан 4 піднімається і вмикає перекачування. Необхідно зазначити, що навіть високий тиск у вхідному фланці палива, що перекачується, не зможе відкрити клапан.

**Інерційні клапани** (рис. 6.21) [84] призначено для перекриття трубопроводу перекачування при від'ємних перевантаженнях.



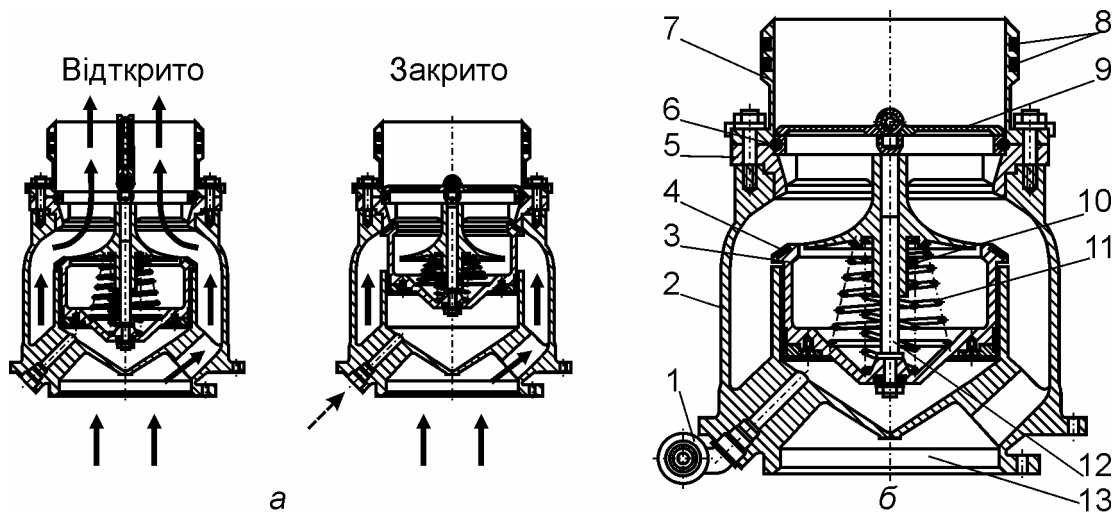


Рис. 6.19. Нормально відкритий клапан перекачування (МиГ-25):  
 а — схема роботи; б — конструкція; 1 — штуцер підведення КП; 2 — корпус; 3 — поршень; 4, 6, 8 — ущільнювальні кільця; 5, 7 — фланці; 9 — зворотний клапан; 10, 11 — пружини; 12 — шток; 13 — вхід палива, що перекачується

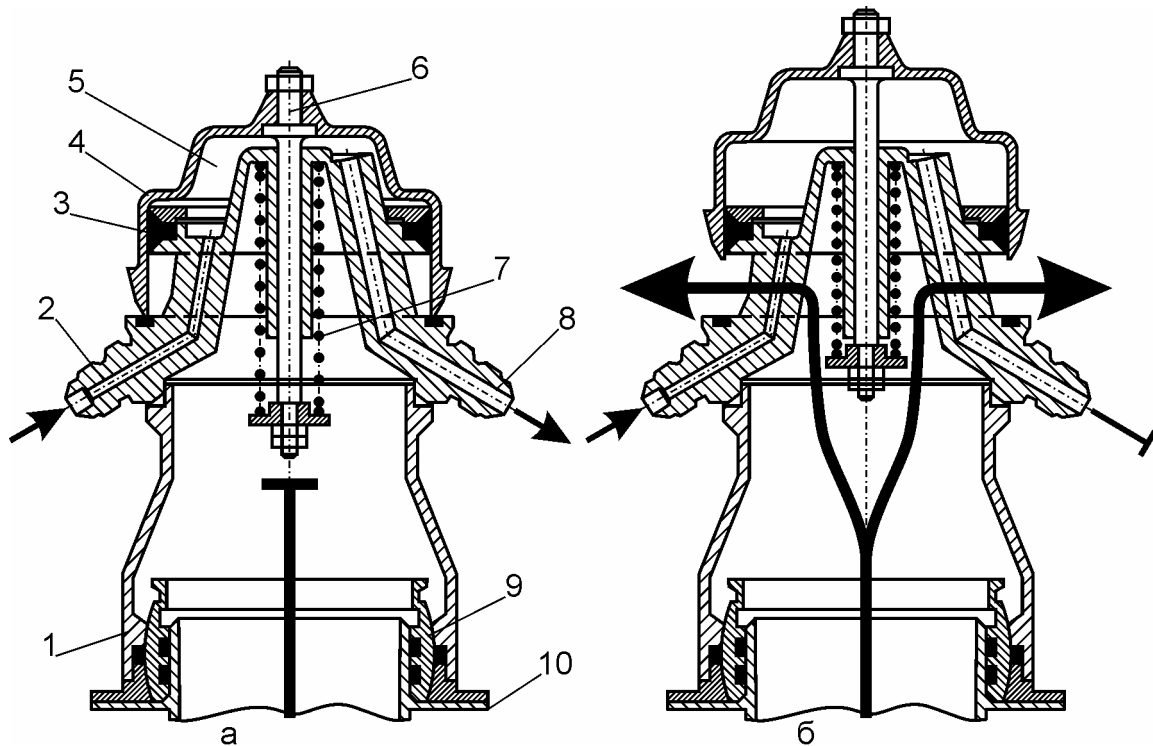


Рис. 6.20. Нормально закритий клапан перекачування ППБ (МиГ-29):  
 а — командний тиск скидається, клапан закритий; б — командний тиск не скидається, клапан відкритий; 1 — корпус; 2 — штуцер підведення КП; 3 — ущільнювальне кільце; 4 — клапан; 5 — порожнина командного тиску; 6 — шток; 7 — пружина; 8 — штуцер відведення КП; 9 — сферичний вкладиш; 10 — вхідний штуцер

Принцип роботи клапана є надзвичайно простим: в умовах прямих перевантажень (коли підсистема перекачування подає у витратний бак паливо) тягар 8 опущений, а клапан відкритий. При виникненні від'ємного перевантаження (коли можливим є проривання у витратний бак повітря по

трубопроводу перекачування) тягар 8 піднімається вгору і через систему важелів 9 і тяг 5 опускає циліндр 4, перекриваючи клапан.

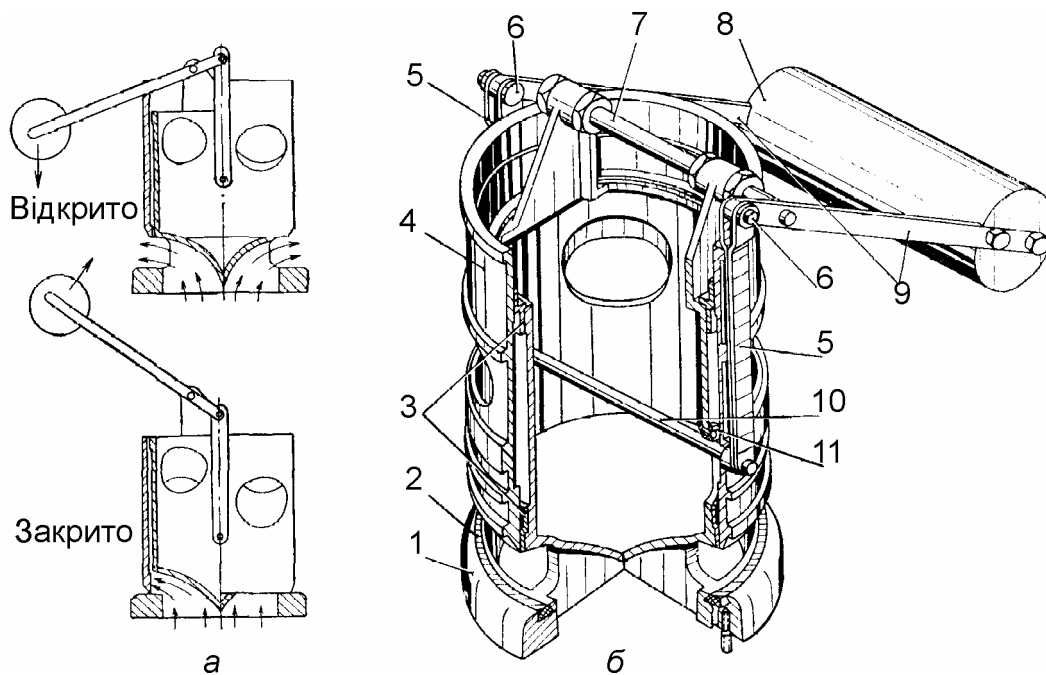


Рис. 6.21. Інерційний клапан:

а — схема роботи; б — конструкція; 1 — корпус; 2 — ущільнювальне кільце; 3 — напрямні кільця; 4 — циліндр; 5 — тяги; 6, 7, 10 — осі; 8 — тягар; 9 — важелі; 11 — напрямна

**Поплавцеві клапани заправлення/перекачування (клапани блокування повітря)** [31] (рис. 6.22) застосовуються для керування як заправленням у бак, так і перекачуванням/виробленням із бака. Якщо рівень палива в баці перевищує рівень поплавцевого клапана нижнього рівня 4 і останній закритий, то робота клапана є повністю аналогічною роботі звичайного клапана заправлення.

Поки рівень палива в баці нижче максимального (рис. 6.22, а), та в лінії заправлення/перекачування 1 діє надлишковий тиск заправлення, вхідне паливо проходить у бак через жиклер у головному клапані 3, зворотний клапан 5 і відкритий поплавцевий клапан верхнього рівня 6. Таким чином, тиск палива під головним клапаном 3 стає меншим, ніж тиск заправлення. Ця різниця тиску стискає пружину головного клапана, і він відкривається, даючи змогу заправити бак.

Після досягнення максимального рівня палива в баці (рис. 6.22, б) поплавцевий клапан верхнього рівня 6 піднімається і припиняє скидання палива в бак. Таким чином, тиск палива під головним клапаном 3 стане таким, як тиск заправлення. Під дією пружини головний клапан 3 закривається, що припиняє процес заправлення.

При рівні палива в баці вище мінімального й прикладенні від'ємного надлишкового тиску (всмоктування) до лінії заправлення/перекачування 1 (рис. 6.22, в) зворотний клапан 5 закривається й запобігає підсмоктуванню палива через поплавцевий клапан верхнього рівня 6. Таким чином, тиск

палива під головним клапаном 3 стає приблизно таким самим, як тиск усмоктування. При цьому тиск палива в баці, що діє по периферії головного клапана, спричиняє його відкриття.

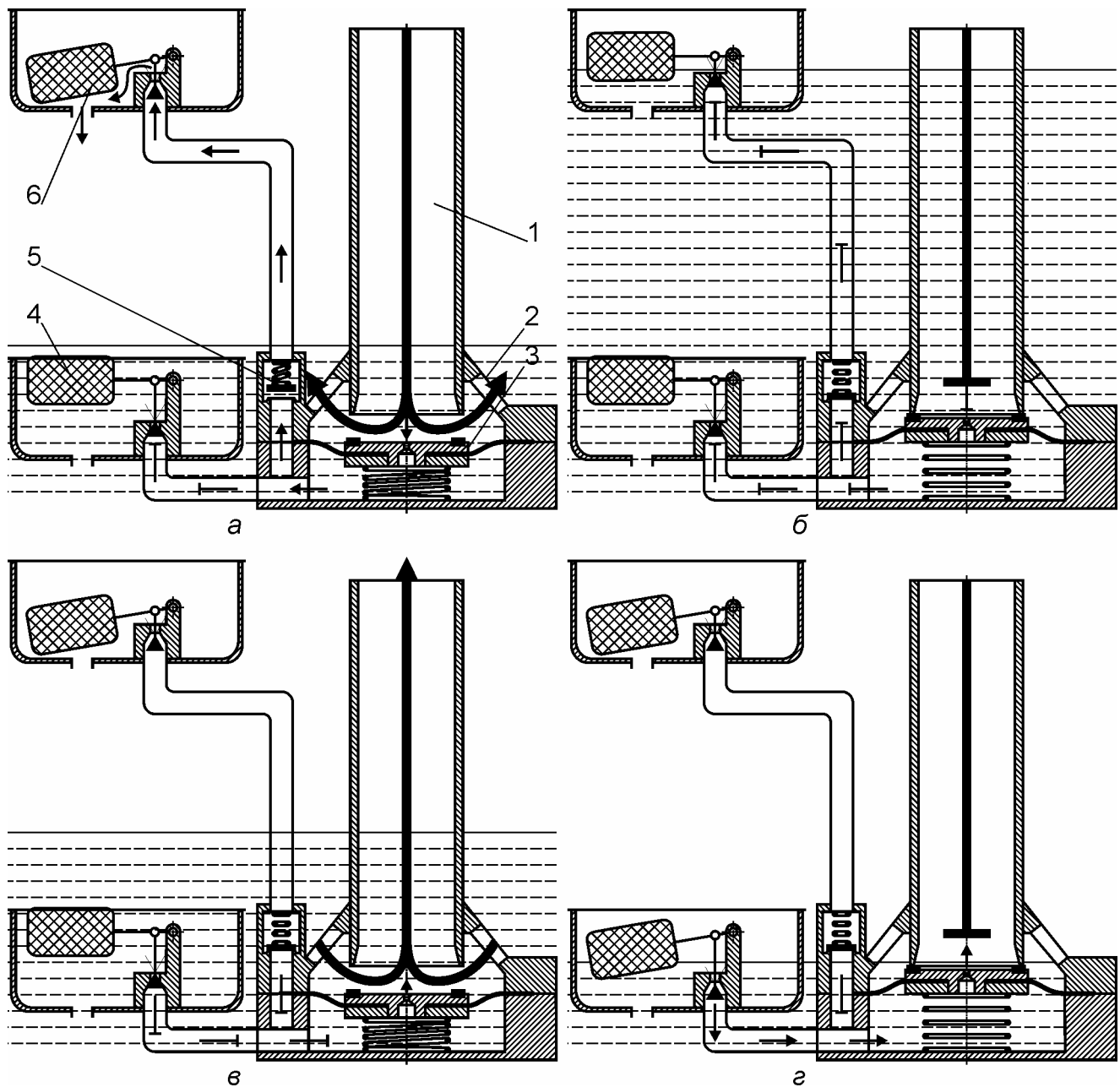


Рис. 6.22. Поплавцевий клапан заправлення/перекачування (блокування повітря):

- а — заправлення; б — заправлення завершено; в — вироблення; г — вироблення завершено; 1 — лінія заправлення/перекачування; 2 — вікно входу/виходу; 3 — головний клапан; 4 — поплавцевий клапан нижнього рівня; 5 — зворотний клапан; 6 — поплавцевий клапан верхнього рівня

Коли рівень палива в баці знижується до мінімального (рис. 6.22, г), поплавцевий клапан нижнього рівня 4 відкривається й пропускає тиск палива в баці під головний клапан 3. Таким чином, тиск палива під головним клапаном 3 стає більшим, ніж тиск усмоктування, що спричиняє закриття

головного клапана. Зворотний клапан 5 у лінії поплавцевого клапана верхнього рівня запобігає передчасному потраплянню тиску палива в баці під головний клапан під час перекачування палива з бака.

Такі клапани дуже широко використовуються за рубежом у лініях перекачування підвісних баків, а також у лініях живлення двигунів самопливом на вертольотах для запобігання потраплянню повітря в лінію подання/перекачування при спорожненні бака. У зв'язку з цим їх також називають клапанами блокування повітря.

### 6.1.6. Розрахунок підсистеми основного перекачування

Розрахунковим випадком для підсистеми основного перекачування є підтримання постійного рівня палива у витратному баці в умовах живлення з нього декількох двигунів по магістралі перехресного живлення при максимальній витраті палива двигунами. Практично розглядається злітний або форсований режим роботи двигунів на нульовій висоті при швидкості відриву. Температуру палива беруть такою, що дорівнює  $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Розрахункову схему зображено на рис. 6.23.

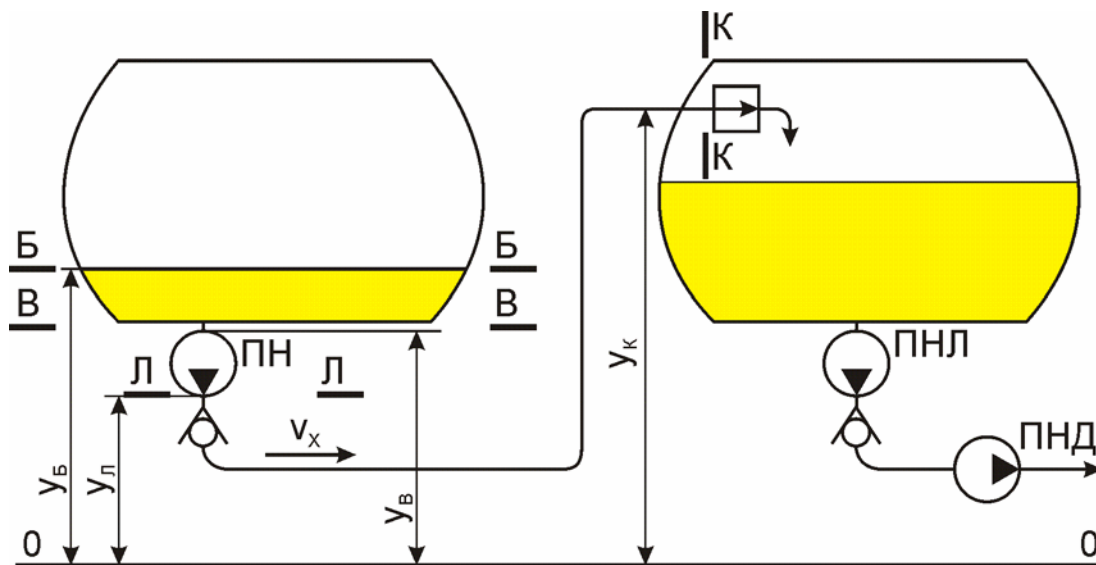


Рис. 6.23. Розрахункова схема перекачування палива у витратний бак

Запишемо рівняння Бернуллі для перерізів Б-Б (черговий бак) — В-В (вхід до ПН) та Л-Л (літак) — К-К (клапан на вході до витратного бака), а також рівняння для перепаду тиску, що створюється ПН:

$$\begin{aligned} p_H + \Delta p_B^{ЧБ} + \rho_n g y_B + \frac{\rho_n v_B^2}{2} &= p_{ВХ}^{ПН} + \rho_n g y_B + \frac{\rho_n v_B^2}{2} + \Delta p_r^{Б-В} + \Delta p_{ін}^{Б-В}; \\ p_{ВІХ}^{ПН} + \rho_n g y_L + \frac{\rho_n v_L^2}{2} &= p_H + \Delta p_B^{ББ} + \Delta p_{ВХ} + \rho_n g y_K + \frac{\rho_n v_K^2}{2} + \Delta p_r^{Л-К} + \Delta p_{ін}^{Л-К}; \\ \Delta p_{ПН} &= (p_{ВІХ}^{ПН} - p_{ВХ}^{ПН}) + (\rho_n g y_L - \rho_n g y_B) + \left( \frac{\rho_n v_L^2}{2} - \frac{\rho_n v_B^2}{2} \right), \end{aligned}$$

де  $\Delta p_B^{ЧБ}$  і  $\Delta p_B^{ББ}$  — надмірні тиски в черговому й витратному баках;  $\Delta p_{ПН}$  — перепад тиску, що створюється ПН;  $\Delta p_{вх}$  — перевищення тиску у трубопроводі перекачування над тиском у витратному баці.

Із першого рівняння, нехтуючи швидкістю змінення рівня палива в черговому баці ( $v_B$ ), отримуємо тиск на вході до ПН:

$$p_{вх}^{ПН} = p_H + \Delta p_B^{ЧБ} + \rho_n g(y_B - y_{вх}) - \frac{\rho_n v_B^2}{2} - \Delta p_r^{Б-В} - \Delta p_{ін}^{Б-В}.$$

Із третього рівняння виразимо тиск на виході з ПН:

$$p_{вих}^{ПН} = p_{вх}^{ПН} + \Delta p_{ПН} + \rho_n g(y_{вих} - y_{л}) + \frac{\rho_n}{2}(v_{вих}^2 - v_{л}^2)$$

або з урахуванням попереднього рівняння

$$p_{вих}^{ПН} = p_H + \Delta p_B^{ЧБ} + \Delta p_{ПН} + \rho_n g(y_{вих} - y_{л}) - \frac{\rho_n v_{л}^2}{2} - \Delta p_r^{Б-В} - \Delta p_{ін}^{Б-В}.$$

Підставимо останній вираз до другого рівняння Бернуллі:

$$\Delta p_B^{ЧБ} + \Delta p_{ПН} + \rho_n g y_B = \Delta p_B^{ББ} + \Delta p_{вх} + \rho_n g y_K + \frac{\rho_n v_K^2}{2} + \Delta p_r^{Б-К} + \Delta p_{ін}^{Б-К}.$$

Мінімальне потрібне перевищення тиску  $\Delta p_{вх\min}$  визначається зусиллям відкриття клапана перекачування. Якщо для керування перекачуванням використовуються електрокеровані крани або спецклапани перекачування, що керуються командним паливом, то потрібне перевищення тиску теоретично дорівнює нулю. Якщо ж використовуються клапани низького тиску, то ці зусилля визначаються відношенням сили затягання пружини до площі клапана.

Таким чином, потрібний перепад тиску, що створюється ПН, має задовольняти умову

$$\Delta p_{ПН} \geq \Delta p_{вх\min} + (\Delta p_B^{ББ} - \Delta p_B^{ЧБ}) + \rho_n g(y_K - y_B) + \frac{\rho_n v_K^2}{2} + \Delta p_r^{Б-К} + \Delta p_{ін}^{Б-К}. \quad (6.1)$$

Для випадку перекачування витисненням можна отримати потрібний надлишковий тиск у черговому баці:

$$\Delta p_B^{ЧБ} \geq \Delta p_{вх\min} + \Delta p_B^{ББ} + \rho_n g(y_K - y_B) + \frac{\rho_n v_K^2}{2} + \Delta p_r^{Б-К} + \Delta p_{ін}^{Б-К}. \quad (6.2)$$

Із формули (6.2) видно, що надлишковий тиск у чергових баках має бути більшим, ніж у витратному.

## 6.2. Підсистема допоміжного перекачування

Підсистему допоміжного перекачування призначено для переміщення палива всередині бака, для перекачування залишків палива з чергових і дренажних баків і трубопроводів у витратні баки, а також для перемішування води у витратних баках.

Як насоси допоміжного перекачування все ширше застосовуються струминні насоси (рис. 6.24) завдяки їх малій масі й низькій вартості. При

цьому подання активного палива для їх приведення в дію може здійснюватися постійно, що дає змогу відмовитися від керувальних пристроїв, знижує масу, спрощує підсистему перекачування й підвищує її надійність, однак спричиняє зайві витрати потужності на прокачування активного палива. У випадку встановлення керувальних кранів або клапанів виникає можливість відсікати прокачування активного палива через порожні баки (що знижує небезпеку пожежі та витоків, а також знижує витрати потужності) і запобігати переповненню баків-одержувачів, але при цьому підсистема перекачування ускладнюється, збільшуються її маса й вартість, знижується надійність.

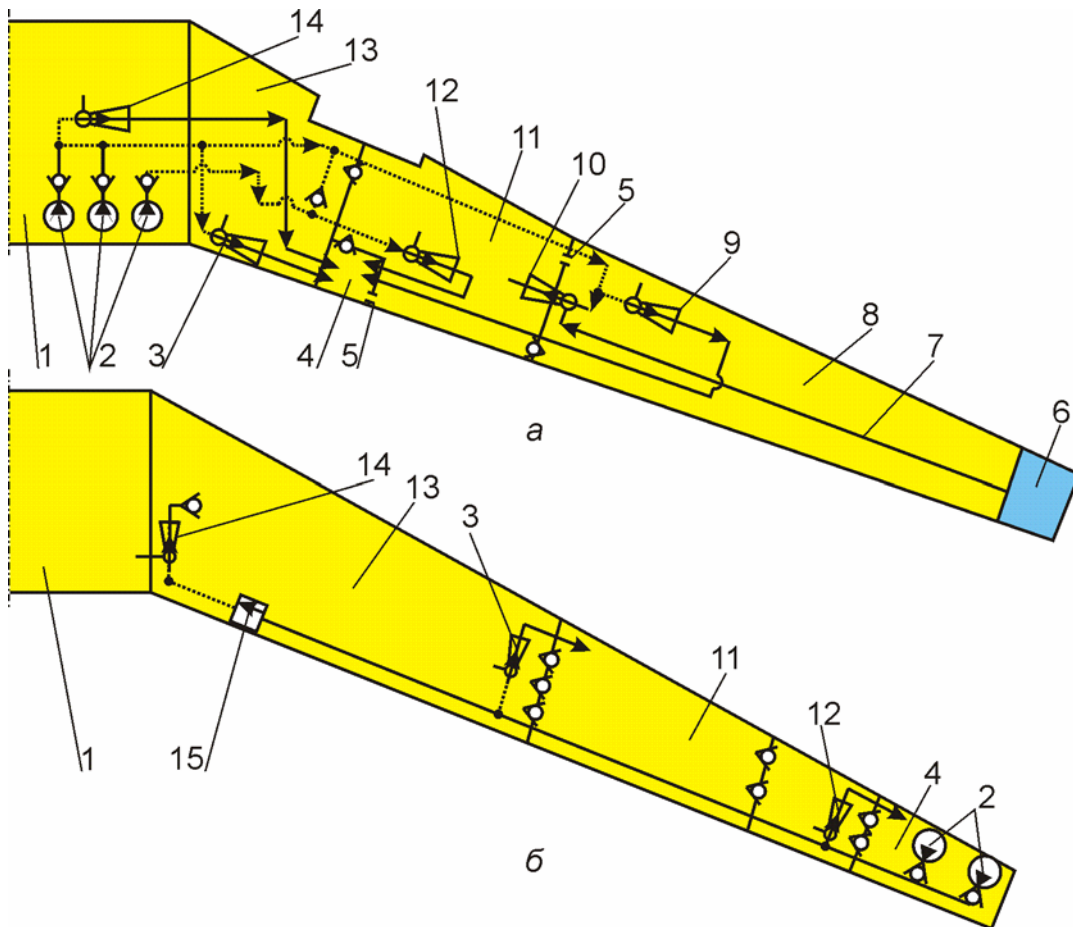


Рис. 6.24. Приклади підсистем перекачування:

- a* — променева (RRJ); *б* — каскадна (Ан-148); 1 — баки в центропланах; 2 — ПНЛ; 3, 9, 10, 12, 14 — ПН; 4 — витратні відсіки; 5 — отвір переливання; 6 — дренажний бак; 7 — трубопровід відкачування з дренажного бака; 8 — зовнішній відсік; 11 — середній відсік; 13 — внутрішній відсік; 15 — запірний кран

Для прикладу на рис. 6.24, *a* показано підсистему перекачування літака-низькоплана з витратним відсіком у середній частині крила (RRJ), побудовану за променевою схемою. На рисунку зображено: міжбакове (основне) перекачування з центропланного бака 1 у витратний відсік 4 струминним насосом 14; внутрішньобакове (допоміжне) перекачування із внутрішнього 13, середнього 11 і зовнішнього 8 відсіків струминними насосами 3, 12, 9 відповідно; відкачування залишків палива з дренажного бака 6

струминним насосом 10. Як бачимо, усі струминні насоси живляться активним паливом від ПНЛ, а рівень палива у витратному відсіку підтримується переливанням через отвори 5. На випадок відмови підсистеми внутрішньобакового перекачування передбачено зворотні клапани для самопливу.

На рис. 6.24, б показано приклад підсистеми перекачування літака верхнього плану з витратним баком на кінці крила (Ан-148), виконаної за каскадною схемою. У цьому випадку також є міжбакове (основне) перекачування з центропланного бака 1 струминним насосом 14 і внутрішньобакове (допоміжне) перекачування з внутрішнього відсіку 13 у середній 11 насосом 3, а потім із середнього у витратний 4 насосом 12. Джерелом активного палива також є ПНЛ, а на випадок відмови внутрішньобакового перекачування передбачено зворотні клапани у стінках нервюр. Слід зазначити, що центропланний бак тут зазвичай не заправляється, а використовується як дренажний бак, а кран 15 дає змогу за необхідності відсікати подання активного палива до нього.

Іноді для повного вироблення палива з чергового бака нижче рівня входження у потужні ЕВН або ГТН паралельно до них установлюють додаткові малопотужні ЕВН або струминні насоси (В-747, МиГ-29). Як приклад на рис. 6.25 показано підсистему відкачування залишків палива з центропланного бака літака В-747. Поки рівень палива в центропланному баці забезпечує нормальну роботу ПНЛ 6, подання активного палива до струминних насосів 2 перекрито поплавцевими клапанами 4. При зниженні рівня палива нижче деякого мінімального значення ПНЛ 6 вимикаються, при цьому живлення двигунів перемикаються на ПНЛ 7 консольних баків. Одночасно відкриваються поплавцеві клапани 4 і пропускають активне паливо до струминних насосів 2. Фільтри 5 у лініях активного палива запобігають забиванню сопел струминних насосів. Доки в консольних баках не звільниться достатньо місця, перекачування залишків палива блокується поплавцевими клапанами перекачування 1. У міру вироблення палива з консольних баків рівень палива в них знижується, клапани 1 відкриваються і почнеться перекачування залишків палива з центропланного бака в консольні. Зворотні клапани 3 запобігають зворотному перетіканню палива з консольних баків у центропланний під час маневрів літака.

Крім того, ці ж струминні насоси перемішують із паливом воду, що потрапила в нього. Таким чином, виключається подання у двигун палива з концентрацією води, що перевищує допустиму, що могло б спричинити зрив горіння. При цьому також зникає потреба у зливанні конденсату із багатьох зливних точок, для чого було потрібно чекати осідання води в паливі (протягом декількох годин або навіть діб), отже, скорочуються витрати часу на підготовку до польоту.

На важких транспортних літаках (особливо при наявності системи дозаправлення в польоті) зазвичай установлюють спеціальні насоси для відкачування залишків палива із трубопроводів заправлення (С-130/141/5) (рис. 6.26). Це підвищує пожежну безпеку та зменшує масу залишку палива, що не виро-

бляється. Недоліками встановлення таких насосів є збільшення маси системи через додання самих насосів (зазвичай ЕВН), системи керування ними та інших допоміжних елементів, а також ускладнення паливної системи.

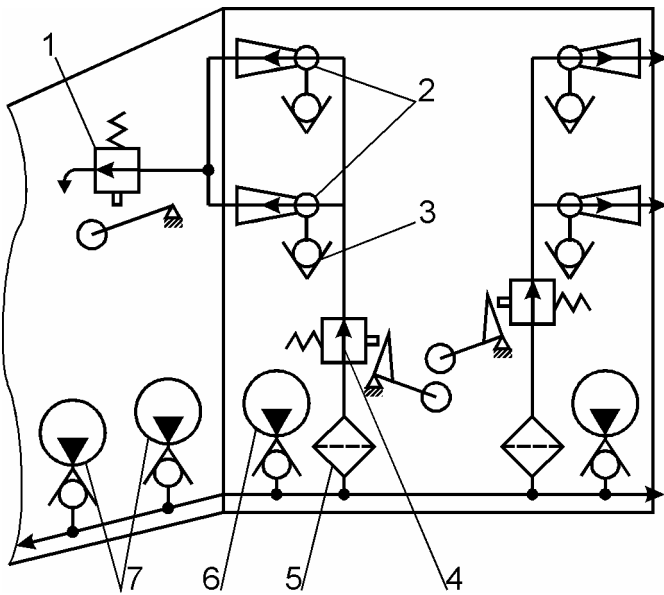


Рис. 6.25. Схема відкачування залишків палива з бака (В-747):

- 1 — поплавцевий клапан перекачування;
- 2 — струминні насоси відкачування;
- 3 — зворотний клапан;
- 4 — поплавцевий клапан активного палива;
- 5 — фільтр;
- 6 — ПНЛ першої черги;
- 7 — ПНЛ другої черги

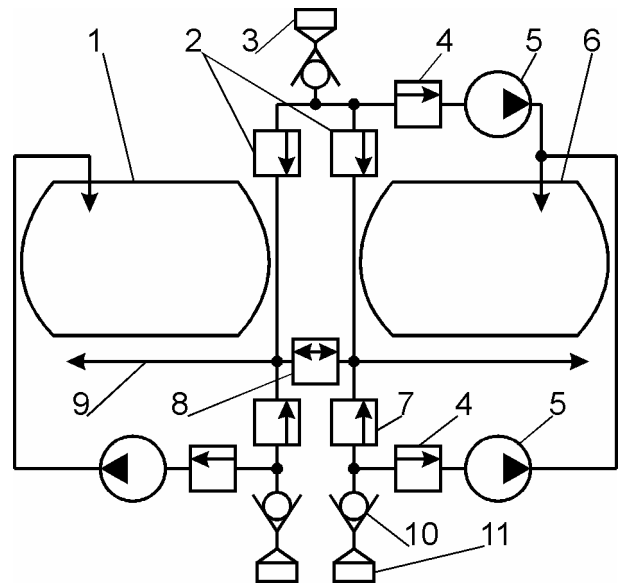


Рис. 6.26. Схема відкачування залишків палива з трубопроводів (С-5):

- 1 — ВБ № 2;
- 2 — крани дозаправлення в польоті;
- 3 — приймач палива;
- 4 — крани відкачування;
- 5 — насоси відкачування;
- 6 — ВБ № 3;
- 7 — кран заправки;
- 8 — кран розділення;
- 9 — трубопровід заправки-перекачування;
- 10 — зворотний клапан;
- 11 — штуцер заправки

Струминні насоси, призначені для відкачування залишків палива з баків і перемішування води, можуть мати декілька входів та об'єднуватися в блоки (рис. 6.27) [167].

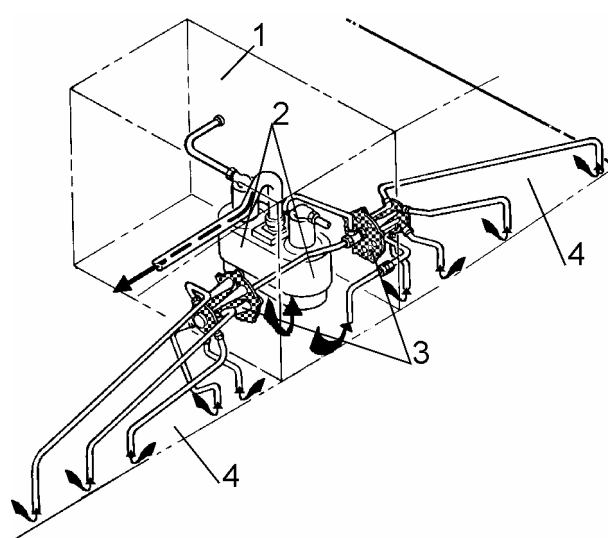


Рис. 6.27. Установлення струминних насосів для відкачування палива (С-5):

- 1 — витратний відсік;
- 2 — ПН або ПНЛ;
- 3 — струминні насоси;
- 4 — паливні баки



## 6.3. Підсистема балансувального перекачування

### 6.3.1. Призначення, вимоги та принцип роботи

Підсистему балансувального перекачування палива (БПП) призначено для досягнення й підтримання заданого центрування, яке визначається вимогами до балансування, стійкості, керованості й паливної ефективності.

Спочатку підсистему БПП було розроблено для надзвукових літаків з великою дальністю польоту (B-58, Tu-144, Concorde). Це було необхідно для забезпечення балансування в каналі тангажу в умовах значного зміщення фокусу й центра тиску (ЦТ) назад під час розгону з дозвукової швидкості до надзвукової та вперед під час гальмування з надзвукової швидкості на дозвукову<sup>1</sup>.

Таким чином, під час розгону, коли фокус зміщувався назад, здійснювалося БПП назад, що зміщує ЦМ у тому ж напрямку. Під час гальмування, коли фокус зміщувався вперед, виконувалося БПП уперед. Таким чином, відстань між ЦМ і фокусом підтримувалася в заданих межах.

Потім ця підсистема використовувалася й на багаторежимних надзвукових літаках нормальної схеми (B-1, Tu-160).

Пізніше підсистему БПП почали застосовувати й на дальніх дозвукових літаках для підвищення паливної ефективності. Щоб зрозуміти принцип її роботи, розглянемо усталений горизонтальний політ літака до (рис. 6.28, а) і після (рис. 6.28, б) зміщення ЦМ назад унаслідок БПП.

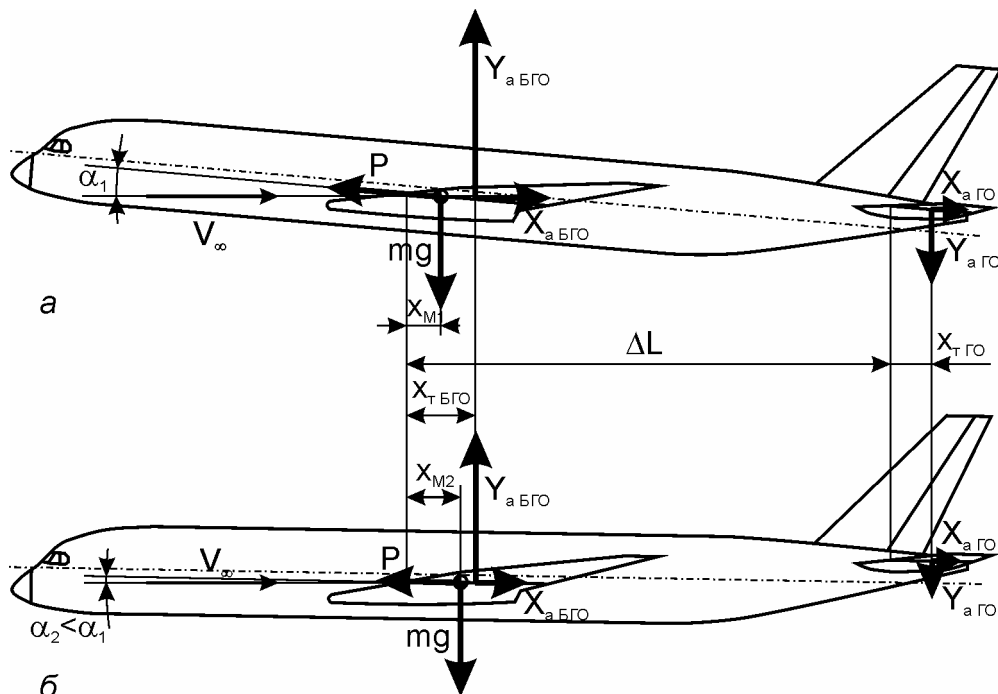


Рис. 6.28. Схема сил, що діють на літак

<sup>1</sup> Літаки, що розглядаються, були побудовані за схемою «безхвостка». Таким чином, зміщення ЦТ можна було компенсувати тільки відхиленням елевонів, плече яких значно менше плеча горизонтального оперення. Це призводило до значних втрат піднімальної сили або до збільшення балансувального опору.

У класичній динаміці польоту розділяють вивчення руху матеріальної точки (для визначення льотно-технічних характеристик (ЛТХ) літака) і руху твердого тіла (для визначення характеристик стійкості й керованості). Однак для дослідження впливу БПП такий підхід є непридатним. Для визначення ЛТХ потрібно розглянути літак як тверде тіло.

Запишемо рівняння рівноваги для усталеного горизонтального польоту літака:

$$\sum X = P - X_{\text{абГО}} - X_{\text{аГО}} = 0; \quad (6.3)$$

$$\sum Y = Y_{\text{абГО}} - mg - Y_{\text{аГО}} = 0; \quad (6.4)$$

$$\sum M_{\text{за}} = mgx_{\text{М}} - Y_{\text{абГО}}x_{\text{тБГО}} + Y_{\text{аГО}}(\Delta L + x_{\text{тГО}}) = 0, \quad (6.5)$$

де  $P$  — сумарна сила тяги двигунів;  $X_{\text{абГО}}$ ,  $X_{\text{аГО}}$  — аеродинамічний опір літака без горизонтального оперення (ГО) та ізольованого ГО відповідно;  $Y_{\text{абГО}}$ ,  $Y_{\text{аГО}}$  — піднімальна сила літака без ГО та ізольованого ГО відповідно;  $x_{\text{М}}$  — координата ЦМ літака відносно носка середньої аеродинамічної хорди (САХ) крила;  $x_{\text{тБГО}}$  — координата ЦТ літака без ГО відносно носка САХ крила;  $x_{\text{тГО}}$  — координата ЦТ ізольованого ГО відносно носка САХ ГО;  $\Delta L$  — відстань між носками САХ крила та ГО.

Із останніх двох рівнянь можна виразити піднімальну силу літака без ГО та піднімальну силу ізольованого ГО:

$$Y_{\text{абГО}} = mg \frac{\Delta L + x_{\text{тГО}} - x_{\text{М}}}{\Delta L + x_{\text{тГО}} - x_{\text{тБГО}}}; \quad Y_{\text{аГО}} = mg \frac{x_{\text{тБГО}} - x_{\text{М}}}{\Delta L + x_{\text{тГО}} - x_{\text{тБГО}}}. \quad (6.6)$$

Таким чином, для зниження потрібної піднімальної сили ЦМ літака слід зміщувати назад і, якщо ми бажаємо залишатися в зоні стійкості, не переходити межу фокуса.

Потрібну для усталеного горизонтального польоту тягу двигунів можна знайти із рівняння (6.3):

$$P_{\text{пот}} = X_{\text{абГО}} + X_{\text{аГО}}. \quad (6.7)$$

Скористаємося відомими виразами для сили опору

$$X_{\text{абГО}} = 0,7\rho_{\text{Н}}M^2SC_{\text{хаБГО}}, \quad X_{\text{аГО}} = 0,7\rho_{\text{Н}}M^2S_{\text{ГО}}C_{\text{хаГО}}, \quad (6.8)$$

та її коефіцієнтів

$$C_{\text{хаБГО}} = C_{\text{хаБГО}_0} + A_{\text{БГО}}C_{\text{yaБГО}}^2, \quad C_{\text{хаГО}} = C_{\text{хаГО}_0} + A_{\text{ГО}}C_{\text{yaГО}}^2, \quad (6.9)$$

де  $\rho_{\text{Н}}$  — атмосферний тиск на висоті польоту;  $M$  — число Маха польоту;  $S$  і  $S_{\text{ГО}}$  — площа крила та ГО відповідно;  $C_{\text{хаБГО}_0}$  і  $C_{\text{хаГО}_0}$  — коефіцієнти опору літака без ГО й ізольованого ГО при нульовій піднімальній силі;  $A_{\text{БГО}}$  і  $A_{\text{ГО}}$  — коефіцієнти відвалу поляри літака без ГО й ізольованого ГО;  $C_{\text{yaБГО}}$  і  $C_{\text{yaГО}}$  — коефіцієнти піднімальної сили літака без ГО й ізольованого ГО:

$$C_{y_{aБГО}} = \frac{Y_{aБГО}}{0,7\rho_H M^2 S} = \frac{mg}{0,7\rho_H M^2 S} \left( \frac{\Delta L + x_{ТГО} - x_M}{\Delta L + x_{ТГО} - x_{ТБГО}} \right), \quad (6.10)$$

$$C_{y_{aГО}} = \frac{Y_{aГО}}{0,7\rho_H M^2 S_{ГО}} = \frac{mg}{0,7\rho_H M^2 S_{ГО}} \left( \frac{x_{ТБГО} - x_M}{\Delta L + x_{ТГО} - x_{ТБГО}} \right).$$

Підставляючи у (6.7) вирази (6.8) і (6.9), можна отримати вираз для розрахунку потрібної тяги:

$$P_{\text{пот}} = 0,7\rho_H M^2 S \left\{ [C_{x_{aБГО_0}} + A_{БГО} C_{y_{aБГО}}^2] + \frac{S_{ГО}}{S} [C_{x_{aГО_0}} + A_{ГО} C_{y_{aГО}}^2] \right\},$$

а з урахуванням (6.10):

$$P_{\text{пот}} = 0,7\rho_H M^2 S \left( C_{x_{aБГО_0}} + C_{x_{aГО_0}} \frac{S_{ГО}}{S} \right) + \frac{(mg)^2}{0,7\rho_H M^2 S} \times$$

$$\times \left[ A_{БГО} \left( \frac{\Delta L + x_{ТГО} - x_M}{\Delta L + x_{ТГО} - x_{ТБГО}} \right)^2 + A_{ГО} \frac{S}{S_{ГО}} \left( \frac{x_{ТБГО} - x_M}{\Delta L + x_{ТГО} - x_{ТБГО}} \right)^2 \right]. \quad (6.11)$$

Опір літака при нульовій піднімальній силі

$$C_{x_{a_0}} = C_{x_{aБГО_0}} + C_{x_{aГО_0}} \frac{S_{ГО}}{S}$$

не залежить від положення ЦМ. Таким чином, вираз (6.11) для потрібної тяги двигунів відрізняється від класичного [24]

$$P_{\text{пот}} = 0,7\rho_H M^2 S C_{x_{a_0}} + \frac{(mg)^2}{0,7\rho_H M^2 S} A$$

тільки коефіцієнтом відвалу поляри літака, що залежить від положення його ЦМ

$$A(x_M) = A_{БГО} \left( \frac{\Delta L + x_{ТГО} - x_M}{\Delta L + x_{ТГО} - x_{ТБГО}} \right)^2 + A_{ГО} \frac{S}{S_{ГО}} \left( \frac{x_{ТБГО} - x_M}{\Delta L + x_{ТГО} - x_{ТБГО}} \right)^2.$$

Із останнього виразу очевидно, що при збільшенні  $x_M$  (тобто при зміщенні ЦМ назад) коефіцієнт відвалу поляри зменшується (пропорційно квадрату  $x_M$ ), отже, зменшується й потрібна тяга для усталеного горизонтального польоту (рис. 6.29).

Таким чином, для зниження витрати палива на крейсерському режимі польоту доцільним є зміщення ЦМ назад, чого можна добитися шляхом БПП із крилових баків назад у балансувальний бак, розташований у стабілізаторі. Для забезпечення прийнятних характеристик стійкості на зльоті й посадці БПП назад може здійснюватися після зльоту при досягненні деякої безпечної висоти, а БПП уперед — після закінчення крейсерського польоту при зниженні до цієї висоти.

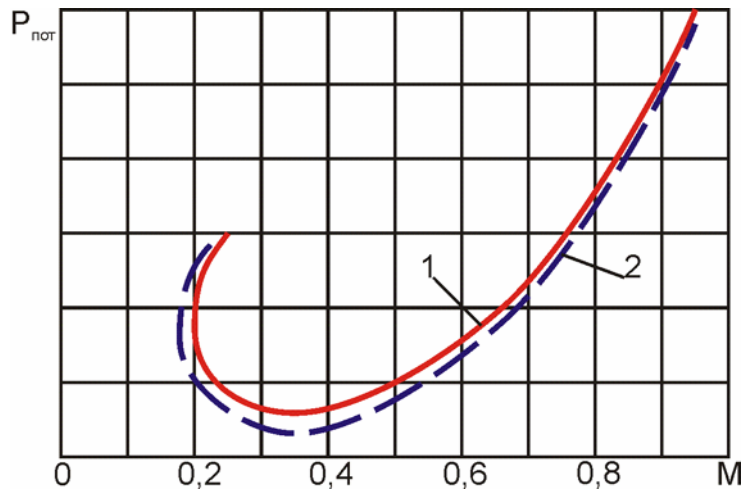


Рис. 6.29. Вплив БПП на криву потрібних тяг: 1 — без БПП; 2 — із БПП

Оскільки ця система безпосередньо впливає на балансування, стійкість і керованість літака, вона вважається життєво важливою, і до її надійності ставляться такі ж **вимоги**, як і до системи керування літаком. Практично необхідно забезпечити як мінімум дворазове резервування засобів перекачування палива. Для забезпечення безпечного гальмування до дозвукової швидкості та посадки необхідно забезпечити зміщення ЦМ уперед навіть при відмові всіх двигунів. Це може бути досягнуто аварійним БПП уперед (із використанням ЕВН або ГПН, що працюють від аварійного турбонасосу) або аварійним зливанням палива із хвостового балансувального бака.

### 6.3.2. Схеми балансувального перекачування

Підсистема БПП зазвичай містить такі компоненти (рис. 6.30):

- хвостові (а іноді й передні) балансувальні баки;
- лінії БПП, що з'єднують ці баки;
- ПН і керувальні крани в цих баках;
- система керування БПП з індикатором та органами керування.

Перші системи БПП (В-58) [148] мали два режими роботи: ручний та автоматичний. У **ручному режимі** екіпаж безпосередньо керував ПН і кранами БПП з допомогою перемикача «Уперед – Нейтрально – Назад». Таким чином, БПП припинялося при встановленні перемикача в положення «Нейтрально» або при досягненні граничного рівня в балансувальному баці, у який перекачувалося паливо.

В **автоматичному режимі** екіпаж задавав цільове положення ЦМ в інтервалі між граничними переднім і заднім його положеннями, що розраховувалися бортовим комп'ютером. Далі комп'ютер на основі даних про кількість палива в кожному баці, масу літака без палива (zero fuel weight — ZFW) і положення ЦМ літака без палива (zero fuel center-of-gravity — ZFCG) розраховував дійсне положення ЦМ. Потім, порівнюючи його з цільовим, визначав напрямок перекачування й добивався збігу дійсного по-

ложення ЦМ з цільовим включенням-виключенням ПН і відкриттям-закриттям кранів [143].

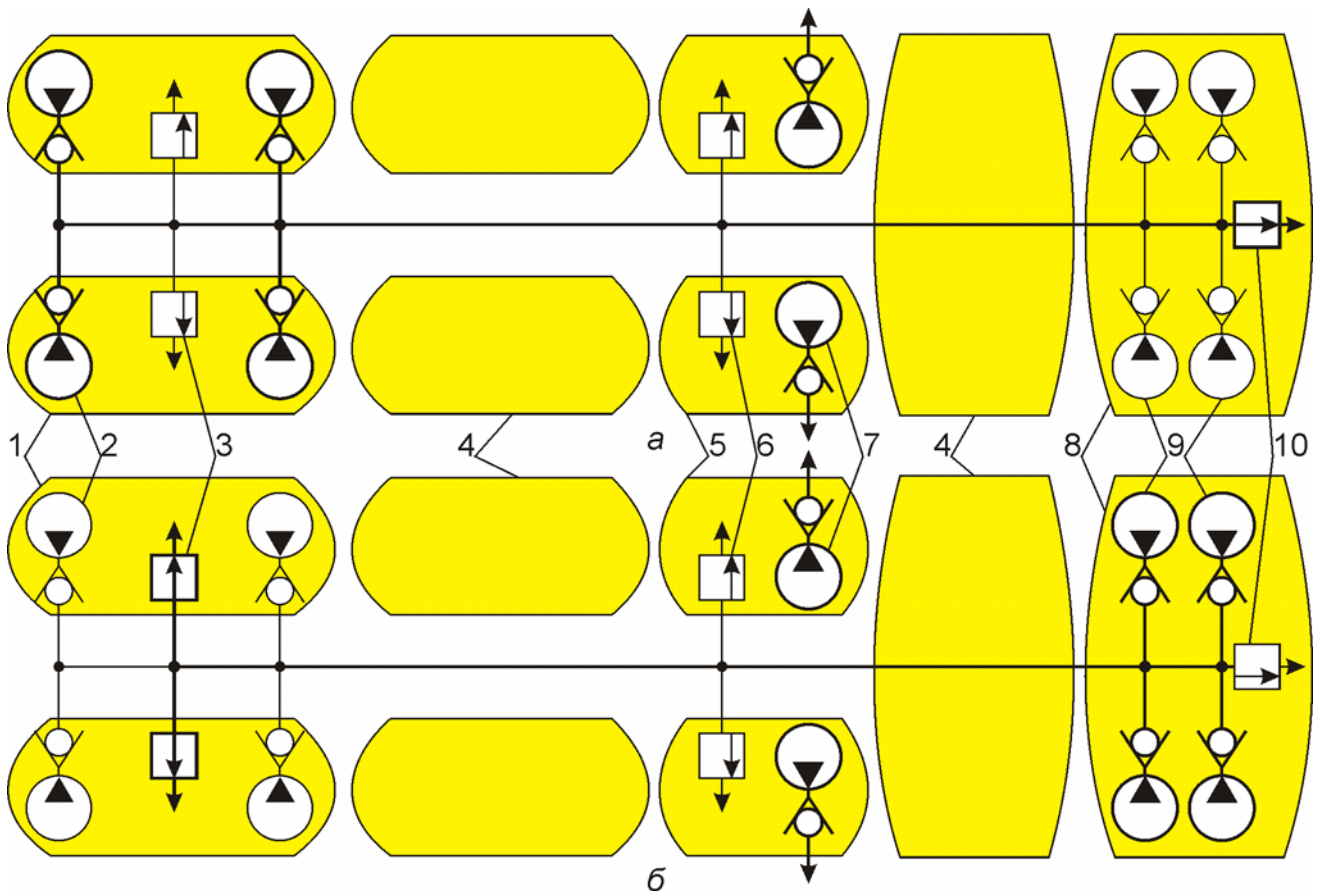


Рис. 6.30. Підсистема БПП надзвукового літака (В-1):

а — перекачування назад; б — перекачування вперед; 1 — передні балансувальні баки; 2 — насоси перекачування назад; 3 — крани перекачування вперед; 4 — чергові баки; 5 — ВБ; 6 — крани перекачування у ВБ; 7 — ПНЛ; 8 — хвостовий балансувальний бак; 9 — насоси перекачування вперед; 10 — кран перекачування назад

У подальшому (В-1) було запропоновано **оптимальний режим**, на якому бортовий комп'ютер сам задає цільове положення ЦМ на основі закладених у ньому оптимальних кривих, що враховують поточну масу й конфігурацію літака (стрілоподібність крила, наявність підвісок, положення механізації тощо).

На багатьох сучасних дозвукових далекомагістральних пасажирських літаках (А-310 [117], А-330 [119], А-340 [120], А-380 [122], В-747 [162]) також установлюється підсистема БПП між криловими баками та балансувальним баком у стабілізаторі. Однак її призначення інше — підвищення паливної ефективності літака внаслідок зниження балансувального опору в тривалому крейсерському польоті.

Можна виділити три варіанти підсистеми БПП. Перший з них (що реалізовано на А-310) відповідає паралельній схемі вироблення палива й дає змогу перекачувати його назад із бака в центроплані крила або внутрішніх консольних баків та вперед тільки в бак у центроплані.

Другий варіант (що реалізовано на А-330, А-340, А-380) відповідає послідовній схемі вироблення палива (рис. 6.31) і дає змогу перекачувати його в обох напрямках між баком у центроплані або внутрішніми консольними баками та балансувальним баком у стабілізаторі.

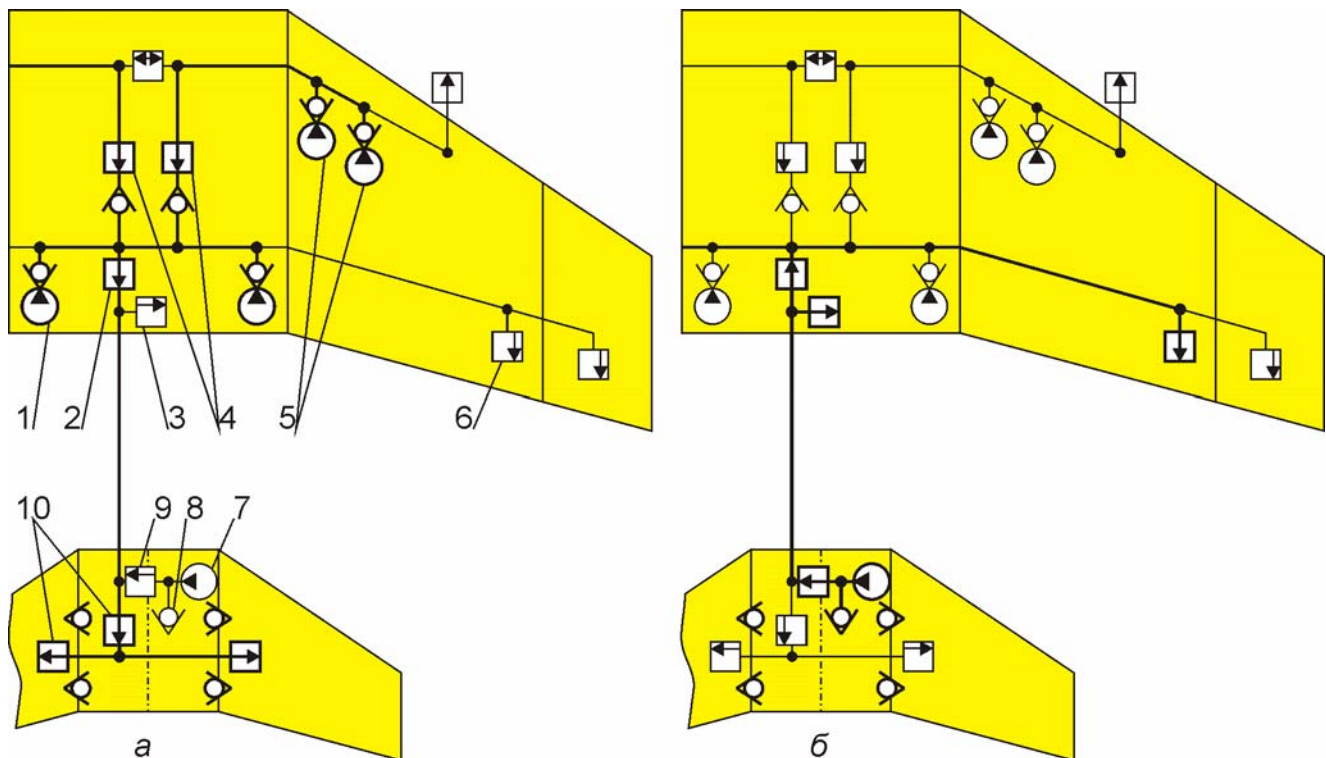


Рис. 6.31. Підсистема БПП дозвукового літака (А-330, А-340, А-380):  
 а — перекачування назад; б — перекачування вперед; 1 — перекачувальний насос; 2 — ізолювальний кран у крилі; 3 — кран БПП уперед у бак у центроплані; 4 — крани БПП назад із ВБ; 5 — ПНЛ; 6 — кран БПП уперед у ВБ; 7 — насос БПП уперед; 8 — самопливний клапан БПП уперед; 9 — ізолювальний кран у стабілізаторі; 10 — крани БПП назад у стабілізаторі

Третій варіант (що реалізовано на В-747) відповідає змішаній схемі вироблення палива й дає змогу перекачувати його в обох напрямках тільки між баком у центроплані та балансувальним баком у стабілізаторі.

**Цільове положення ЦМ** визначається збереженням стійкості літака. На літаках Airbus воно задається як зміщене вперед на 2 % відносно сертифікованого граничного заднього положення ЦМ при поточній польотній масі та є функцією останньої. Крім того, для уникнення автоколивань задаються допуски на дійсне положення ЦМ відносно цільового. Так, на літаках Airbus при перекачуванні назад допуск становить 2 %, а при перекачуванні вперед — 0,5 %.

**Перекачування назад** зазвичай виконується тільки один раз протягом польоту під час набору висоти. Перекачування назад починається при виконанні всіх таких умов: прибране положення шасі й передкрилків; наявність вільного об'єму в балансувальному баці в стабілізаторі (якщо літак злітає з заповненим балансувальним баком, БПП назад не потребується); наявність достатньої кількості палива у ВБ; висота польоту вище заданої;

дійсна координата ЦМ (див. рис. 6.28) менша цільової за відрахунком допуску (2 %). Якщо всі ці умови будуть виконані повторно (наприклад, при змінненні кута тангажу), то відбудеться повторне увімкнення БПП назад.

Перекачування назад припиняється при виконанні будь-якої з таких умов: рівність дійсного положення ЦМ цільовому за відрахунком допуску (0,5 %); спрацювання датчика верхнього рівня в балансувальному баці; зниження кількості палива у ВБ до заданого рівня; перехід на ручне керування перекачуванням.

**Перекачування вперед** виконується протягом крейсерського польоту періодично в міру вироблення палива. Перекачування вперед починається при виконанні будь-якої з таких умов: досягнення дійсним положенням ЦМ цільового значення; зменшення кількості палива у ВБ до заданого значення (у цьому випадку перекачування вперед припиниться при досягненні кількості палива у ВБ, що перевищує інше задане значення); зниження літака до заданої висоти (при цьому перекачування зупиняється тільки датчиками максимального рівня ВБ); увімкнення системи аварійного зливання; аварійний стан електросистеми.

Перекачування вперед припиняється при виконанні будь-якої з таких умов: рівність дійсного положення ЦМ цільовому значенню за відрахунком допуску (0,5 %); спорожніння балансувального бака в стабілізаторі.

Для надійності перекачування вперед насос БПП уперед у стабілізаторі вмикається при прибиранні шасі й передкрилків, а вимикається, тільки коли балансувальний бак стає порожнім. При відмові цього насоса БПП уперед виконується через самопливний клапан.

Крім розглянутого автоматичного перекачування існує й ручне перекачування вперед, що використовується екіпажем в аварійних ситуаціях.

У випадку, якщо дійсна поздовжня координата ЦМ перевищує цільове значення, може бути виконано прискорене перекачування вперед. У разі часткових відмов системи керування БПП система керування автоматично зміщує цільове положення ЦМ уперед (на 1,5...2,3 %).

### **6.3.3. Розрахунок балансувального перекачування**

Як відомо, координата ЦМ літака зазвичай виражається в долях САХ і задається відносно її носка. Для визначення положення ЦМ літака необхідно статичний момент літака відносно носка САХ поділити на масу літака:

$$\bar{x}_M = \left[ \frac{ZFW \cdot ZFCG \cdot b_A + S_z}{ZFW + m_n} \right] \frac{100\%}{b_A}, \quad (6.12)$$

де  $ZFW$ ,  $ZFCG$  — маса й положення ЦМ літака без палива;  $m_n$ ,  $S_z$  — маса й статичний момент поточної кількості палива відносно носка САХ;  $b_A$  — САХ крила.

Таким чином, у першому наближенні задача зводиться до обчислення статичного моменту палива, розміщеного на борту, при заданих масі

палива й куті тангажу. Маса й статичний момент палива визначаються інтегруванням по об'єму бака:

$$m_n = \rho_n \iiint dx dy dz, \quad S_z = \rho_n \iiint x dx dy dz. \quad (6.13)$$

Складність полягає тільки у виборі меж інтегрування. Найбільш простий вигляд меж буде при виборі такого порядку інтегрування:  $y, x, z$ . При виборі інших порядків виходить значно більш складна область, причому змінної конфігурації.

Таким чином, межами зовнішнього інтеграла (по  $z$ ) є координати нервюр, що обмежують бак-кесон,  $[z_I, z_{II}]$ . Межами середнього інтеграла (по  $x$ ) є координати переднього й заднього лонжеронів  $[x_I, x_{II}]$ . Внутрішній інтеграл (по  $y$ ) зводиться до різниці верхньої й нижньої меж, які становлять найбільший інтерес. Нижньою межею може бути координата нижньої поверхні профілю крила (у точці  $x, z$ ) або координата вільної поверхні палива залежно від кута тангажу й поточного рівня палива в баці, верхньою — координата верхньої поверхні крила або вільної поверхні палива.

Рівень палива  $\delta$  (при заданому куті тангажу  $\theta$ ) може змінюватися в межах  $[0, \delta_{\max}]$ , причому  $0$  відповідає нижній точці бака, а  $\delta_{\max}$  — верхній його точці. Тут можливі два випадки залежно від того, яка з нервюр виявиться нижче: коренева чи кінцева. Перший випадок є характерним для крейсерського режиму низькопланів (із позитивним поперечним  $V$ ); другий — для верхньопланів (із негативним поперечним  $V$ ). Тепер можна задати вільну поверхню палива рівнянням

$$y_{\text{віль}}(x, \theta, \delta) = y_{\delta}(\theta, \delta) + (x - x_{\delta}(\theta, \delta)) \operatorname{tg} \theta,$$

де  $x_{\delta}(\theta, \delta), y_{\delta}(\theta, \delta)$  — координати точки поточного рівня  $\delta$  на однойменній осі.

Тепер верхню й нижню межі внутрішнього інтеграла можна задати у вигляді мінімуму двох функцій: функції, що описує відповідну поверхню крила, і функції, що описує вільну поверхню палива:

$$y_u(z, x, \theta, \delta) = \min\{y_B(z, x); y_{\text{віль}}(x, \theta, \delta)\};$$

$$y_d(z, x, \theta, \delta) = \min\{y_H(z, x); y_{\text{віль}}(x, \theta, \delta)\},$$

де  $y_B(z, x)$  і  $y_H(z, x)$  — функції, що описують відповідно верхню й нижню поверхні крила з урахуванням типу профілю, кута поперечного  $V$  та інших геометричних характеристик крила.

Після підстановки цих функцій інтеграли (6.13) набувають вигляду

$$m_n(\theta, \delta) = \rho_n \int_{z_I}^{z_{II}} \int_{x_I(z)}^{x_{II}(z)} [y_u(z, x, \theta, \delta) - y_d(z, x, \theta, \delta)] dx dz;$$

$$S_z(\theta, \delta) = \rho_n \int_{z_I}^{z_{II}} \int_{x_I(z)}^{x_{II}(z)} x [y_u(z, x, \theta, \delta) - y_d(z, x, \theta, \delta)] dx dz.$$

Оскільки за початок відліку було взято носок бортової хорди, формула (6.12) для розрахунку ЦМ літака набере такого вигляду:



$$\bar{x}_M(\theta, \delta) = \left[ \frac{ZFW \cdot (ZFCG \cdot b_A + x_A) + S_z(\theta, \delta)}{ZFW + m_n(\theta, \delta)} - x_A \right] \frac{100\%}{b_A}, \quad (6.14)$$

де  $x_A$  — координата носка САХ уздовж осі  $x$ .

Таким чином, використовуючи описаний вище порядок інтегрування, вдається уникнути змінної конфігурації області інтегрування та звести досить складну задачу до відносно простого алгоритму. Реальні розрахунки виконують з допомогою спеціального програмного забезпечення та крім перелічених факторів ураховують поділ паливного відсіку на окремі баки, заданий порядок вироблення й перекачування, наявність ПВН тощо. Приклад результатів розрахунку БПП для літака А-310 показано на рис. 6.32.

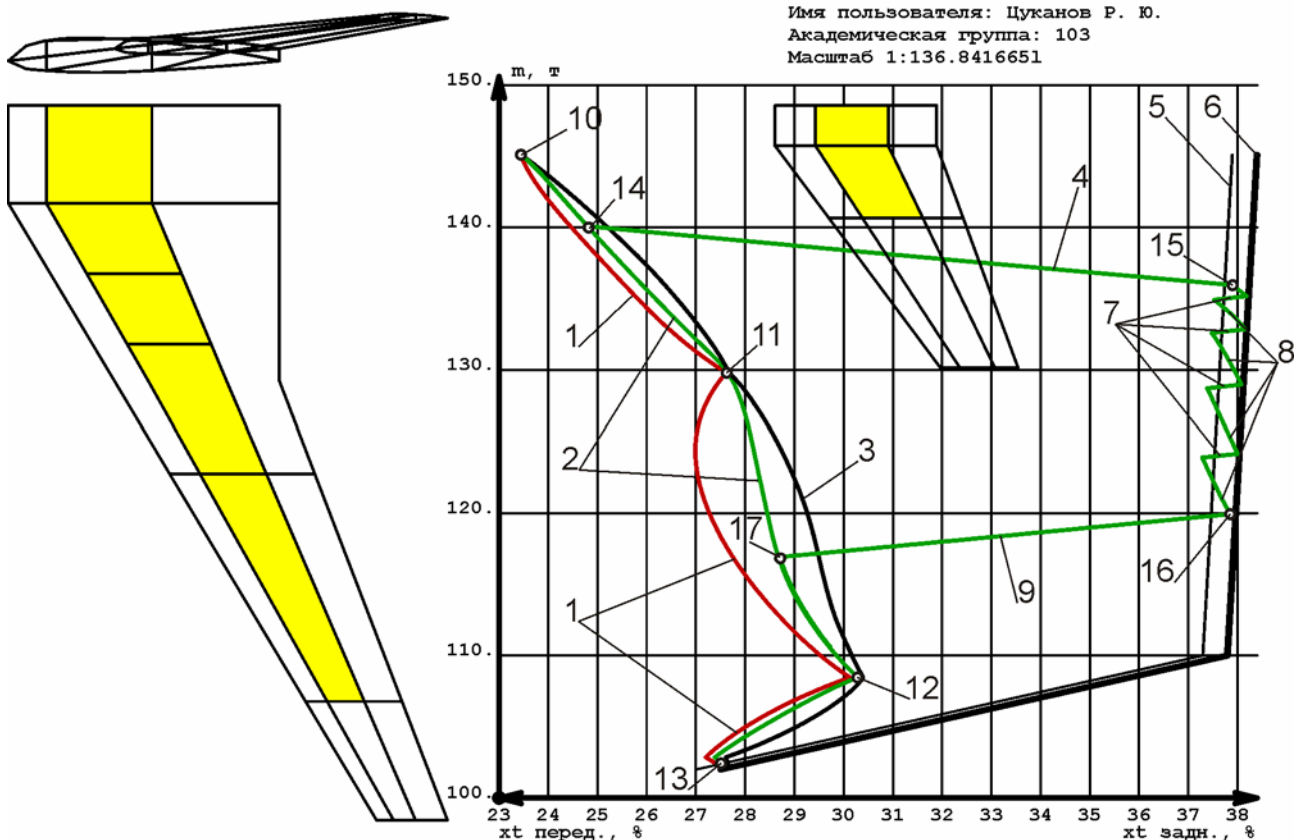


Рис. 6.32. Графік центрування літака (А-310):

1, 2, 3 — положення ЦМ при мінімальному, крейсерському й максимальному кутах тангажу без БПП; 4 — БПП назад; 5 — цільове положення ЦМ за відрахунком допуску; 6 — цільове положення ЦМ; 7 — БПП уперед; 8 — зміщення ЦМ у міру вироблення палива; 9 — БПП уперед при зниженні; 10 — початок вироблення; 11 — остаточне вироблення бака в центроплані; 12 — остаточне вироблення корневих баків; 13 — остаточне вироблення зовнішніх баків; 14 — початок БПП назад; 15 — остаточне БПП назад; 16 — початок БПП уперед при зниженні; 17 — остаточне БПП уперед при зниженні

Для розрахунку БПП задається кілька додаткових параметрів:

- цільове положення ЦМ літака;
- допустиме зміщення ЦМ уперед при перекачуванні назад і вперед;
- номери ПБ, із яких та в які виконується БПП;

- витрата паливного насоса при БПП;
- час польоту;
- маса витраченого палива (або висота польоту), після досягнення якої вмикається БПП назад;
- мінімальний запас палива у ВБ, при якому дозволяється БПП назад (має сенс тільки у випадку, якщо БПП назад виконується із ВБ);
- максимальний запас палива у стабілізаторі, при якому дозволяється БПП назад (визначає можливість розміщення палива, що перекачується, у стабілізаторі);
- початкова маса палива у стабілізаторі.

Бак у стабілізаторі може заправлятися на землі, якщо літак здатний злітати з таким центруванням (А-330, А-340, А-380, В-747), або ж паливо починає перекачуватися в цей бак тільки при набиранні заданої висоти польоту (А-310).

### **Контрольні запитання**

1. Для чого призначено підсистему основного перекачування палива?
2. Які вимоги ставляться до підсистеми основного перекачування?
3. Які способи перекачування зазвичай використовуються для крилових і фюзеляжних баків?
4. Які способи перекачування можуть використовуватися для додаткових баків?
5. Що являє собою променева схема перекачування? У чому полягають її переваги й недоліки?
6. Що являє собою променева схема перекачування з виділеними групами? У чому полягають її переваги й недоліки?
7. Що являє собою променева схема перекачування зі спільними баками? У чому полягають її переваги й недоліки?
8. Що являє собою колекторна схема перекачування? У чому полягають її переваги й недоліки?
9. Що являє собою колекторна схема перекачування з виділеними групами? У чому полягають її переваги й недоліки?
10. Що являє собою колекторна схема перекачування зі спільними баками? У чому полягають її переваги й недоліки?
11. Що являє собою каскадна схема перекачування? У чому полягають її переваги й недоліки?
12. Яким чином підсистема перекачування палива впливає на ресурс планера літака?
13. У чому полягають переваги й недоліки жорсткого порядку вироблення?
14. У чому полягають переваги й недоліки ручного керування виробленням/перекачуванням?
15. Що являє собою керування перекачуванням за рівнем палива в баці-джерелі? У чому полягають його переваги й недоліки? Де воно застосовується?

16. Що являє собою електричне керування перекачуванням за рівнем палива в баці-одержувачі? У чому полягають його переваги й недоліки? Де воно застосовується?

17. Що являє собою гідромеханічне керування перекачуванням за рівнем палива в баці-одержувачі? У чому полягають його переваги й недоліки? Де воно застосовується?

18. Що являє собою гідромеханічне керування перекачуванням із командним паливом за рівнем палива в баці-одержувачі? У чому полягають його переваги й недоліки? Де воно застосовується?

19. Що являє собою гідромеханічне керування перекачуванням із гідротурбопривідними або струминними насосами за рівнем палива в баці-одержувачі? У чому полягають його переваги й недоліки? Де воно застосовується?

20. Що являє собою переливання палива назад у бак-джерело? У чому полягають його переваги й недоліки? Де воно застосовується?

21. Опишіть конструкцію поплавцевого датчика рівня палива. У чому полягають його переваги й недоліки? Де застосовуються такі датчики?

22. Опишіть конструкцію струминного датчика рівня палива. У чому полягають його переваги й недоліки? Де застосовуються такі датчики?

23. Опишіть конструкцію спеціального клапана керування перекачуванням. Де застосовуються такі клапани?

24. У чому полягають особливості розрахунку підсистеми основного перекачування?

25. Для чого призначено підсистему допоміжного перекачування?

26. Насоси якого типу найбільш широко застосовуються для допоміжного перекачування у теперішній час?

27. Із якою метою на деяких літаках установлюють спеціальні насоси відкачування палива із трубопроводів заправлення?

28. Для чого призначено підсистему балансувального перекачування на надзвукових літаках? Поясніть принцип її роботи.

29. Для чого призначено підсистему балансувального перекачування на дозвукових літаках? Поясніть принцип її роботи.

30. У яку сторону доцільно зміщувати ЦМ літака на крейсерському режимі польоту для зниження витрати палива?

31. Із якою метою та якими способами забезпечують високу надійність балансувального перекачування палива вперед?

32. Що входить до складу підсистеми балансувального перекачування палива?

33. Опишіть роботу підсистеми балансувального перекачування палива.

34. Що таке цільове положення ЦМ? З якою точністю воно підтримується?

35. Як записується формула для розрахунку положення ЦМ літака у функції від поточного запасу палива?

36. Який вигляд має графік положення ЦМ літака в міру вироблення палива з урахуванням балансувального перекачування?

## 7. ПІДСИСТЕМА АВАРІЙНОГО ЗЛИВАННЯ ПАЛИВА

### 7.1. Призначення підсистеми аварійного зливання й вимоги до неї

Підсистему аварійного зливання **призначено** для швидкого зниження поточної польотної маси в аварійних ситуаціях (при відмові двигуна, пожежі або іншій серйозній загрозі безпеці польоту, особливо під час зльоту або набору висоти).

Якщо максимальна посадкова маса перевищує поточну, то останню необхідно знизити до максимальної посадкової маси.

Подібна ситуація може виникнути й на крейсерському режимі польоту, якщо вимушена посадка виконується на коротку смугу.

У деяких випадках під час вимушеної посадки наявність палива на борту є небажаною з огляду на пожежну безпеку (наприклад, при посадці з прибралим або неповністю випущеним шасі).

До підсистеми аварійного зливання ставляться такі **вимоги**.

#### **Для легких літаків:**

1. Якщо розрахункова посадкова маса менше дозволеної вимогами АП 23.473b, то літак повинен мати систему аварійного зливання палива, що допускає зливання палива, достатнє для зменшення максимальної маси до розрахункової посадкової маси. Середня швидкість аварійного зливання палива має бути не менше 1 % від максимальної маси на хвилину, але не потребується, щоб час, необхідний для аварійного зливання палива, був менше 10 хв (АП 23.1001a).

2. На літаках із поршневиими двигунами система аварійного зливання має бути спроектована так, щоб виключалася можливість аварійного зливання палива з баків, що використовуються для зльоту й посадки, нижче рівня, що забезпечує 45 хв польоту при роботі двигуна на режимі 75 % максимальної тривалої потужності (АП 23.1001b).

#### **Для літаків транспортної категорії:**

1. Кожен літак повинен мати систему аварійного зливання палива, якщо не доведено, що цей літак задовольняє вимогам 25.119 і 25.121d до набору висоти при максимальній злітній масі мінус фактична або розрахункова маса палива, необхідного для 15-хвилинного польоту, що включає в себе зліт, заходження на посадку й посадку в аеропорту вильоту. При цьому конфігурації літака, швидкість, потужність і тяга мають бути такими, як при виконанні відповідних вимог цих Норм до характеристик зльоту, заходження на посадку й набору висоти в посадковій конфігурації (АП 25.1001a).

2. Якщо система аварійного зливання палива є необхідною, то вона має за 15 хв забезпечувати, починаючи з маси, указаної в 25.1001a, зливання достатньої кількості палива, щоб літак міг задовольнити вимогам 25.119 і 25.121d до набору висоти, причому паливо зливається при умо-

вах, які, за виключенням маси, встановлено як найменш сприятливі під час льотних випробувань, передбачених 25.1001с (АП 25.1001b).

**Для всіх літаків:**

1. Аварійне зливання палива має бути продемонстровано, починаючи з максимальної злітної маси, при прибраних закрилках і шасі на таких режимах:

а) планерування із прибраним газом при швидкості  $1,3V_{SR1}$  (за АП 23 —  $1,4V_{S1}$ ) (АП 23/25.1001с1);

б) набір висоти з найвигіднішою швидкістю набору висоти при непрацюючому критичному двигуні та при максимальній тривалій потужності інших двигунів (АП 23/25.1001с2);

в) горизонтальний політ при швидкості  $1,3V_{SR1}$  (за АП 23 —  $1,4V_{S1}$ ), якщо результати випробувань при умовах, указаних у підпунктах АП 23/25.1001с1/б1 і АП 23/25.1001с2/б2, показують, що ця умова може бути критичною (АП 23/25.1001с3).

2. У процесі льотних випробувань, передбачених пунктом АП 23/25.1101с, має бути показано таке:

а) система аварійного зливання палива та її робота є пожежобезпечними (АП 23/25.1001d1);

б) паливо, що зливається, не потрапляє на будь-які частини літака (АП 23/25.1001d2);

в) паливо або його пари не проникають у будь-які частини літака (АП 23/25.1001d3);

г) процес зливання не робить негативного впливу на керованість літака (АП 23/25.1001d4).

3. За АП 25 — на усіх літаках, а за АП 23 — на літаках із газотурбінними двигунами мають бути передбачені засоби, що запобігають аварійному зливанню палива з баків, що використовуються для зльоту й посадки нижче рівня, що забезпечує набір висоти від рівня моря до 3000 м і подальший крейсерський політ протягом 45 хв при швидкості найбільшої дальності. Однак, якщо є допоміжне керування, що не залежить від основного керування аварійним зливанням, то конструкція системи може передбачати аварійне зливання палива, що залишилося, з допомогою допоміжного керування (АП 23/25.1001f).

4. Конструкція клапана (крана) аварійного зливання палива має давати змогу членам екіпажу здійснити його закриття на будь-якому етапі аварійного зливання (АП 23/25.1001g).

5. Якщо не продемонстровано, що використання закрилків, передкрилків та інших засобів механізації для змінення повітряного потоку, що обтікає крило (включаючи закрилки, щілини й передкрилки), не робить негативного впливу на аварійне зливання палива, то біля органа керування зливанням має бути встановлений трафарет, що забороняє аварійне зливання палива при випущених елементах механізації (АП 23/25.1001h).

6. Конструкція системи аварійного зливання палива має бути такою, щоб унаслідок будь-якої обґрунтовано ймовірної поодинокі несправності в системі не виникали небезпечні умови через несиметричне зливання або неможливість зливання палива (АП 23/25.1001i).

**Для гвинтокрилих ЛА**, якщо встановлено систему аварійного зливання палива, мають виконуватися такі вимоги:

1. Аварійне зливання палива має бути безпечним на всіх режимах польоту, на яких воно дозволено (АП 29.1001а).

2. Система аварійного зливання та її експлуатація мають бути пожегобезпечними (АП 29.1001b1).

3. Паливо або пари палива, які потрапляють на будь-яку частину гвинтокрилого апарата під час аварійного зливання палива, не мають спричинити небезпечних наслідків (АП 29.1001b2).

4. У процесі аварійного зливання палива керованість гвинтокрилим апаратом має залишатися задовільною (АП 29.1001b3).

5. Мають бути забезпечені засоби для автоматичного припинення зливання при рівні палива, нижчому від рівня, необхідного для набору висоти з усіма працюючими двигунами на режимі максимальної тривалої потужності від рівня моря до висоти 1500 м, і подальшого польоту на крейсерському режимі протягом 30 хв при роботі двигуна на режимі максимальної дальності (АП 29.1001с).

Максимальна потрібна маса палива, що зливається, може бути оцінена як різниця між максимальною злітною масою та максимальною посадковою масою ( $m_0 - m_{\text{пос}}$ ) (рис. 7.1).

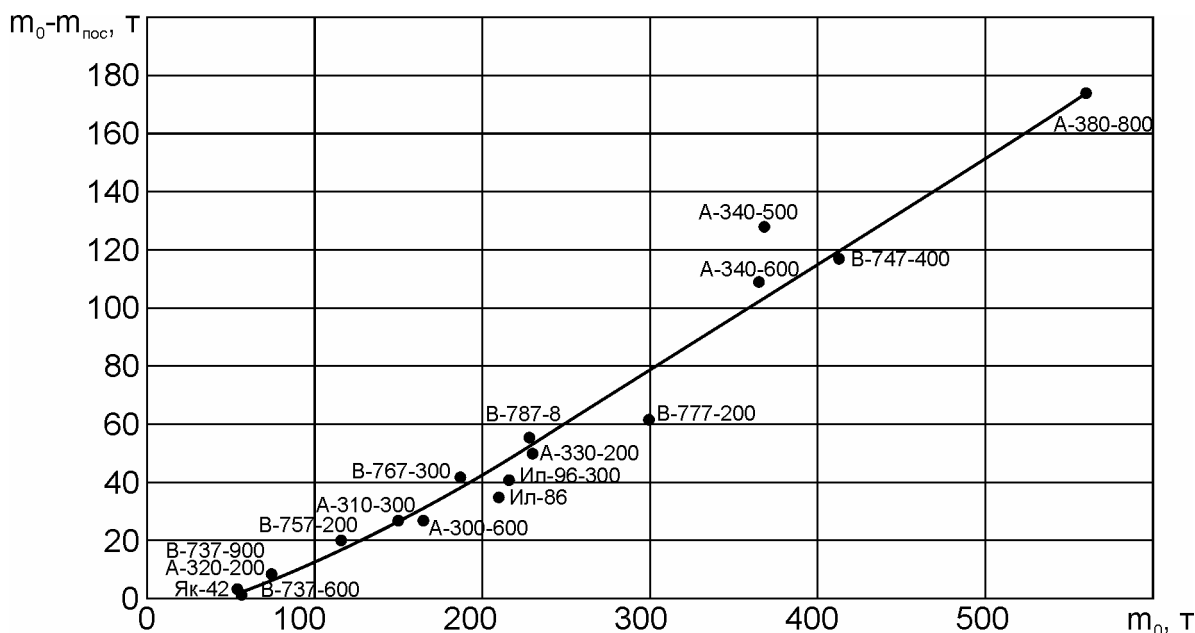


Рис. 7.1. Залежність маси палива, що зливається, від злітної маси

Із рисунка видно, що зі збільшенням злітної маси (при тому ж потрібному часі зливання — 15 хв) збільшується також потрібна витрата палива при аварійному зливанні, а отже, збільшується потрібна потужність і маса

насосів і трубопроводів. Ураховуючи, що з економічних та екологічних міркувань аварійне зливання використовується вкрай рідко, завданням конструктора є мінімізація маси підсистеми аварійного зливання. Тому для аварійного зливання намагаються використати наявні елементи паливної системи.

## 7.2. Схеми аварійного зливання палива

На сучасних ЛА використовуються чотири схеми аварійного зливання (рис. 7.2).

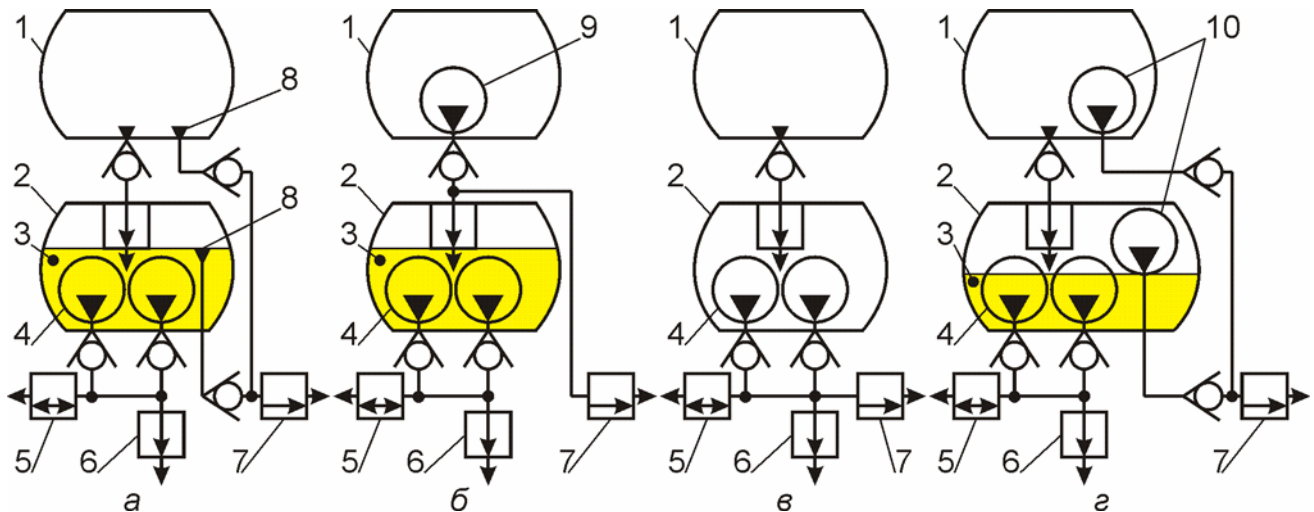


Рис. 7.2. Схеми аварійного зливання:

*а* — самопливом/витисненням; *б* — ПН з ЧБ; *в* — ПНЛ з ВБ; *г* — насосами аварійного зливання; 1 — ЧБ; 2 — ВБ; 3 — залишки, що не зливаються; 4 — ПНЛ; 5 — КПЖ; 6 — протипожежні крани двигунів; 7 — крани аварійного зливання; 8 — штуцери аварійного зливання; 9 — ПН; 10 — насоси аварійного зливання

Перевагами аварійного зливання **самопливом/витисненням** є мінімальна маса та можливість конструктивно гарантувати залишок 3, що не зливається (виділено жовтим кольором на рис. 7.2), шляхом розміщення штуцера зливання 8 на певному рівні над дном бака, недоліками — найбільший час зливання та його залежність від кута тангажу. Зливання самопливом/витисненням застосовується на легких і середніх літаках при жорстких обмеженнях на довжину пробігу (МиГ-25, F-15, Як-40), на палубних літаках (А-3В, А-5, AV-8В, А-7, F-4, F-14, S-3) і при жорстких лімітах маси (B-58, F-111, Ту-114, DC-8).

Під час зливання палива самопливом можливим є утворення повітряної воронки біля зливного штуцера, що спричиняє збільшення гідравлічного опору й часу аварійного зливання. У таких випадках над забірним штуцером зливання встановлюють конфузорний насадок (рис. 7.3) [22], що забезпечує повільне змінення площі прохідного перерізу й перешкоджає потраплянню повітря у трубопровід зливання.

У витратному баці забірний штуцер трубопроводу зливання зазвичай виконують таким, що виступає всередину бака (див. рис. 7.3). Це забезпе-

чує запас палива, що не зливається, потрібний згідно з АП для набору заданої висоти, крейсерського польоту й посадки.

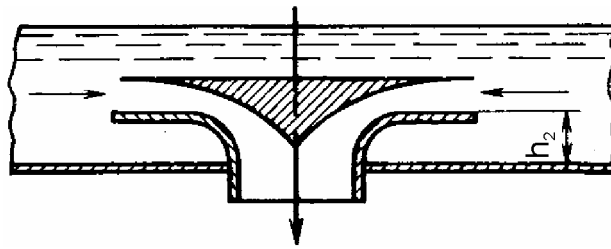


Рис. 7.3. Конфузорний насадок зливання палива, що виступає всередину

Якщо без насосів не вдається вкластися у заданий час зливання, то можна використовувати **ПН з ЧБ** (див. рис. 7.2, б). Перевагами є значне зниження часу зливання та можливість конструктивно гарантувати залишок, що не зливається, — паливо в ВБ. Однак необхідно враховувати збільшення потрібного подання (а отже, і маси) цих насосів з умови аварійного зливання. Така схема застосовується на середніх і важких літаках при наявності достатньо потужних ПН (Ил-62/86, Ту-114, А-340/380, Concorde, КС-10, F-111, F-117, В-1).

Зливання з допомогою **ПНЛ з ВБ** (див. рис. 7.2, в) не потребує наявності потужних ПН у ЧБ та зазвичай дає змогу вкластися в потрібний час зливання. Його недоліками є неможливість конструктивно гарантувати залишок, що не зливається, і необхідність попереднього перекачування палива у ВБ. Така схема застосовується на середніх і важких літаках при паралельній схемі подання (В-727/747/767/787, А-310/320, С-5/27/141, SR-71) або як доповнення до зливання з ЧБ при значних об'ємах ВБ (Ил-96, А-330/340, Concorde, Tornado).

Застосування спеціальних **насосів аварійного зливання** (див. рис. 7.2, г) дає змогу добитися малого часу зливання й гарантувати залишок, що не зливається, шляхом розміщення насосів аварійного зливання 10 на заданому рівні над дном бака. Однак така схема має найбільшу масу. Вона застосовується на середніх і важких літаках і вертольотах при зливанні з ВБ (щоб укластися в заданий час зливання й гарантувати залишок, що не зливається) (Ил-62/86, Як-42, В-777, DC-10, УН-3Н), а також при поданні або перекачуванні палива самопливом або всмоктуванням (ЕА-6В, SH-60).

На одному ЛА для різних баків можуть застосовуватися різні схеми зливання.

Щоб уникнути потрапляння палива, що зливається, на інші частини ЛА, на пасажирських і транспортних літаках зливні патрубки зазвичай розміщують поблизу кінців крила, на маневрених — частіше у хвостовій частині фюзеляжу.

Для зниження навантаження на екіпаж на сучасних ЛА при будь-якій схемі аварійного зливання пілоти зазвичай мають можливість задати кінцеву масу, при якій аварійне зливання буде автоматично припинено системою керування й вимірювання палива (СКВП).



Для забезпечення надійної роботи підсистеми аварійного зливання використовують декілька шляхів. Зазвичай є загальний трубопровід аварійного зливання з двома головними кранами аварійного зливання (лівим і правим), розміщеними поблизу виходу зливних патрубків в атмосферу. Таким чином, при відмові одного з головних кранів зливання можна виконати через кран, що залишився роботоздатним. Із тією ж метою крани аварійного зливання можуть живитися постійним струмом від шини батареї або від різних електричних шин, бути двомоторними або пневматичними.

Підвісні паливні баки в аварійній ситуації можуть бути скинуті, однак у деяких випадках є можливість аварійного зливання навіть зі скидних ППБ (RA-5, AV-8B, EA-6B, A-7, F/A-18, Tornado).

Ненавмисне ввімкнення аварійного зливання може призвести до катастрофічної ситуації, що має бути практично неймовірною подією (імовірність виникнення якої має бути менш ніж  $10^{-9}$  на годину польоту). Для запобігання цьому органи керування аварійним зливанням мають бути оснащені захисними пристроями (АП 25.1161) і пофарбовані в червоний колір (АП 25/29.1555d), а в електричних колах кранів зливання використовуються двополюсні вимикачі.

У процесі аварійного зливання екіпажу рекомендується [176]:

- не зливати паливо нижче 2000 м над місцевістю, щоб уникнути можливого займання парів палива від джерела на місцевості;
- не зливати паливо на кільцевій траєкторії, щоб уникнути потрапляння ЛА в хмару злитого палива;
- уникати змінення режиму роботи двигунів, оскільки електростатичні заряди можуть накопичитися й запалити паливо.

### 7.3. Розрахунок аварійного зливання палива

Під час перевірного розрахунку обчислюють час аварійного зливання й порівнюють його із заданим. Під час проектувального розрахунку залежно від схеми аварійного зливання підбирають діаметр трубопроводу, надлишковий тиск у баці й перепад тиску, що створюється насосом.

Розглянемо найбільш складний випадок — аварійне зливання палива з допомогою ПНЛ з ВБ (рис. 7.4). За час  $d\tau$  рівень палива в баці зменшиться на товщину  $dy$ . Товщина  $dy$ , помножена на відому площу поперечного перерізу бака  $F_6(y)$ , являє собою елементарний об'єм  $F_6(y)dy$ , що дорівнює сумі об'ємів палива, що надходить до двигуна та зливається в атмосферу:

$$-F_6(y)dy = (Q_D + Q_A)d\tau, \quad (7.1)$$

де  $y$  — рівень палива в баці в момент часу  $\tau$ , що відлічується від точки виходу зливного патрубка в атмосферу;  $Q_D$  — витрата палива, що надходить до двигуна;  $Q_A$  — витрата палива, що зливається в атмосферу.

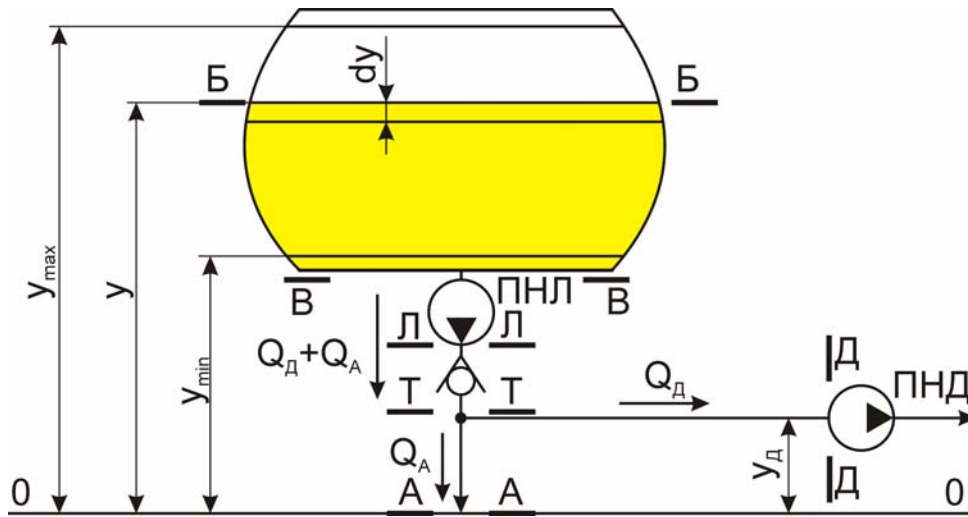


Рис. 7.4. Розрахункова схема аварійного зливання

Для визначення витрати палива, що зливається в атмосферу, запишемо рівняння Бернуллі у витратах для перерізів Б-Б і В-В; Л-Л і Т-Т; Т-Т і А-А; Т-Т і Д-Д (нехтуючи гідравлічними втратами в баці й інерційними втратами), а також рівняння для перепаду тиску, що створюється ПНЛ:

$$p_H + \Delta p_B + \rho_n g y + \frac{\rho_n (Q_D + Q_A)^2}{2F_B^2} = p_B + \rho_n g y_B + \frac{\rho_n (Q_D + Q_A)^2}{2F_B^2}; \quad (7.2)$$

$$p_L + \rho_n g y_L + \frac{\rho_n (Q_D + Q_A)^2}{2F_L^2} = p_T + \rho_n g y_T + (1 + \zeta_{ЛТ}) \frac{\rho_n (Q_D + Q_A)^2}{2F^2}; \quad (7.3)$$

$$p_T + \rho_n g y_T + \frac{\rho_n Q_A^2}{2F^2} = p_H + \rho_n g 0 + \frac{\rho_n Q_A^2}{2F^2} + \zeta_{ТА} \frac{\rho_n Q_A^2}{2F^2}; \quad (7.4)$$

$$p_T + \rho_n g y_T + \frac{\rho_n Q_D^2}{2F^2} = p_D + \rho_n g y_D + \frac{\rho_n Q_D^2}{2F^2} + \zeta_{ТД} \frac{\rho_n Q_D^2}{2F^2}; \quad (7.5)$$

$$\Delta p_{ПНЛ} = (p_L - p_B) + \rho_n g (y_L - y_B) + \frac{\rho_n}{2} \left[ \frac{(Q_D + Q_A)^2}{F_L^2} - \frac{(Q_D + Q_A)^2}{F_B^2} \right], \quad (7.6)$$

де  $p_H$  — атмосферний тиск на висоті  $H$ ;  $\Delta p_B$  — надлишковий тиск у баці;  $\rho_n$  — густина палива;  $y_i$ ,  $p_i$ ,  $F_i$  — рівні, тиск палива та площі поперечних перерізів потоку у відповідних точках;  $F$  — площа поперечного перерізу трубопроводу;  $\zeta_{i-k}$  — еквівалентні коефіцієнти гідравлічних втрат на відповідних ділянках;  $\Delta p_{ПНЛ}$  — перепад тиску, що створюється ПНЛ.

Знехтувавши швидкісним напором палива в баці, із рівнянь (7.2), (7.3) і (7.6) отримаємо тиск палива у трійнику:

$$p_T = p_H + \Delta p_B + \Delta p_{ПНЛ} + \rho_n g (y - y_T) - (1 + \zeta_{ЛТ}) \frac{\rho_n (Q_D + Q_A)^2}{2F^2}. \quad (7.7)$$

Підставимо отриманий тиск  $p_T$  у рівняння (7.4) й одержимо квадратне рівняння для визначення витрати палива в атмосферу  $Q_A$ :

$$\Delta p_6 + \Delta p_{\text{ПНЛ}} + \rho_{\text{п}} g y = \frac{\rho_{\text{п}}}{2F^2} \left[ (1 + \zeta_{\text{ЛТ}})(Q_{\text{Д}} + Q_{\text{А}})^2 + \zeta_{\text{ТА}} Q_{\text{А}}^2 \right],$$

звідки

$$Q_{\text{А}} = \sqrt{\frac{2F^2 g}{1 + \zeta_{\text{ЛТ}} + \zeta_{\text{ТА}}} \left( y + \frac{\Delta p_6 + \Delta p_{\text{ПНЛ}}}{\rho_{\text{п}} g} \right) - \frac{\zeta_{\text{ТА}} (1 + \zeta_{\text{ЛТ}}) Q_{\text{Д}}^2}{(1 + \zeta_{\text{ЛТ}} + \zeta_{\text{ТА}})^2} - \frac{(1 + \zeta_{\text{ЛТ}}) Q_{\text{Д}}}{1 + \zeta_{\text{ЛТ}} + \zeta_{\text{ТА}}}}. \quad (7.8)$$

Підставивши останній вираз у рівняння об'ємів (7.1), отримаємо загальну формулу для розрахунку часу аварійного зливання (знак «мінус» ураховано перестановкою меж інтегрування):

$$d\tau = \frac{-F_6(y) dy}{Q_{\text{Д}} + \sqrt{\frac{2F^2 g}{1 + \zeta_{\text{ЛТ}} + \zeta_{\text{ТА}}} \left( y + \frac{\Delta p_6 + \Delta p_{\text{ПНЛ}}}{\rho_{\text{п}} g} \right) - \frac{\zeta_{\text{ТА}} (1 + \zeta_{\text{ЛТ}}) Q_{\text{Д}}^2}{(1 + \zeta_{\text{ЛТ}} + \zeta_{\text{ТА}})^2} - \frac{(1 + \zeta_{\text{ЛТ}}) Q_{\text{Д}}}{1 + \zeta_{\text{ЛТ}} + \zeta_{\text{ТА}}}}},$$

$$\tau = \int_{y_{\text{max}}}^{y_{\text{min}}} \frac{F_6(y) dy}{\sqrt{\frac{2F^2 g}{1 + \zeta_{\text{ЛТ}} + \zeta_{\text{ТА}}} \left( y + \frac{\Delta p_6 + \Delta p_{\text{ПНЛ}}}{\rho_{\text{п}} g} \right) - \frac{\zeta_{\text{ТА}} (1 + \zeta_{\text{ЛТ}}) Q_{\text{Д}}^2}{(1 + \zeta_{\text{ЛТ}} + \zeta_{\text{ТА}})^2} + \frac{\zeta_{\text{ТА}} Q_{\text{Д}}}{1 + \zeta_{\text{ЛТ}} + \zeta_{\text{ТА}}}}}. \quad (7.9)$$

Крім розрахунку часу аварійного зливання, необхідно перевірити умову безкавітаційної роботи ПНД під час аварійного зливання. Підставляючи тиск у трійнику за виразом (7.7) у рівняння Бернуллі (7.5), отримуємо тиск на вході до ПНД:

$$p_{\text{Д}} = p_{\text{Н}} + \Delta p_6 + \Delta p_{\text{ПНЛ}} + \rho_{\text{п}} g (y - y_{\text{Д}}) - \frac{\rho_{\text{п}}}{2F^2} \left[ (1 + \zeta_{\text{ЛТ}})(Q_{\text{Д}} + Q_{\text{А}})^2 + \zeta_{\text{ТД}} Q_{\text{Д}}^2 \right] \geq p_{\text{вх}}^{\text{ПНД}}, \quad (7.10)$$

де витрату палива в атмосферу  $Q_{\text{А}}$  потрібно взяти з формули (7.8).

Знайшовши першу похідну від виразу (7.10) за  $y$  та прирівнявши її до нуля, знайдемо такий рівень палива в баці, при якому тиск на вході до ПНД буде екстремальним:

$$y_{\text{екс}} = \frac{(1 + \zeta_{\text{ЛТ}}) Q_{\text{Д}}^2}{2F^2 g} - \frac{\Delta p_6 + \Delta p_{\text{ПНЛ}}}{\rho_{\text{п}} g}.$$

Можна показати, що при  $y > \frac{\Delta p_6 + \Delta p_{\text{ПНЛ}}}{\rho_{\text{п}} g}$  друга похідна від виразу (7.10) є додатною, а знайдений рівень палива  $y_{\text{екс}}$  відповідає мінімуму тиску на вході до ПНД. Таким чином, необхідно перевірити роботу ПНД для трьох рівнів палива: максимального  $y_{\text{max}}$  (при якому найбільшими будуть гідравлічні втрати на ділянці між баком і трійником), мінімального  $y_{\text{min}}$  (при якому підпір в баці є найменшим) та екстремального.

Із (7.10) можна також отримати формулу для підбору ПНЛ з урахуванням аварійного зливання палива:

$$\Delta p_{\text{ПНЛ}} \geq p_{\text{вх}}^{\text{ПНД}} - p_{\text{Н}} - \Delta p_6 - \rho_{\text{п}} g (y - y_{\text{Д}}) + \frac{\rho_{\text{п}}}{2F^2} \left[ (1 + \zeta_{\text{ЛТ}})(Q_{\text{Д}} + Q_{\text{А}})^2 + \zeta_{\text{ТД}} Q_{\text{Д}}^2 \right].$$

Якщо зливання виконується ПН з ЧБ при перекритому крані перекачування у ВБ або насосом аварійного зливання, то витрату палива в двигун у формулі (7.9) потрібно взяти такою, що дорівнює нулю:

$$\tau = \frac{\sqrt{1 + \zeta_{\text{ЛА}}}}{F\sqrt{2g}} \int_{y_{\text{max}}}^{y_{\text{min}}} \frac{F_{\text{б}}(y)dy}{\sqrt{\left(y + \frac{\Delta p_{\text{б}} + \Delta p_{\text{ПН}}}{\rho_{\text{п}}g}\right)}}, \quad (7.11)$$

де  $\zeta_{\text{ЛА}}$  — еквівалентний коефіцієнт гідравлічних втрат між баком і виходом зливного патрубку в атмосферу;  $\Delta p_{\text{ПН}}$  — перепад тиску, що створюється ПН або насосом аварійного зливання.

Досвід показує, що для баків довільної форми в першому наближенні можна вести розрахунок за середньою площею перерізу бака:

$$F_{\text{б}}(y) \approx F_{\text{сер}} = \frac{V_{\text{б}}}{y_{\text{max}} - y_{\text{min}}},$$

де  $V_{\text{б}}$  — об'єм палива, що зливається з бака.

Тепер вираз (7.11) можна зінтегрувати:

$$\tau = \frac{2F_{\text{б}}}{F} \frac{\sqrt{1 + \zeta_{\text{СА}}}}{\sqrt{2g}} \left[ \sqrt{y_{\text{max}} + \frac{\Delta p_{\text{б}} + \Delta p_{\text{ПН}}}{\rho_{\text{п}}g}} - \sqrt{y_{\text{min}} + \frac{\Delta p_{\text{б}} + \Delta p_{\text{ПН}}}{\rho_{\text{п}}g}} \right]. \quad (7.12)$$

З використанням формули (7.12) можна визначити час зливання при відомому діаметрі трубопроводу (перевірний розрахунок) або підібрати діаметр трубопроводу за заданим часом зливання (проектувальний розрахунок).

### Контрольні запитання

1. Для чого призначено підсистему аварійного зливання палива?
2. За який час необхідно забезпечити аварійне зливання палива?
3. Яка мінімальна кількість палива має залишитися в баках літака після припинення аварійного зливання?
4. Яка мінімальна кількість палива має залишитися в баках вертольота після припинення аварійного зливання?
5. Які вимоги ставляться до безпеки підсистеми аварійного зливання?
6. Чи є доцільним використання наявних елементів паливної системи для виконання аварійного зливання? Чому?
7. Що являє собою схема аварійного зливання самопливом/витисненням? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?

8. Що являє собою схема аварійного зливання перекачувальними насосами з чергових баків? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?

9. Що являє собою схема аварійного зливання підкачувальними насосами з витратних баків? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?

10. Що являє собою схема аварійного зливання насосами аварійного зливання? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?

11. Де зазвичай розміщують зливні патрубки?

12. Якими є шляхи забезпечення надійної роботи підсистеми аварійного зливання палива?

13. У яких випадках є доцільним встановлення підсистеми аварійного зливання для підвісних баків?

14. Які способи застосовуються для запобігання ненавмисному ввімкненню підсистеми аварійного зливання?

15. Що не рекомендується робити екіпажу під час аварійного зливання?

## 8. ПІДСИСТЕМИ ДРЕНАЖУ, НАДДУВАННЯ Й НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗУ

### 8.1. Підсистема дренажу

#### 8.1.1. Призначення, вимоги та класифікація

Підсистему дренажу **призначено** для підтримання певного тиску в паливних баках шляхом їх з'єднання з атмосферою. Цей тиск необхідно підтримувати в заданих межах для забезпечення безкавітаційної роботи паливних насосів, збереження форми й міцності баків шляхом обмеження навантажень на їх стінки під час змінення висоти польоту, заправлення й вироблення палива.

До підсистеми дренажу ставляться такі **вимоги**.

#### **Для всіх типів ЛА:**

1. Кожен паливний бак має сполучатися з атмосферою через верхню частину розширювального простору для того, щоб забезпечувався ефективний дренаж при будь-яких нормальних режимах польоту (АП 23/25/27/29.975а).

2. Розміщення кожного дренажного отвору має бути таким, щоб виключалася можливість його забруднення або закупорювання льодом (АП 23/25/27/29.975а1).

#### **Для літаків і гвинтокрилих ЛА транспортної категорії:**

1. Конструкція дренажу не має допускати сифонування (зливання за борт) палива в нормальних умовах експлуатації (АП 23/25/29.975а2).

2. Пропускна здатність дренажної системи та рівень тиску в ній мають бути достатніми для витримування прийнятних перепадів тиску всередині та зовні бака при нормальних режимах польоту, максимальній швидкості набору висоти та зниження, заправленні та зливанні палива (АП 23/25/29.975а3).

3. Повітряні порожнини баків зі сполученими між собою паливними вихідними каналами також мають сполучатися між собою (АП 23/25/29.975а4).

4. У дренажній системі не має бути місць, де може накопичуватися волога при положенні ЛА на землі або в горизонтальному польоті, в іншому випадку має бути передбачено можливість зливання (АП 23/25/29.975а5).

5. Дренажні та зливні пристрої не мають закінчуватися в точках, де вихід палива з дренажного отвору може створити небезпеку пожежі або звідки пари палива можуть проникнути в кабіни персоналу й пасажирів (АП 23/25/29.975а6).

Крім того, **для гвинтокрилих ЛА** (АП 27/29.975а7) дренажна система має бути спроектована таким чином, щоб звести до мінімуму можливість випліскування палива через дренажні отвори на джерело займання у

випадку перекидання під час посадки або експлуатації в наземних умовах або при ударі, що забезпечує виживання.

Підсистеми дренажу можна **класифікувати** на відкриті, закриті й комбіновані. У відкритих системах використовується повітря з атмосфери, у закритих (системах наддування) — стиснуте повітря від компресора або газ із системи нейтрального газу. Комбіновані системи під'єднані до обох джерел газу й можуть перемикатися з одного на інше.

### 8.1.2. Схеми дренажу

Існують чотири основні схеми дренажу: незалежна (індивідуальна), послідовна, колекторна (паралельна) і променева.

**Незалежна (індивідуальна)** схема (рис. 8.1, а) характеризується простотою й мінімальною масою при малій кількості баків; її недоліком є різний тиск у баках, що може перешкоджати заданому порядку вироблення палива. Така схема використовувалася на додаткових і підвісних баках деяких ЛА минулих поколінь (Ан-12/22, Ка-26, Ми-6/8, В-727, КС-135), як додатковий дренаж при заправленні (Ту-154, С-27) та в авіації загального призначення. Схема не відповідає сучасним авіаційним правилам (АП 23/25/29.975а4).

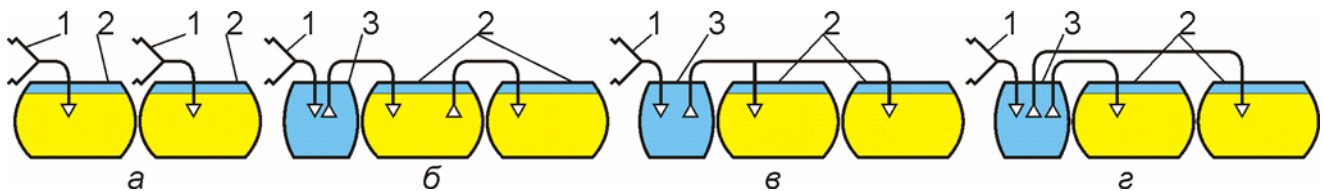


Рис. 8.1. Основні схеми підсистеми відкритого дренажу:

а — незалежна; б — послідовна; в — колекторна; г — променева; 1 — забірники дренажу з атмосфери; 2 — паливні баки; 3 — дренажні баки

**Послідовна** схема (рис. 8.1, б) характеризується простотою й малою масою (особливо при великій кількості баків), а також більш рівномірним розподіленням тиску в баках. Схема часто застосовується при використанні м'яких баків (Ан-12/24/26, Ми-6/26, А-310).

**Колекторна (паралельна)** схема (рис. 8.1, в) забезпечує ще більшу рівномірність тиску, але має більшу масу. Схема широко застосовується з баками-кесонами (Ан-22, Ан-124, Ил-62/76).

**Променева** схема (рис. 8.1, г) забезпечує найбільшу рівномірність тиску, практично виключає неконтрольоване перетікання палива через дренажні лінії під час маневрів ЛА, але характеризується найбільшими складністю й масою (особливо при великій кількості баків). Схема широко застосовується при невеликій кількості баків (Ан-140, Ил-62/86/96, А-310, В-737).

При будь-якій схемі дренажу з міркувань безпеки й економічності не можна допускати **викиду палива через дренаж**. Це може відбутися під час заправлення, під дією сил інерції при розворотах літака на рулюванні із повними баками, а також під час еволюцій у польоті. При цьому необхід-

но враховувати зменшення кута поперечного  $V$  крила під дією ваги палива та конструкції, коли літак знаходиться на землі.

Для запобігання викиду палива через дренаж застосовують різні **способи**: установлення дренажної щогли (Ан-2/3/24/26); виконання дренажного трубопроводу у вигляді петлі у вертикальній (Ту-134/154, Ми-8) або горизонтальній площині (Ан-124/148); установлення дренажних баків; поплавцеві клапани в поєднанні з баками; з'єднання паливних баків із дренажним баком на протилежній консолі крила (DC-9/10); відкачування або переливання палива із дренажних баків у ВБ.

Найбільш широко використовується встановлення дренажних баків з відкачуванням палива, що потрапило в них, до ВБ і встановлення поплавцевих клапанів у поєднанні з баками. Дренажні баки намагаються розмістити поблизу верхньої точки паливної системи (рис. 8.2).

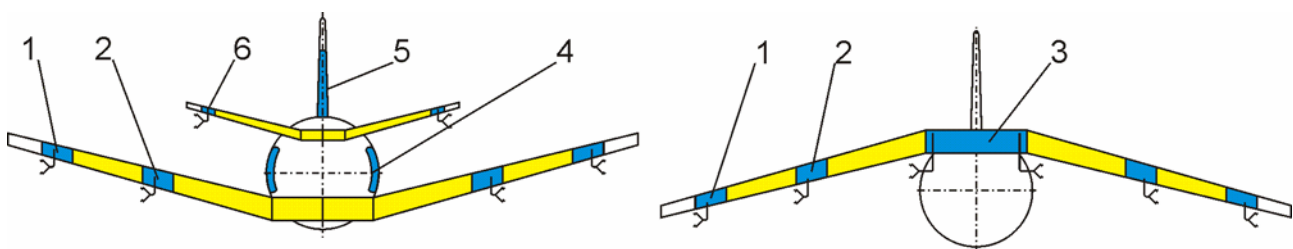


Рис. 8.2. Варіанти розміщення дренажних баків:

- 1 — на кінцях крила; 2 — у середніх частинах крила; 3 — у центроплані;  
4 — у фюзеляжі; 5 — у кілі; 6 — на кінцях стабілізатора

На низькопланах з позитивним поперечним  $V$  дренажні баки найчастіше розміщують поблизу кінців крила (залишаючи сухі відсіки на відстані не менше 500 мм від краю). На верхньопланах з негативним поперечним  $V$  також можна розміщати дренажні баки на кінцях крила (Ил-76, С-5), але як дренажний можна використовувати й бак у центроплані (Ан-72/124). Іноді дренажні баки розміщують у середніх частинах крила (А-380, С-141, DC/КС-10) для зниження ймовірності вибуху під час удару блискавки. У деяких випадках дренажні баки встановлюють у фюзеляжі (Ту-134, Global Express, F-14/18). На маневрених літаках як дренажний бак можна використовувати відсік кіля (F-111/18). При розміщенні балансувального паливного бака у стабілізаторі на його кінцях встановлюють додаткові дренажні баки (А-310/330/340/380).

**Точки приєднання** дренажних трубопроводів до баків вибирають у таких зонах, щоб хоча б одна з них завжди була верхньою, із урахуванням зміни положення ЛА, діючих перевантажень і деформацій. Для крилових баків такими зонами зазвичай є передня коренева зона бака (при прискореннях або позитивних кутах тангажу) і хвостова кінцева зона (при сповільненнях або негативних кутах тангажу).

Наприклад, на літаку-верхньоплані Ан-148 (рис. 8.3, а) [49] повітрозабірники дренажу 4 розміщено в кореневій частині передніх кромek консолей крила. Далі до дренажного трубопроводу паралельно приєднуються



запобіжний 7 і вакуумний 8 клапани, які встановлено за заднім лонжероном крила. Сам же трубопровід утворює петлю в горизонтальній площині 3 і з'єднується з дренажним баком у центроплані 2. Дренажний бак з'єднано дренажними лініями з кожним консольним баком 5. У кореневій частині бака 5 дренажна лінія закінчується поплавцевим дренажним клапаном 1. У кінцевій частині бака такого клапана немає, оскільки через цей кінець лінії дренажу здійснюється зливання палива, що потрапило в неї, назад у консольний бак. Струминні насоси 9 відкачують паливо з дренажного бака в консольні.

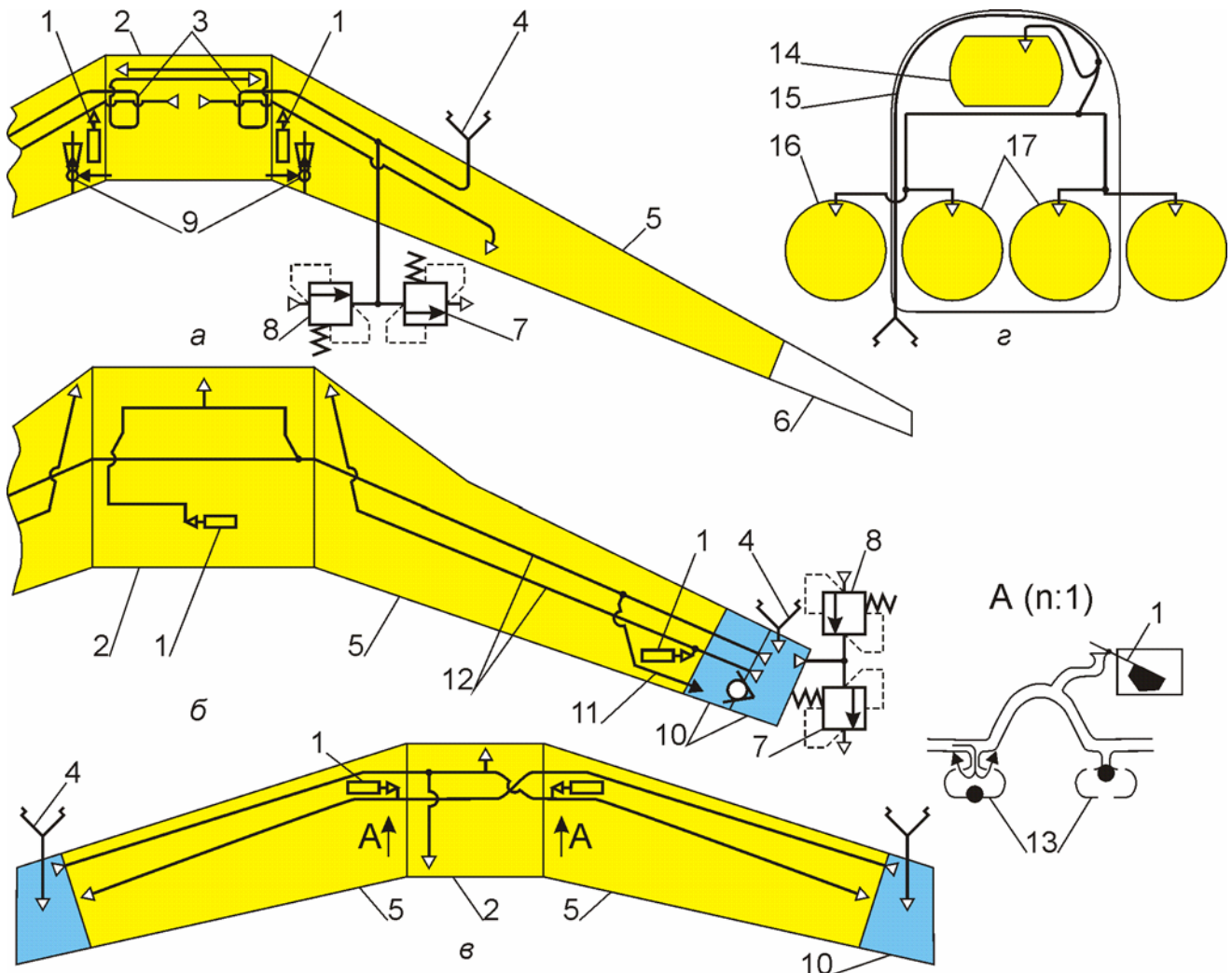


Рис. 8.3. Приклади схем підсистеми дренажу:

а — верхньоплан (Ан-148); б — низькоплан (В-737); в — низькоплан (DC-9); г — вертоліт (Ми-8); 1 — поплавцеві дренажні клапани; 2 — баки в центроплані; 3 — трубопроводи дренажу у вигляді петлі в горизонтальній площині; 4 — повітрозабірники дренажу; 5 — баки в консолях; 6 — сухий відсік; 7 — запобіжні клапани; 8 — вакуумні клапани; 9 — струминні насоси відкачування палива з дренажного бака; 10 — дренажні баки; 11 — трубопровід переливання палива з дренажного бака; 12 — дренажні стрингери; 13 — поплавцеві клапани зливання палива у ВБ із ліній дренажу; 14 — ВБ; 15 — трубопровід дренажу у вигляді петлі у вертикальній площині; 16 — ППБ; 17 — додаткові баки

На літаку-низькоплані В-737 (рис. 8.3, б) [159] повітрязабірник дренажу 4 розміщується на нижній поверхні в кінцевій частині кожної консолі крила та з'єднується вертикальною трубою з верхньою частиною дренажного бака 10. До нього також приєднуються запобіжний 7 і вакуумний 8 клапани. Своєю чергою, від верхньої частини кожного дренажного бака відходять по дві лінії дренажу: одна прямує в найближчий консольний бак 5, інша — у бак у центроплані 2. Лінії дренажу являють собою П-подібні стрингери 12 верхніх панелей крила. До дренажних стрингерів консолей приєднуються короткі патрубки, що прямують у передні кореневі частини консолей, і поплавцеві клапани 1 поблизу задніх кінцевих частин крила. Паливо, що потрапило в дренажні лінії, зливається через передні кінці, що не мають поплавцевих клапанів. Паливо з верхніх частин дренажних баків зливається до їх нижніх частин через зворотні клапани, а з нижніх частин — по трубопроводах 11 у бак у центроплані.

На деяких літаках-низькопланах (DC-9, DC-10, MD-80) [213, 214, 293] для зменшення ймовірності потрапляння палива в дренажні баки їх з'єднано лініями дренажу з протилежними консолями крила (рис. 8.3, в). Крім того, у нижніх точках ліній дренажу можуть встановлюватися клапани 13, що зливають назад у баки паливо, що таки потрапило в дренажні трубопроводи.

На вертольотах, з огляду на малу висоту польоту, зазвичай не потребується створення надлишкового тиску в баках, тому повітрязабірники дренажу можна розміщувати на нижніх поверхнях фюзеляжу (рис. 8.3, г). При цьому можливість утворення петлі у вертикальній площині 15 дає змогу обійтися без дренажних баків. На зарубіжних вертольотах лінії дренажу в паливних баках зазвичай закінчуються клапанами, що запобігають викиду палива через дренаж при перекиданні вертольотів.

### **8.1.3. Розрахунок підсистеми дренажу**

Ефективність дренажної підсистеми забезпечується розрахунками, унаслідок яких визначається діаметр дренажного трубопроводу  $d_{др}$  і кут скосу забірної трубки  $\varphi$ .

Згідно з АП 23/25/29.975а3 **розрахунковими випадками** для дренажної системи є:

- нормальний політ;
- пікірування та набір висоти;
- аварійне зливання палива;
- закриті заправлення (у том числі в польоті).

У випадках **нормального польоту, аварійного зливання та закритого заправлення** витрата повітря через дренажну підсистему дорівнює витраті палива, тобто є заданою. У випадку пікірування або набору висоти витрата повітря визначається зміненням густини повітря за висотою.

Під час **пiкiрування** лiтака атмосферний тиск за бортом швидко зростає, тому через дренажну систему в баки має надходити достатня кiлькiсть повітря, щоб їх не зiм'яло внаслідок рiзницi тиску зовні та всередині бакiв. Цей розрахунковий випадок є основним для маневрених лiтакiв, що допускають круте планерування аж до пiкiрування.

Розглянемо усталене пiкiрування лiтака з висоти  $H_1$  з горизонтальною швидкiстю  $v_x$  і вертикальною швидкiстю  $v_y$ . За час  $\tau = 1$  с лiтак опуститься до висоти  $H_2 = H_1 - v_y \cdot 1$ . Унаслідок рiзницi густини на цих висотах  $\rho(H_2) - \rho(H_1)$  для пiдтримання заданого надлишкового тиску в бацi  $\Delta p_b$  за той же час у бак необхідно забезпечити таку витрату повітря:

$$Q_{\text{п}} = \frac{\Delta m_{\text{пов}}}{\tau \rho_{\text{пов}}} = \frac{k_b V_b [\rho(H_2) - \rho(H_1)]}{\tau \rho_{\text{пов}}}, \quad (8.1)$$

де  $k_b$  — коефiцiєнт порожнини бака:  $k_b = 0,75$  для витратних бакiв,  $k_b = 1$  — для усiх iнших;  $V_b$  — об'єм бака, для якого виконується розрахунок;  $\rho_{\text{пов}}$  — середня густина повітря мiж висотами  $H_1$  і  $H_2$ , яку можна взяти як середнє арифметичне значення:

$$\rho_{\text{пов}} = \rho_{\text{сер}} = \frac{\rho(H_2) + \rho(H_1)}{2}.$$

Зазначимо, що градієнт густини повітря по висоті є максимальним на малих висотах, для яких і потрібно вести розрахунок на пiкiрування.

З iншого боку, ця витрата повітря дорiвнює добутку площi перерiзу дренажного трубопроводу на швидкiсть повітря в ньому:

$$Q_{\text{пов}} = \frac{\pi d_{\text{др}}^2}{4} v_{\text{др}}.$$

Звідси отримаємо вираз для дiаметра дренажного трубопроводу:

$$d_{\text{др}} = \sqrt{\frac{4 Q_{\text{пов}}}{\pi v_{\text{др}}}}. \quad (8.2)$$

Для визначення швидкості повітря у дренажному трубопроводі запишемо рiвняння Бернуллі. За виключенням випадкiв заправлення й набору висоти, повітря проходить від перерiзу П-П (повітрязabірник) до перерiзу Б-Б (бак) дренажної системи (рис. 8.4):

$$p_H + q_{\phi} + \rho_{\text{пов}} g y_{\text{п}} = p_H + \Delta p_b + \frac{\rho_{\text{пов}} v_b^2}{2} + \rho_{\text{пов}} g y_b + \zeta_{\text{екв}} \frac{\rho_{\text{пов}} v_{\text{др}}^2}{2} + \Delta p_{\text{iн}}.$$

Під час заправлення й набору висоти повітря рухається з бака (Б-Б) у повітрязabірник (В-В):

$$p_H + \Delta p_b + \frac{\rho_{\text{пов}} v_b^2}{2} + \rho_{\text{п}} g y_b = p_H + q_{\phi} + \frac{\rho_{\text{пов}} v_{\text{др}}^2}{2} + \rho_{\text{пов}} g y_{\text{п}} + \zeta_{\text{екв}} \frac{\rho_{\text{пов}} v_{\text{др}}^2}{2} + \Delta p_{\text{iн}},$$

де  $\zeta_{\text{екв}} = \lambda_{\text{др}} \frac{l_{\text{др}}}{d_{\text{др}}} + \sum \xi_{\text{м}}$  — еквівалентний коефіцієнт гідравлічного опору;  
 $\lambda_{\text{др}}$  — коефіцієнт втрат на тертя, що визначається за тими ж формулами, але для повітря;  $l_{\text{др}}$  — сумарна довжина дренажного трубопроводу від забірника з атмосфери до бака;  $\sum \xi_{\text{м}}$  — сумарний коефіцієнт місцевих гідравлічних втрат у цьому трубопроводі;  $q_{\varphi} = \frac{k_{\varphi} \rho_{\text{пов}} (v_x^2 + v_y^2)}{2}$  — використовуваний швидкісний напір.

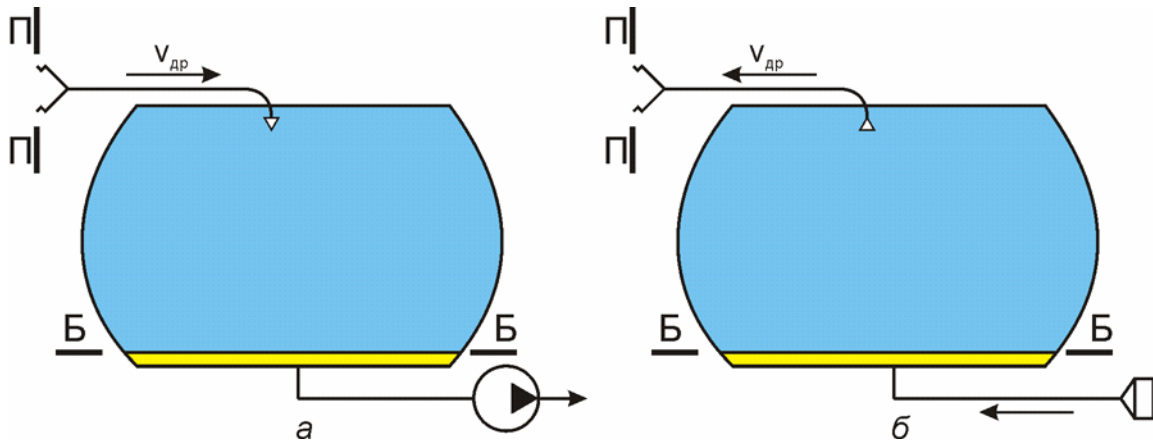


Рис. 8.4. Розрахункові схеми дренажу: а — нормальний політ, пікірування, аварійне зливання; б — закрите заправлення, набір висоти

Знехтувавши різницею рівнів перерізів ( $y_{\text{п}} - y_{\text{б}}$ ), швидкістю палива в баці  $v_{\text{б}}$  та інерційними втратами  $\Delta p_{\text{ін}}$ , для усіх випадків, крім заправлення й набору висоти, маємо

$$q_{\varphi} = \Delta p_{\text{б}} + \zeta_{\text{екв}} \frac{\rho_{\text{пов}} v_{\text{др}}^2}{2},$$

а для випадків заправлення й набору висоти маємо

$$\Delta p_{\text{б}} = q_{\varphi} + (1 + \zeta_{\text{екв}}) \frac{\rho_{\text{пов}} v_{\text{др}}^2}{2}.$$

Звідси швидкість повітря у дренажному трубопроводі, окрім випадків заправлення й набору висоти,

$$v_{\text{др}} = \sqrt{\frac{2(q_{\varphi} - \Delta p_{\text{б}})}{\rho_{\text{пов}} \zeta_{\text{екв}}}}, \quad (8.3)$$

а у випадках заправлення й набору висоти

$$v_{\text{др}} = \sqrt{\frac{2(\Delta p_{\text{б}} - q_{\varphi})}{\rho_{\text{пов}} (1 + \zeta_{\text{екв}})}}. \quad (8.4)$$

Підставивши (8.3) у (8.2), отримаємо рівняння для визначення діаметра дренажного трубопроводу в усіх випадках, крім заправлення й набору висоти:

$$d_{др} = \sqrt{\frac{4Q_{пов}}{\pi}} \sqrt{\frac{\rho_{пов} \zeta_{екв}}{2(q_{\phi} - \Delta p_{б})}}, \quad (8.5)$$

а підставивши (8.4) у (8.2), отримаємо розрахунковий діаметр із умови за-  
правлення й набору висоти:

$$d_{др} = \sqrt{\frac{4Q_{пов}}{\pi}} \sqrt{\frac{\rho_{пов} (1 + \zeta_{екв})}{2(\Delta p_{б} - q_{\phi})}}. \quad (8.6)$$

Розв'язавши рівняння (8.5) і (8.6) будь-яким числовим методом, знайдемо діаметри дренажного трубопроводу в кожному з розрахункових випадків. Із цих розрахункових значень вибираємо найбільше, після чого підбираємо стандартну трубу з внутрішнім діаметром не менше розрахункового та з товщиною стінки 1...1,5 мм. Величина діаметра дренажного трубопроводу зазвичай становить 10...30 мм.

## 8.2. Підсистема наддування

### 8.2.1. Призначення, вимоги та класифікація

Підсистему наддування **призначено** для забезпечення безкавітаційної роботи паливних насосів і зменшення випарювання палива в польоті на великих висотах, а також для перекачування палива витисненням.

**Вимоги** до підсистеми наддування:

1. Підтримання надлишкового або абсолютного тиску в паливних баках згідно з заданим законом.

2. Захист паливних баків від нерозрахункових навантажень, спричинених підвищеним або недостатнім надлишковим тиском у випадку відмов редукторів.

3. Керування ввімкненням-вимкненням наддування для здійснення дозаправлення паливом у польоті, зниження навантажень на конструкцію та зменшення відбору повітря від компресора ГТД.

Підсистеми наддування можна **класифікувати за схемою наддування** (схеми з однаковим тиском, з жиклерами, з редукторами), **за способом керування ввімкненням-вимкненням наддування** (з гідромеханічним або електричним способом керування), **за джерелом тиску** (від компресора ГТД, від підсистеми нейтрального газу або від приводного компресора) і **за законом змінення тиску** (з постійним або з подвійним надлишковим тиском, або з комбінованим законом (невеликий постійний надлишковий тиск на малих висотах і постійний абсолютний тиск на великих)).

Необхідно підкреслити, що на одному й тому ж літаку одночасно для різних баків можуть використовуватися відкритий дренаж і наддування. Крім того, під вимиканням наддування слід розуміти автоматичний перехід на відкритий дренаж баків.

У випадку використання повітря від компресорів ГТД у лінії відбирання повітря від кожного двигуна перед їх з'єднанням установлюють зворотний клапан (що перешкоджає втраті наддування при відмові будь-якого з двигунів). З огляду на високі температури повітря, що відбирається від компресора ГТД (особливо на надзвукових режимах польоту), це повітря спочатку охолоджують у повітряно-повітряних радіаторах (ППР) або теплообмінниках (ППТ). Крім того, у деяких випадках повітря, що відбирається, пропускають через фільтри. Оскільки параметри повітря (тиск, температура й запиленість), що надходить на наддування баків, є близькими до параметрів повітря, що надходить у кабінку льотчика, часто джерелом повітря для системи наддування вважають уже не компресор ГТД, а систему кондиціонування повітря (СКП).

### 8.2.2. Схеми наддування

Найпростішою схемою наддування є **схема із однаковим тиском у баках** (рис. 8.5, 8.6) [241]. Згідно з цією схемою тиск повітря для наддування баків знижується в редукторі (одному для всього літака, оскільки забезпечується однаковий тиск у всіх баках). Далі повітря із заданим тиском розподіляється по всіх баках по спеціальних лініях наддування або надходить у дренажний бак, звідки прямує по звичайних лініях дренажу. У системі обов'язково передбачаються запобіжні й вакуумні клапани для запобігання надмірним навантаженням на стінки баків при відмовах у роботі редуктора. Якщо підсистема наддування забезпечує постійний надлишковий тиск у баках, то для виконання дозаправлення в польоті передбачається клапан скидання наддування. У випадку використання комбінованого закону змінення тиску такий клапан не потрібен, оскільки дозаправлення зазвичай виконується на малих висотах, де підтримується невеликий надлишковий тиск.

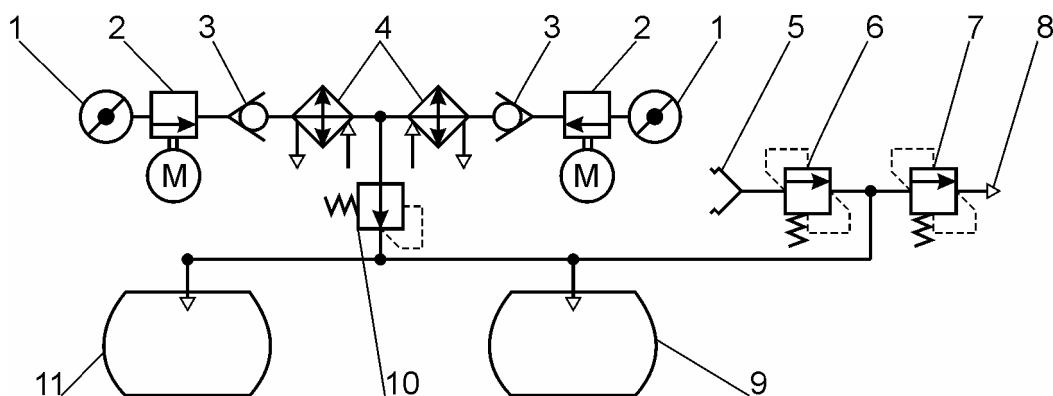


Рис. 8.5. Схема наддування з однаковим тиском у баках:

- 1 — забірники повітря від компресорів ГТД; 2 — запірні крани; 3 — зворотні клапани; 4 — ППТ; 5 — забірник дренажу з атмосфери; 6 — вакуумний клапан; 7 — запобіжний клапан; 8 — вихід повітря в атмосферу; 9, 11 — паливні баки; 10 — редуктор

Ця схема характеризується простотою, малою масою й низькою вартістю (оскільки використовується тільки один редуктор). Недоліком схеми є утруднення перекачування палива у випадку відмови насосів.

Така схема широко застосовується при насосному перекачуванні палива між внутрішніми паливними баками (В-1, В-58, ХВ-70, SR-71, F-117, YF-23, Falcon-900). При цьому використовується невеликий надлишковий тиск у баках  $\Delta p_6 = 10...20$  кПа. Схема також використовується при каскадному перекачуванні палива для всіх баків (AV-8) або тільки для внутрішніх (F-14, F-16).

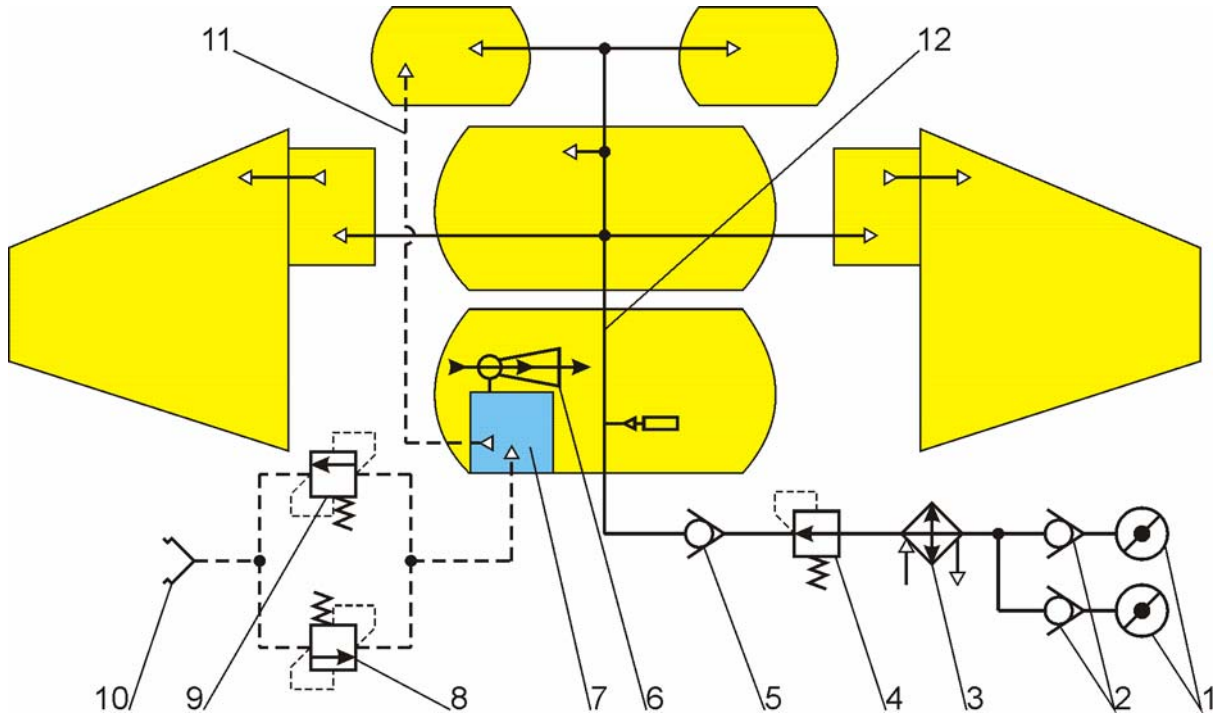


Рис. 8.6. Підсистема наддування з однаковим тиском у баках (YF-23):

- 1 — забірники повітря від компресорів ГТД; 2 — зворотні клапани ГТД; 3 — ППТ;
- 4 — редуктор; 5 — зворотний клапан; 6 — струминний насос відкачування з дренажного бака; 7 — дренажний бак; 8 — вакуумний клапан; 9 — запобіжний клапан;
- 10 — повітрязабірник із атмосфери; 11 — лінія дренажу; 12 — лінія наддування

У **схемі з жиклерами** замість редукторів застосовуються калібровані отвори — жиклери (рис. 8.7).

При цій схемі різний тиск наддування в баках забезпечується підбором діаметрів жиклерів 12, а іноді й установленням запобіжних клапанів 11 між лініями наддування різних баків. Під час перевищення тиску такі клапани скидають його не в атмосферу, а в лінію наддування баків з базовим тиском 9. Таким чином, гарантується надлишковий тиск відносно базового, що зазвичай відповідає тиску у витратному баці.

Важливо зазначити, що в усіх схемах з різним тиском необхідним є встановлення як мінімум стількох же пар запобіжних 7, 11 і вакуумних 6, 14 клапанів, скільки є груп баків з різним тиском.

При різному тиску в баках схема з жиклерами характеризується малою масою, максимальною надійністю й простотою. Недоліком схеми є зайва витрата повітря через запобіжні клапани.

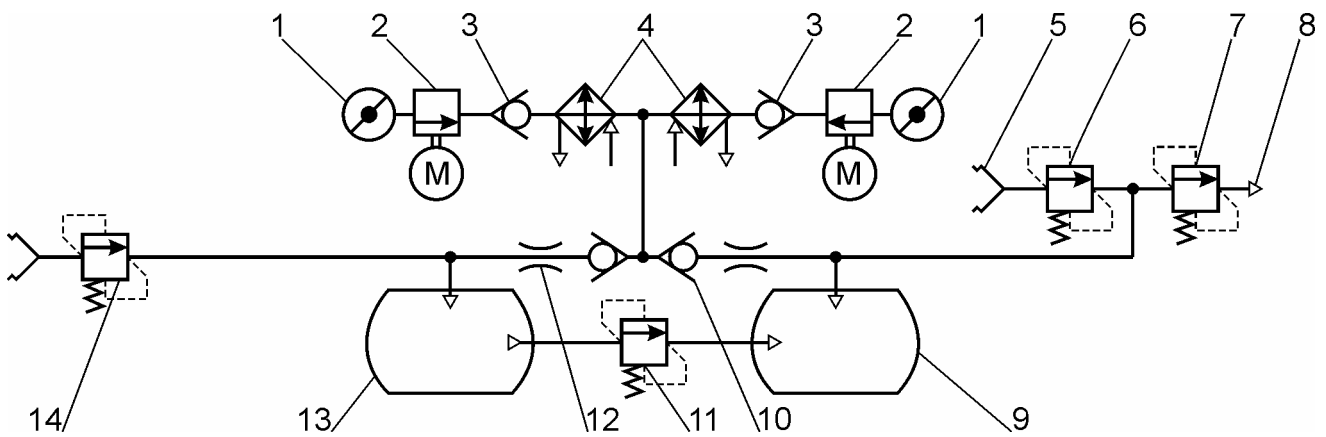


Рис. 8.7. Схема наддування з жиклерами:

1 — забірники повітря від компресорів ГТД; 2 — запірні крани; 3, 10 — зворотні клапани; 4 — ППТ; 5 — забірник дренажу з атмосфери; 6 — вакуумний клапан меншого тиску; 7 — запобіжний клапан меншого тиску; 8 — вихід повітря в атмосферу; 9 — паливний бак із меншим тиском; 11 — запобіжний клапан більшого тиску; 12 — жиклер; 13 — паливний бак із більшим тиском; 14 — вакуумний клапан більшого тиску

Схема іноді використовується для перекачування витисненням з підвісних або крилових паливних баків, а також для наддування паливних акумуляторів (МиГ-21/23/29, А-3/4).

Наприклад, у схемі, зображеній на рис. 8.8 [85], повітря з забірників від компресорів ГТД 1 проходить по чотирьох лініях, відокремлених зворотними клапанами. По першій лінії повітря прямує через жиклер 5 на наддування паливного акумулятора 7. Надлишковий тиск з цієї лінії скидається через дубльовані запобіжні клапани (ЗК) 6 у дренажний відсік 8. Тиск від цієї ж лінії використовується для перемикання режимів роботи агрегата наддування 31.

По лінії 14 повітря високого тиску подається на наддування підкрильних баків (ПКБ). У цій лінії немає навіть жиклера. Надлишковий тиск просто скидається через дубльовані ЗК 3 у дренажний відсік 8. Крім того, на випадок пікірування із задросельованим двигуном передбачено вакуумний клапан 2 ПКБ.

В обох цих лініях (ПА і ПКБ) наддування забезпечується завжди при роботі хоча б одного двигуна.

Увімкнення перекачування з ПКБ здійснюється клапанами 13, що керуються командним паливом 16. При повних крилових баках командне паливо не проходить через струминні датчики 15, і клапани 13 перебувають у закритому стані під дією пружин. Коли рівень палива в крилових баках стає нижчим від рівня струминних датчиків 15, командне паливо проходить через них і відкриває клапани 13, умикаючи перекачування з ПКБ у крило.

По третій лінії 30 повітря подається через жиклер 32 на наддування підфюзеляжного бака. Надлишковий тиск скидається в дренажний відсік 8 через ті ж дубльовані ЗК 3. Є також вакуумний клапан 33 для дренажу при пікіруванні із задросельованими двигунами.



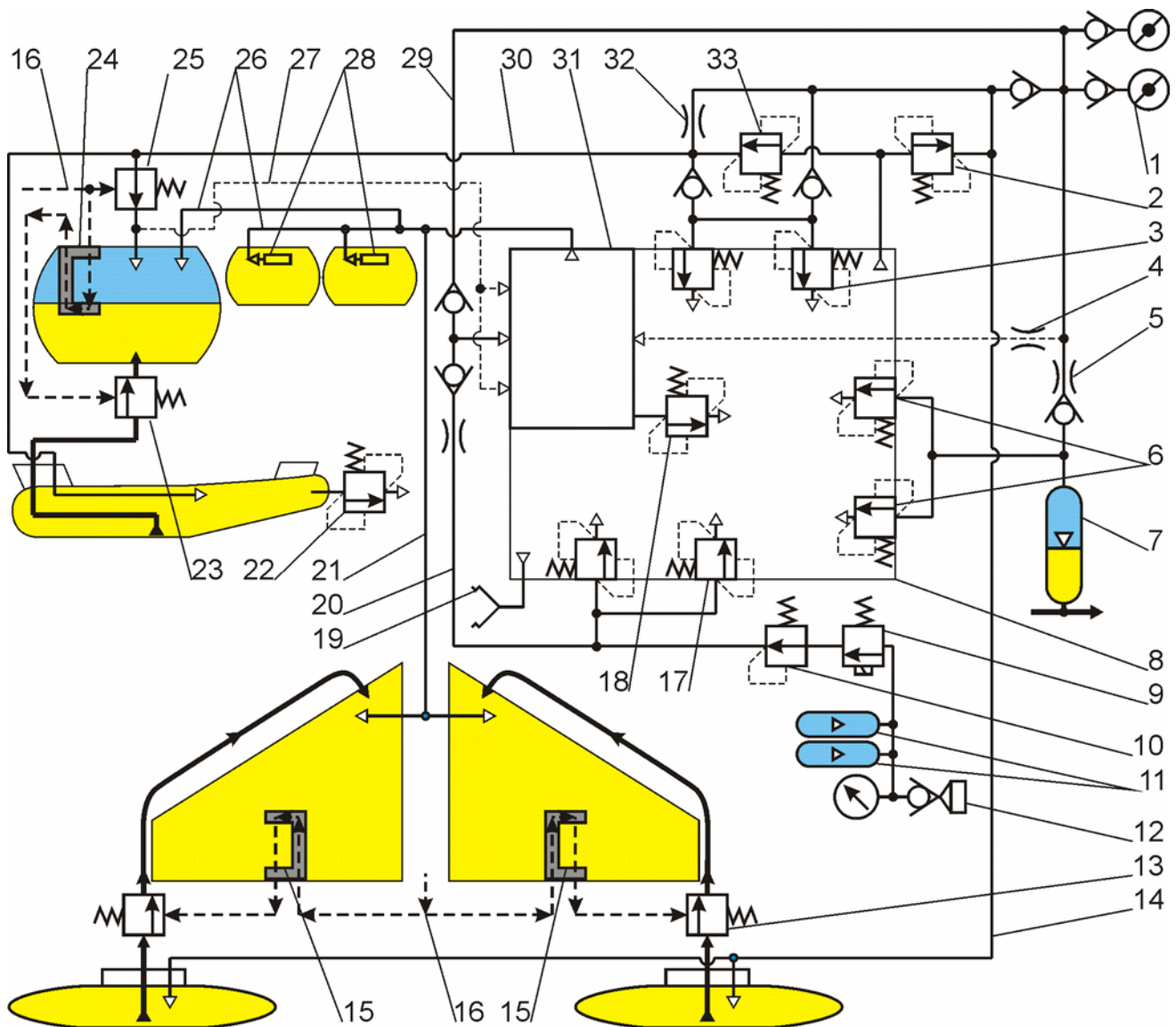


Рис. 8.8. Підсистема наддування з жиклерами (МиГ-29):

1 — забірник повітря від компресора ГТД; 2 — вакуумний клапан підкрильних баків; 3 — запобіжний клапан ПКБ і підфюзеляжного бака (ПФБ); 4 — жиклер у лінії перемикання наддування; 5 — жиклер у лінії наддування ПА; 6 — ЗК ПА; 7 — ПА; 8 — дренажний відсік; 9 — клапан увімкнення подання нейтрального газу (НГ); 10 — редуктор НГ; 11 — балони НГ; 12 — штуцер зарядження НГ; 13 — клапан увімкнення перекачування з ПКБ; 14 — лінія наддування ПКБ; 15 — струминні датчики увімкнення перекачування з ПКБ; 16 — підведення командного палива; 17 — ЗК НГ; 18 — ЗК фюзеляжних баків; 19 — повітрязабірник з атмосфери; 20 — лінія подання НГ; 21 — лінія наддування крилових баків; 22 — ЗК підфюзеляжного бака; 23 — клапан увімкнення перекачування з ПФБ; 24 — струминний датчик увімкнення перекачування з ПФБ; 25 — клапан увімкнення наддування ПФБ; 26 — лінії наддування фюзеляжних баків; 27 — лінія зворотного зв'язку; 28 — поплавцеві дренажні клапани; 29 — лінія подання повітря від ГТД; 30 — лінія наддування ПФБ; 31 — агрегат наддування внутрішніх баків; 32 — жиклер у лінії наддування ПФБ; 33 — вакуумний клапан ПФБ

Керування перекачуванням із ПФБ здійснюється аналогічно ПКБ з допомогою клапана 23, струминного датчика 24 і командного палива 16. Крім

того, у цій лінії передбачено клапан увімкнення наддування 25. Цей клапан відкривається під дією пружини й закривається командним тиском палива 16. Таким чином, при вимкнених двигунах клапан 25 відкривається й з'єднує лінію 30 із фюзеляжним баком, тим самим скидаючи надлишковий тиск через дренаж.

По четвертій лінії 29 повітря підводиться до агрегата наддування 31 внутрішніх баків. До нього також підводиться азот по лінії 20 від системи нейтрального газу. Оскільки тиск азоту більше тиску в компресорі ГТД, повітря використовується для наддування внутрішніх баків тільки після спорожнення балонів 11. Агрегат наддування 31 забезпечує наддування всіх внутрішніх баків за заданим законом через лінії 26 і 21. Для підтримання наддування згідно з заданим законом в агрегаті наддування використовується лінія зворотного зв'язку 27.

При цьому надлишковий тиск у фюзеляжних баках зазвичай становить  $\Delta p_{\phi} = 18 \dots 25$  кПа; у крилових (при перекачуванні витисненням) —  $\Delta p_{кр} = 35 \dots 50$  кПа; у паливному акумуляторі —  $\Delta p_{ТА} = 50 \dots 60$  кПа; у ППБ —  $\Delta p_{ППБ} = 80 \dots 100$  кПа.

**Схема із редукторами** використовує декілька редукторів, кожен із яких забезпечує заданий тиск у певній групі баків. Схема має два варіанти: із послідовним і паралельним встановленням редукторів.

**У випадку послідовного встановлення** редукторів (рис. 8.9) перший редуктор 11 видає найбільший надлишковий тиск (що використовується, наприклад, для витиснення палива із ППБ), а встановлений за ним другий редуктор 10 знижує цей тиск для наддування внутрішніх баків. Таким чином, можна знизити масу другого редуктора (який розраховано на менший тиск на вході) або підвищити надійність системи (якщо другий редуктор може працювати при відмові першого).

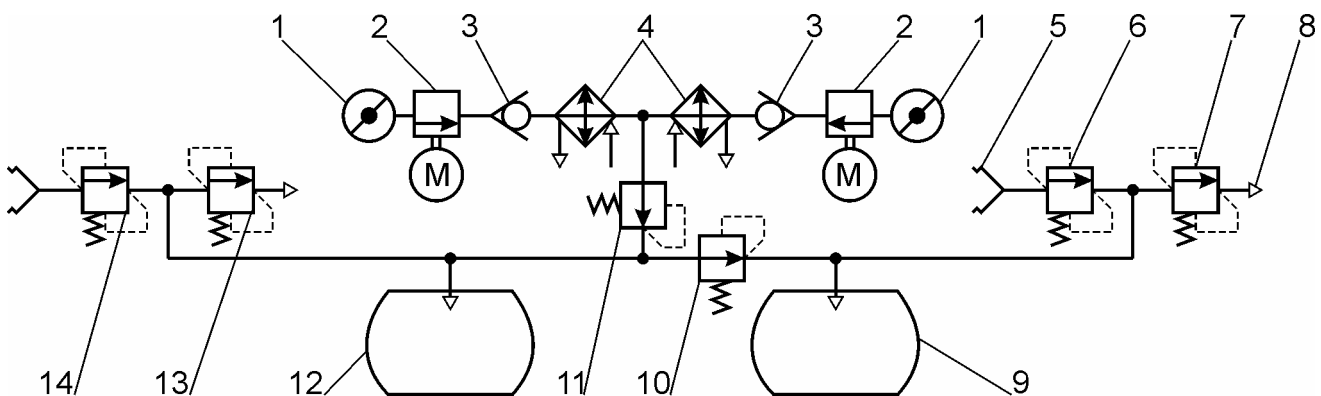


Рис. 8.9. Схема наддування з послідовним встановленням редукторів:

1 — забірники повітря від компресорів ГТД; 2 — запірні крани; 3 — зворотні клапани; 4 — ППТ; 5 — забірник дренажу з атмосфери; 6 — вакуумний клапан меншого тиску; 7 — запобіжний клапан меншого тиску; 8 — вихід повітря в атмосферу; 9 — паливний бак з меншим тиском; 10 — другий редуктор; 11 — перший редуктор; 12 — паливний бак з більшим тиском; 13 — запобіжний клапан більшого тиску; 14 — вакуумний клапан більшого тиску

Наприклад, на рис. 8.10 [345] також показано кран скидання наддування 9, що відкривається при дозаправленні в польоті для зниження протитиску та зменшення часу заправки.

Крім того, кран перемикавання 13 з'єднує ППБ з лінією високого тиску тільки під час перекачування палива з них. Після закінчення перекачування ППБ з'єднуються з лінією наддування внутрішніх баків, тиск у якій є значно меншим. Отже, зменшуються навантаження, що діють на ППБ (особливо під час катапультного зльоту й посадки з використанням аерофінішера).

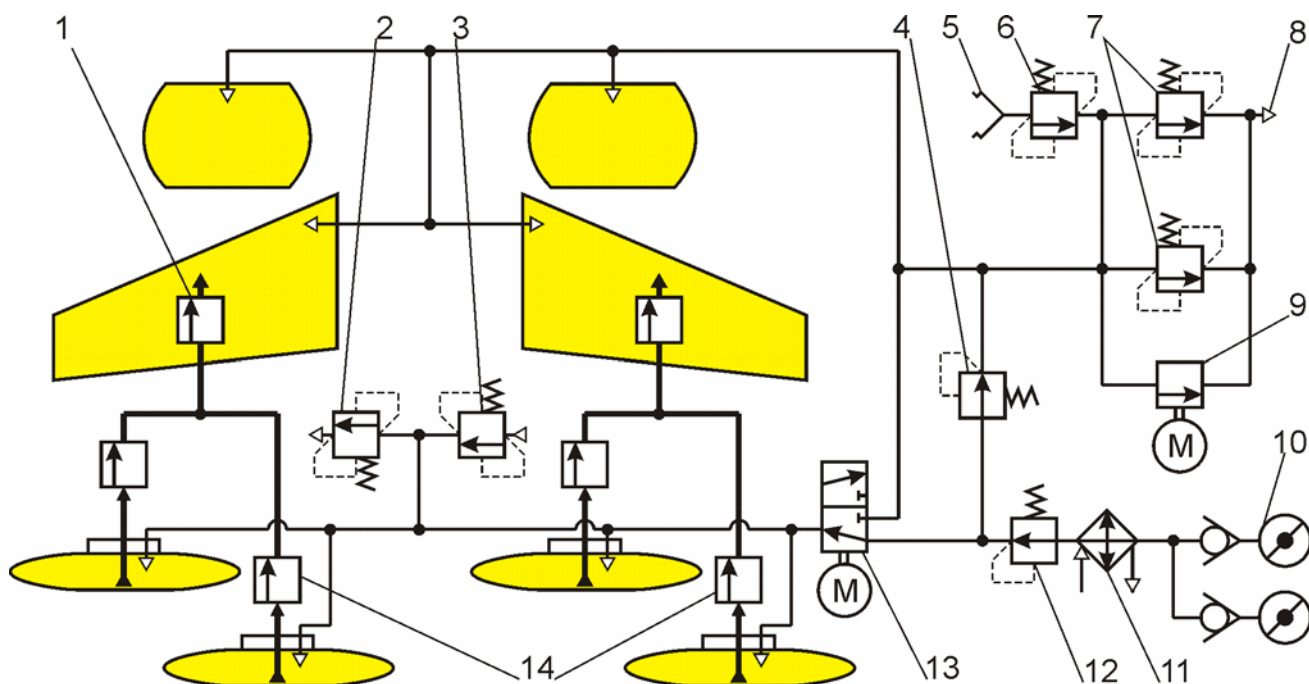


Рис. 8.10. Підсистема наддування з послідовним встановленням редукторів (Tornado):

- 1 — клапан перекачування; 2 — ЗК ППБ; 3 — вакуумний клапан ППБ; 4 — редуктор внутрішніх баків; 5 — повітрязабірник з атмосфери; 6 — вакуумний клапан; 7 — ЗК внутрішніх баків; 8 — скидання повітря в атмосферу; 9 — кран скидання наддування при заправленні; 10 — забірник повітря від компресора ГТД; 11 — ППТ; 12 — редуктор ППБ; 13 — кран перемикавання; 14 — клапани перекачування ППБ

**При паралельному встановленні** редукторів (рис. 8.11) повітря від джерел тиску надходить одразу до всіх редукторів 10, 11, кожен з яких знижує початковий тиск до заданого для своєї групи баків. Така схема забезпечує незалежність різних баків і, отже, найбільшу надійність їх наддування. Недоліками схеми є найбільші маса і вартість.

Наприклад, у схемі, зображеній на рис. 8.12 [134], повітря, що відбирається від компресорів обох ГТД, проходить через фільтр 12 і надходить на вхід до чотирьох повітряних редукторів 4, 5, 6, 19 одночасно.

Від редуктора 4 повітря з надлишковим тиском  $\Delta p_{\text{ППБ}} = 60$  кПа надходить на наддування підвісних баків 8, поблизу яких встановлено запобіжні клапани ППБ 16.

Від другого редуктора 5 повітря з надлишковим тиском  $\Delta p_{\phi} = 11$  кПа надходить на наддування фюзеляжних баків 9. Крім того, лінії наддування фюзеляжних баків паралельно з'єднано з забірником дренажу з атмосфери 1 через запобіжний 2 і вакуумний 3 клапани фюзеляжних баків.

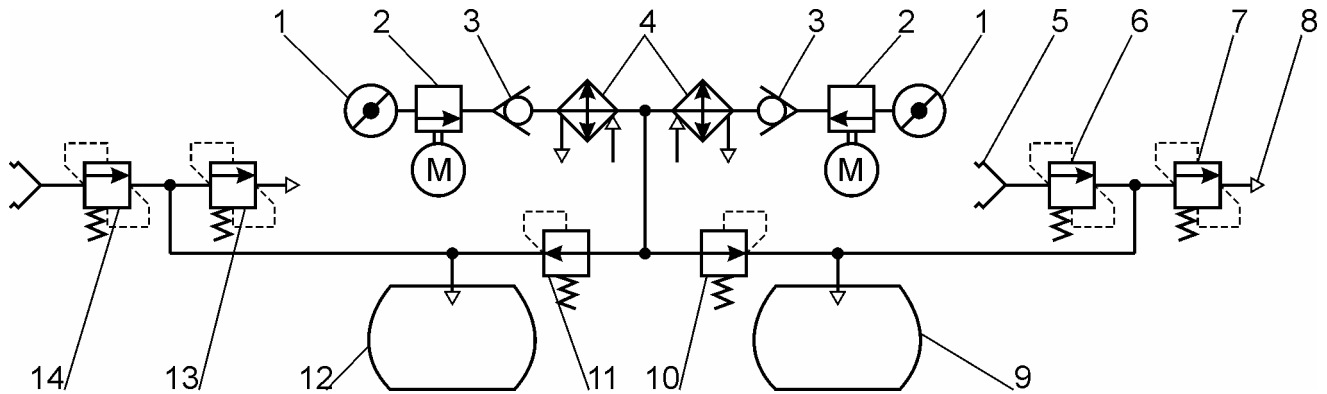


Рис. 8.11. Схема наддування з паралельним установленням редукторів: 1 — забірники повітря від компресорів ГТД; 2 — запірні крани; 3 — зворотні клапани; 4 — ППТ; 5 — забірник дренажу з атмосфери; 6 — вакуумний клапан меншого тиску; 7 — запобіжний клапан меншого тиску; 8 — вихід повітря в атмосферу; 9 — паливний бак з меншим тиском; 10 — редуктор меншого тиску; 11 — редуктор більшого тиску; 12 — паливний бак з більшим тиском; 13 — запобіжний клапан більшого тиску; 14 — вакуумний клапан більшого тиску

Від третього редуктора 6 повітря надходить на наддування паливних акумуляторів 11 з надлишковим тиском  $\Delta p_{\Gamma A} = 80$  кПа відносно тиску у фюзеляжних баках (що забезпечується з допомогою запобіжних клапанів 10).

Нарешті, від четвертого редуктора 19 повітря з надлишковим тиском  $\Delta p_{кр} = 33$  кПа надходить на наддування крилових баків 7. Лінія наддування крилових баків також з'єднується з забірником дренажу з атмосфери 1 через власні запобіжний 17 і вакуумний 18 клапани.

Схема з редукторами дуже широко використовується для витиснення палива із ППБ (А-7, F-4/5/14/15/16/20, S-3, АН-64), а в деяких випадках — і для внутрішніх баків (МиГ-25, А-5/6, Alpha Jet, Falcon-50).

При цьому надлишковий тиск у фюзеляжних баках зазвичай становить  $\Delta p_{\phi} = 9...42$  кПа; у крилових (при перекачуванні витисненням) —  $\Delta p_{кр} = 50...105$  кПа; у паливному акумуляторі —  $\Delta p_{\Gamma A} = 50...105$  кПа; у ППБ —  $\Delta p_{\Gamma ПБ} = 85...175$  кПа.

Для забезпечення перекачування палива навіть при відмові електросистеми клапани ввімкнення наддування в авіації зарубіжних країн зазвичай відкриваються пружинами, а закриваються електромагнітами.

Для здійснення дренажу ППБ (у той час, коли перекачування з них вимкнено) у зарубіжній авіації широко використовуються індивідуальні повітрязабірники, які розміщено в пілонах ППБ.

Крім того, можливим є встановлення штуцера для наземної перевірки системи наддування при непрацюючих двигунах.

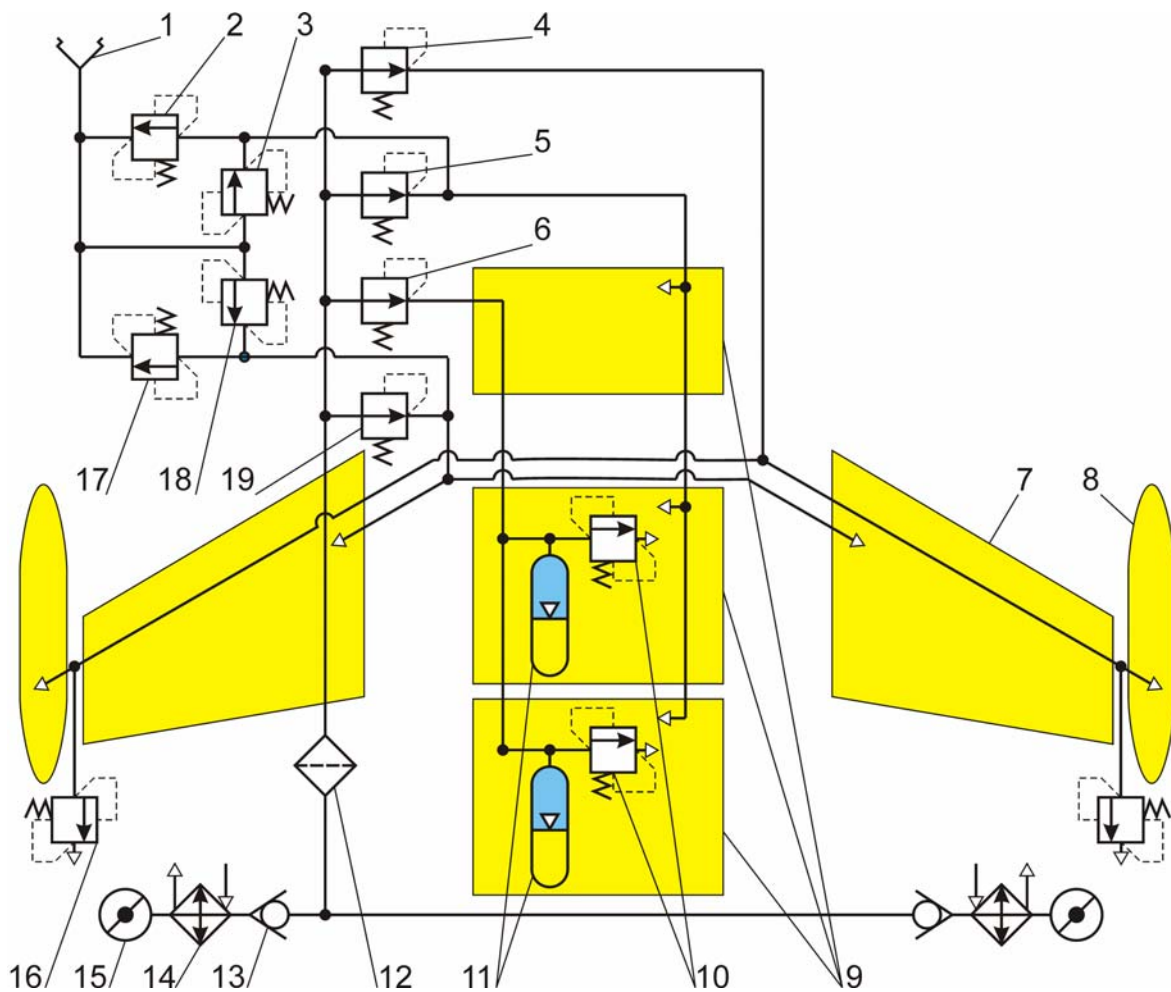


Рис. 8.12. Підсистема наддування з паралельним установленням редукторів (Alpha Jet):

1 — повітрязабірник з атмосфери; 2 — запобіжний клапан фюзеляжних баків; 3 — вакуумний клапан фюзеляжних баків; 4 — редуктор ППБ; 5 — редуктор фюзеляжних баків; 6 — редуктор ПА; 7 — консольний бак; 8 — ППБ; 9 — фюзеляжні баки; 10 — запобіжні клапани ПА; 11 — ПА; 12 — фільтр; 13 — зворотний клапан; 14 — ППТ; 15 — забірник повітря від компресора ГТД; 16 — запобіжний клапан ППБ; 17 — запобіжний клапан консольних баків; 18 — вакуумний клапан консольних баків; 19 — редуктор консольних баків

### 8.2.3. Способи керування наддуванням

Керування наддуванням здійснюється за заданим законом.

У найпростішому випадку це закон **постійного надлишкового тиску** в баках (рис. 8.13). Для цього використовуються прості й надійні редуктори або навіть жиклери. Однак при насосному перекачуванні великий тиск наддування є необхідним тільки на великих висотах (для забезпечення роботи ПНЛ, ПН і зменшення випарювання палива). При підтриманні постійного надлишкового тиску на малих і середніх висотах навантаження

на стінки бака є високим протягом усього польоту. Це знижує ресурс конструкції і, крім того, підвищує небезпеку її вибухового руйнування під впливом уражальних елементів.

Можливим є використання **двох режимів надлишкового тиску** [85]: на малих висотах (наприклад, до 5000 м) підтримується низький тиск наддування ( $\Delta p_6 = 2 \dots 10$  кПа), а на великих (понад 7500 м) — високий ( $\Delta p_6 = 18 \dots 25$  кПа). Між цими висотами надлишковий тиск змінюється практично лінійно. Крім того, тиск наддування може автоматично зменшуватися при ввімкненні системи нейтрального газу (F-16). Усе це значно підвищує здатність літака витримувати вплив уражальних факторів, оскільки маневрений повітряний бій зазвичай відбувається на малих і середніх висотах, і перед цим льотчик зазвичай умикає систему нейтрального газу. Цей закон також дає змогу виконувати дозаправлення в польоті без скидання наддування, оскільки воно зазвичай здійснюється на малих або середніх висотах.

Згідно з **комбінованим законом** керування наддуванням [241] на малих висотах (до 5000...7000 м) підтримується низький надлишковий тиск ( $\Delta p_6 = 2 \dots 10$  кПа), а на великих — постійний абсолютний тиск ( $p_6 = p_H + \Delta p_6 = 50 \dots 60$  кПа). Переваги комбінованого закону є аналогічними попередньому способу, а недоліком є значне збільшення навантажень на стінки бака на великих висотах.

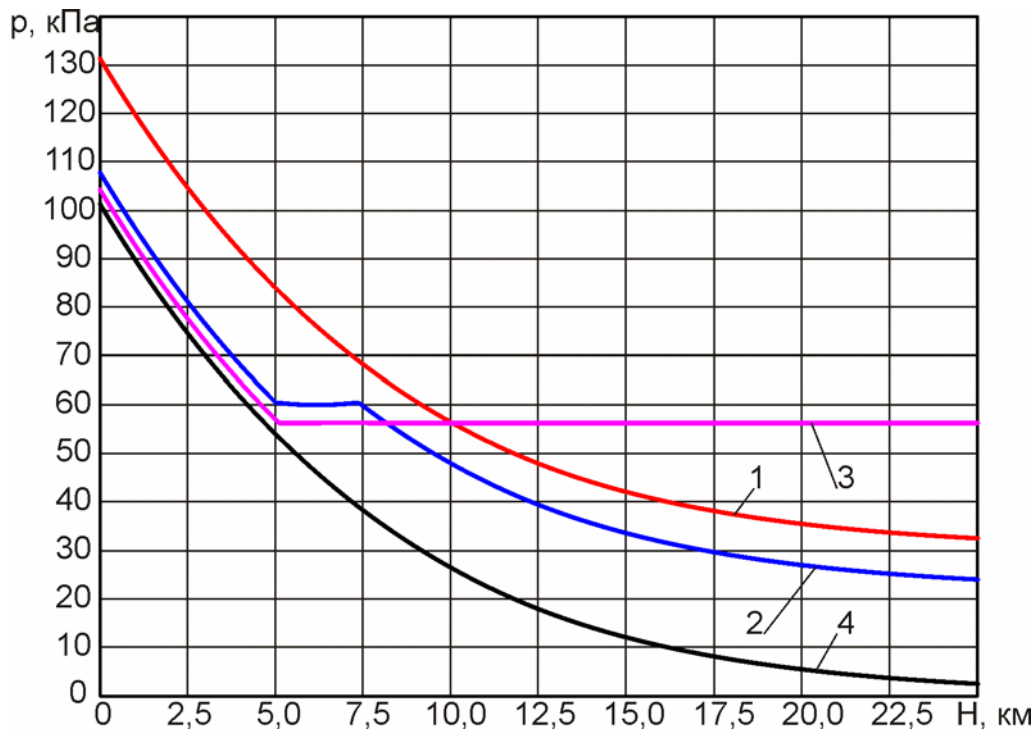


Рис. 8.13. Закони керування наддуванням баків:

- 1 — постійний надлишковий тиск; 2 — два режими надлишкового тиску (МиГ-29);
- 3 — комбінований закон (УФ-23); 4 — атмосферний тиск за МСА

Розрізняють два режими керування ввімкненням-вимкненням наддування: ручний та автоматичний.

В **автоматичному режимі** зазвичай наддування вимикається при випусканні шасі або заправної штанги, при відкритті люка UARRSI, а також за сигналом поплавцевого клапана нижнього рівня в баці-джерелі. В інших випадках наддування має бути ввімкненим.

У **ручному режимі** наддування вмикає або вимикає льотчик при будь-якій польотній конфігурації (наприклад, при відмові в системі прибирання заправної штанги).

Так, на зарубіжних літаках у кабіні льотчика зазвичай є перемикач наддування: «Вимкнено — Авто — Примусово». Такий перемикач може бути один на всі ППБ або один на кожну пару симетричних ППБ. В останньому випадку льотчик має можливість вимкнути наддування пошкоджених ППБ. У кабіні також може бути встановлений перемикач, що дає змогу вибирати послідовність перекачування палива з ППБ, наприклад: «Зовнішні ПКБ — Середні ПКБ — Внутрішні ПКБ — Підфюзеляжні ППБ».

Розрізняють також два способи керування ввімкненням-вимкненням наддування баків: гідромеханічний та електричний.

При **гідромеханічному** способі керування ввімкненням-вимкненням наддування виконують клапани, що керуються командним паливом (див. рис. 8.8) або повітрям. Такий спосіб керування є простим і надійним, однак він придатний тільки для простих алгоритмів керування. Таким чином, увімкнення наддування здійснюється при вмиканні двигуна (МиГ-25/29) або за сигналом від поплавцевого клапана при зниженні рівня палива нижче заданого значення (МиГ-21/23). Вимкнення наддування та з'єднання баків з відкритим дренажем може здійснюватися паливом високого тиску від заправника (МиГ-25, Су-7). Щось подібне використовується й у системах відкритого дренажу, якщо передбачено додатковий дренаж при заправленні (Ту-154, С-27) (див. рис. 4.19).

При **електричному** способі керування використовуються електромагнітні або електромоторні крани. Такий спосіб дає змогу легко реалізувати складні алгоритми керування й широко використовується в зарубіжній авіації (див. рис. 8.10).

### 8.3. Підсистема нейтрального газу

#### 8.3.1. Призначення, вимоги та класифікація

Пари палива, що знаходяться в надпаливному просторі баків, являють собою вибухонебезпечне середовище. Для ініціювання вибуху може бути достатньо іскри в електрообладнанні, розміщеному в баках, тертя поверхні літака об бетон при посадці з прибраним шасі та контакті з поверхнею ЗПС, а також впливу уражальних факторів бойових частин ракет або снарядів. На багатьох ЛА як військового, так і цивільного призначення для виключення вибуху паливних баків їх заповнюють нейтральним газом.

Підсистему нейтрального газу (НГ) **призначено** для створення вибухо- та пожежобезпечного середовища в паливних баках шляхом заміни повітря на газ, що не підтримує горіння.

Основними **вимогами** до підсистеми нейтрального газу є:

1. Мінімальний час заповнення баків вибухобезпечним середовищем.
2. Підтримання вибухобезпечного середовища в баках протягом усього часу польоту.
3. Підтримання вибухобезпечного середовища при зниженні (коли за короткий час потрібно подати в баки велику кількість нейтрального газу).
4. Мінімальні маса й габарити підсистеми.
5. Вибухо- та пожежобезпечність підсистеми нейтрального газу.

Підсистеми нейтрального газу **поділяють на** нормальні й аварійні. **Нормальні** підсистеми працюють протягом усього (або майже всього) польоту, отже, постійно забезпечують захист від вибуху та пожежі, однак потребують розміщення значного запасу нейтрального газу або бортового генератора на борту ЛА. Раніше нормальні підсистеми нейтрального газу використовувалися майже винятково на ЛА військового призначення (ударних і транспортних) і надзвукових літаках (з огляду на близькість температури стінок баків до температури самозаймання палива). Сьогодні такі системи починають все ширше впроваджуватися на пасажирських літаках (RRJ, A-320/380F, B-737/747/777/787) для підвищення їх безпеки. **Аварійні** системи застосовуються для запобігання вибуху та пожежі під час посадки із прибраним шасі. Для таких систем критичною є вимога мінімального часу заповнення баків нейтральним газом. Такі системи вже давно широко застосовуються на пасажирських літаках (Ил-18Д/62/86, Ту-154) для захисту баків, розміщених поблизу пасажирських салонів.

Підсистеми нейтрального газу виникли в роки Великої Вітчизняної війни, та тоді використовували вихлопні газы поршневиx двигунів. Після переходу на реактивну тягу виявилось, що використовувати таким чином вихлопні газы реактивних двигунів неможливо через великий уміст кисню в них, якого достатньо для підтримання горіння.

У подальшому виникли так звані балонні системи, у яких нейтральний газ містився в бортових балонах високого тиску. Однак велика маса балонів перешкоджала широкому впровадженню таких систем (особливо при великій тривалості польоту).

Таким шагом стало зберігання нейтрального газу в рідкому стані з використанням посудин Дьюара (їх називають газифікаторами). При цьому досягалося деяке зменшення маси системи, однак зростала її складність.

Радикальним рішенням для літаків з великих часом польоту стало застосування бортових генераторів нейтрального газу, у яких згоряло основне паливо літака, утворюючи діоксид вуглецю і воду. Однак сам такий генератор мав високу пожежну небезпеку й потребував додаткової витрати палива.



Ще одним напрямом стали системи з каталітичним поглинанням кисню. Однак і вони не витримали конкуренції за масою з наступним поколінням систем нейтрального газу.

З розвитком нанотехнологій став можливим механічний поділ повітря залежно від розмірів молекул, що й стало основою сучасних систем нейтрального газу на основі напівпроникних мембран.

### 8.3.2. Схема з використанням вихлопних газів ПД

Приблизний об'ємний склад вихлопних газів поршневих двигунів є таким [97]:

- водяна пара —  $\omega(\text{H}_2\text{O}) = 15\%$ ;
- кисень —  $\omega(\text{O}_2) = 6,5\text{...}14\%$ ;
- діоксид вуглецю —  $\omega(\text{CO}_2) = 4,5\text{...}12\%$ ;
- моноксид вуглецю —  $\omega(\text{CO}) = 2\text{...}10\%$ ;
- азот —  $\omega(\text{N}_2) = 72\text{...}49\%$ .

Вихлопні газы також містять велику кількість твердих частинок сажі, продуктів згоряння масла та присадок. Крім того, вони мають високу температуру. Таким чином, перед подачею в паливні баки вихлопні газы необхідно охолодити до прийнятної температури, відфільтрувати від механічних домішок та осушити (відділити воду).

Схему підсистеми НГ із використанням вихлопних газів зображено на рис. 8.14. Забірник 1 вихлопних газів розміщують на одному з вихлопних патрубків ПД. Від забірника прокладено довгий сталевий трубопровід 5 у хвостову частину літака до фільтра-відстійника 6.

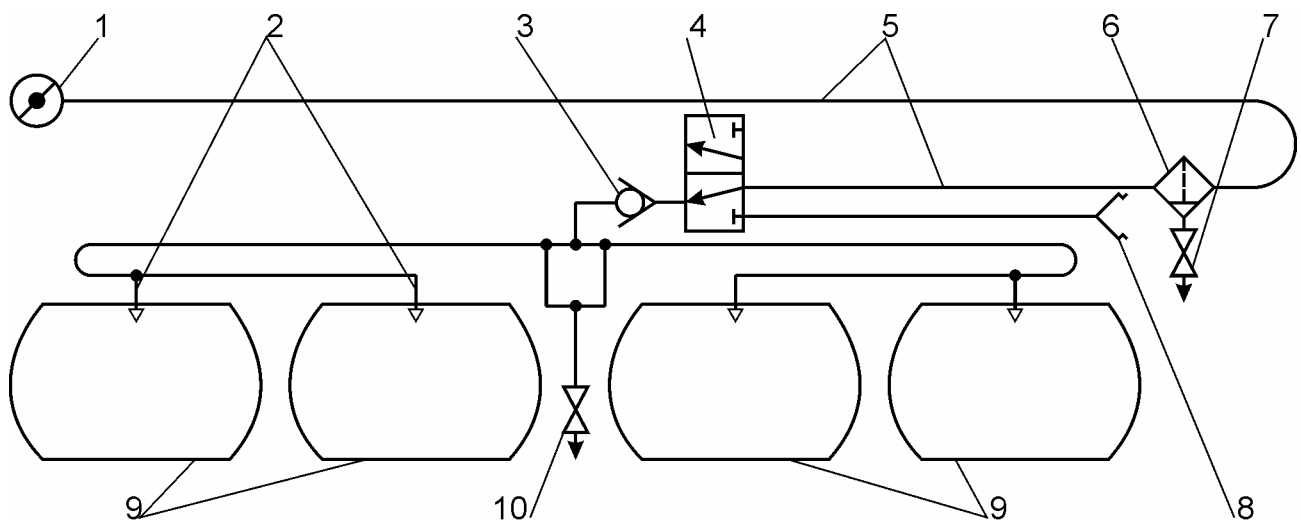


Рис. 8.14. Схема підсистеми НГ з використанням вихлопних газів ПД:

- 1 — забірник вихлопних газів; 2 — штуцери підведення газу в баки; 3 — зворотний клапан; 4 — кран перемикання; 5 — трубопроводи охолодження;
- 6 — фільтр-відстійник; 7 — кран зливання; 8 — забірник дренажу; 9 — баки;
- 10 — кран-відстійник

Довгий трубопровід призначено для охолодження, оскільки експериментально встановлено, що проходження вихлопних газів у хвостову частину літака та назад достатньо для їх охолодження до прийнятної температури. Кран перемикавання 4 використовується при несправностях для припинення подання НГ і з'єднання баків 9 з атмосферою через забірник 8. Кран-відстійник 10 у нижній точці системи призначено для зливання конденсату.

Фільтр-відстійник (рис. 8.15) складається з циліндричного корпусу 1 із фільтрувальною коробкою 2, лійки 3 і збирача 4.

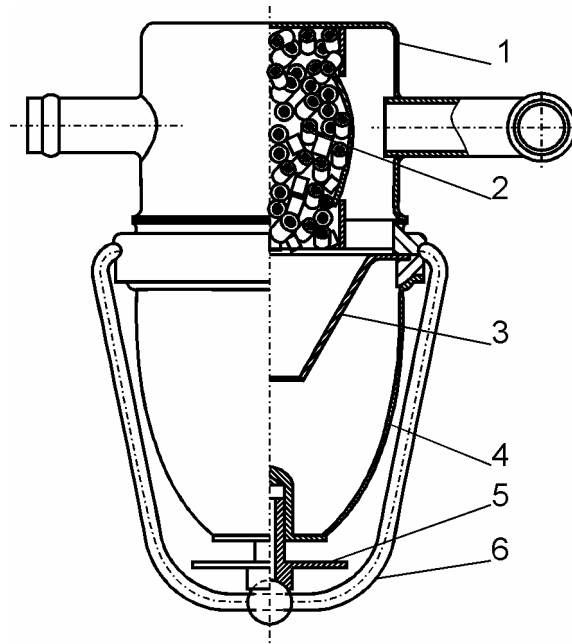


Рис. 8.15. Фільтр-відстійник: 1 — корпус; 2 — фільтрувальна коробка; 3 — лійка; 4 — збирач; 5 — кран зливання; 6 — скоба

Вихлопні гази потрапляють у фільтр-відстійник по вхідному патрубку, проходять через фільтрувальну коробку й омивають металеві кільця, що містяться в ній і змащені маслом. При цьому гази очищуються від нагару, сажі і водяної пари, які конденсуються та через лійку стікають у відстійник. Лійка запобігає потраплянню конденсату назад у фільтрувальну коробку під час еволюцій літака. Пройшовши через фільтрувальну коробку, гази через вихідний патрубок надходять до системи НГ.

**Перевагами** використання вихлопних газів є можливість використання системи протягом усього польоту та незалежність від наземних служб заправлення нейтральним газом. **Недоліками** такої схеми є її обмежена придатність (тільки для поршневої авіації) і висока пожежонебезпечність через можливість витоку гарячих газів. Така схема широко використовувалася під час Великої Вітчизняної війни і в післявоєнні роки.

### 8.3.3. Балонна схема

Оскільки вихлопні гази ГТД містять досить багато кисню, їх використання як НГ не є можливим. Першим вирішенням цієї проблеми стало

розміщення на ЛА бортових балонів високого тиску (тих самих, що використовуються для вогнегасників), що містять НГ (стиснутий азот у газоподібному стані або стиснутий діоксид вуглецю у рідкому стані). Ці гази широко використовувалися, оскільки вони є відносно дешевими й нетоксичними. Схему такої системи НГ зображено на рис. 8.16.

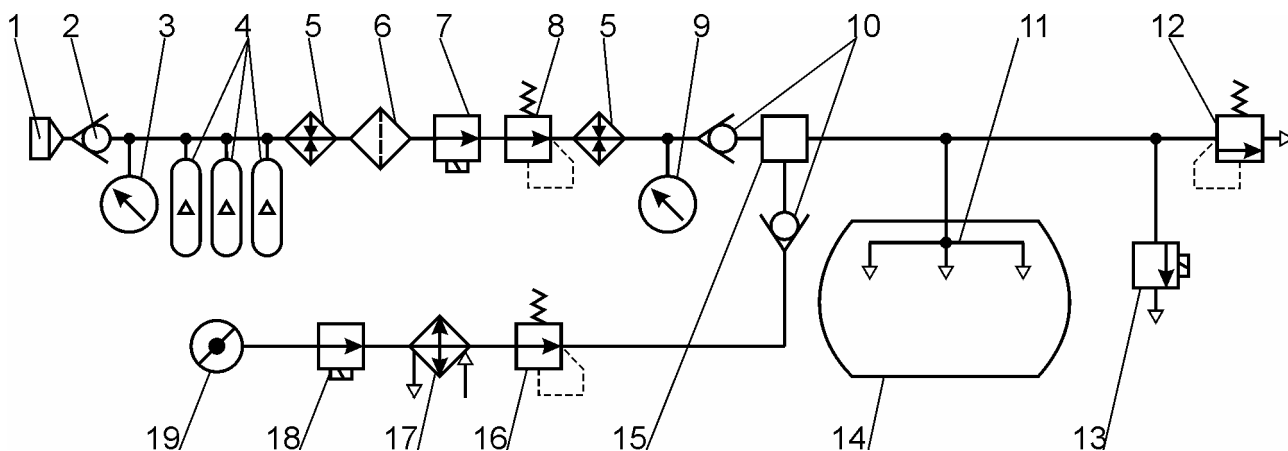


Рис. 8.16. Схема балонної підсистеми НГ:

1 — зарядний штуцер; 2, 10 — зворотні клапани; 3, 9 — манометри; 4 — балони з НГ; 5 — підігрівачі; 6 — фільтр; 7 — електромагнітний клапан нормального подання НГ; 8, 16 — редуктори; 11 — колектор з форсунками; 12 — запобіжний клапан; 13 — клапан скидання тиску при заправленні; 14 — бак; 15 — змішувач; 17 — охолоджувач; 18 — клапан наддування від компресора; 19 — забірник повітря від компресора

Працює система таким чином. Перед польотом наземний персонал заряджає НГ балони 4 через зарядний штуцер 1, контролюючи тиск за манометром 3 (зазвичай 12...32 МПа). У польоті екіпаж умикає систему електромагнітним клапаном 7. НГ, пройшовши через цей клапан, надходить у редуктор 8, де його тиск знижується до величини необхідного тиску в баках з умови висотності й перекачування (15...100 кПа). Після цього НГ надходить у бак 14. При відмові редуктора запобіжний клапан 12 (витаруваний на трохи більший тиск) скидає надлишковий тиск в атмосферу, запобігаючи руйнуванню бака. Для захисту редуктора від забивання перед ним встановлюється фільтр 6, а для захисту системи від обмерзання можуть встановлюватися підігрівачі 5.

Під час дозаправлення в польоті подання НГ і наддування перекриваються клапанами 7 і 18, а тиск у баках скидається після відкриття клапана 13.

Нейтральний газ із бортових балонів витрачається як на компенсацію витрати палива з баків, так і на підтримання постійного надлишкового тиску в баках при зниженні.

У випадку застосування як НГ **азоту**, з огляду на його велику потрібну концентрацію (> 70 %) і зберігання у газоподібному стані (навіть при тиску 12...32 МПа), для захисту баків **протягом усього часу польоту** потребується значна маса балонів. Тому такі системи застосовувалися при

невеликій тривалості польоту, наприклад, на надзвукових літаках (МиГ-25/29). Іншим рішенням було розміщення на літаку обмеженого запасу НГ (на 10...40 хв). Такі системи, що льотчик умикав для захисту баків **на короткий час** у бойовій обстановці (F-86/100), не набули значного поширення.

Використання **діоксиду вуглецю** зі значно меншою потрібною концентрацією ( $\geq 23\%$ ) та його зберігання в рідкому стані (при тиску 12...15 МПа) дало можливість захистити паливні баки від вибуху **протягом усього часу польоту**, що широко застосовувалося у вітчизняній військово-транспортній авіації (Ан-12/26, Ми-4/6/24). У пасажирській авіації (Ил-18Д/62, Ту-154) системи НГ використовувалися для захисту від вибуху баків у центроплані та вмикалися за сигналом датчика аварійного ввімкнення **під час посадки з прибраним шасі**.

Для подальшого зниження маси підсистеми НГ на деяких літаках (Ил-86, F-16/117, А-6) застосовують **фреон** зі значно меншою потрібною концентрацією (5...12%), який також зберігається в рідкому стані під тиском. Системи НГ на фреоні вводяться в дію екіпажем **на короткий час** або датчиками аварійного ввімкнення під час **посадки з прибраним шасі**. При цьому різко зменшуються потрібний об'єм і маса балонів. Однак через токсичність фреонів їх застосування потребує додаткових заходів безпеки при обслуговуванні. Крім того, багато фреонів чинять руйнівний вплив на озоновий шар, що обмежує сферу їх використання у військовій авіації або в аварійних ситуаціях. У разі використання фреону він зазвичай подається через змішувач 15, що забезпечує постійну концентрацію НГ в атмосфері баків.

Основними **недоліками** балонної схеми є велика маса балонів або обмежений час роботи, а також залежність від наземних засобів заправлення НГ.

#### **8.3.4. Схема з газифікатором**

Починаючи з 1960-х років, для зменшення маси підсистеми НГ за рубежом широко застосовується зберігання азоту в охолодженому (рідкому) стані. При цьому замість товстостінних сталевих балонів використовуються посудини Дьюара (газифікатори) з тонкої нержавіючої сталі, що дає змогу зменшити масу підсистеми або при тій же масі взяти більший запас НГ, збільшивши час захисту.

Такі системи (рис. 8.17) широко застосовувалися у військовій авіації (B-1, C-5, SR-71).

Крім заміни балонів на посудини Дьюара підсистеми з газифікатором відрізняються від балонних наявністю підігрівача 9 для переведення азоту з рідкого в газоподібний стан. У деяких випадках передбачено додатковий клапан 18 для швидкого початкового заповнення баків НГ. Сам газифіка-

тор також може бути оснащений регульованим електрообігрівом для отримання необхідної витрати НГ.

**Недоліками** підсистеми НГ з газифікатором є значна маса та висока вартість системи, залежність від наземних засобів заправлення рідким азотом, а в деяких випадках й обмежений час роботи.

Оскільки при зниженні атмосферного тиску з набором висоти із палива виділяється розчинене в ньому повітря, що містить велику кількість кисню, у паливних баках може утворитися вибухонебезпечне середовище. Для виключення цього на деяких ЛА (С-5) передбачено **підсистему насичення НГ** (очищення палива від кисню) при заправленні як на землі, так і в польоті. Підсистема забезпечує зниження концентрації кисню до 5%. Це гарантує, що його концентрація в надпаливному просторі баків при наборі висоти не перевищить 9%.

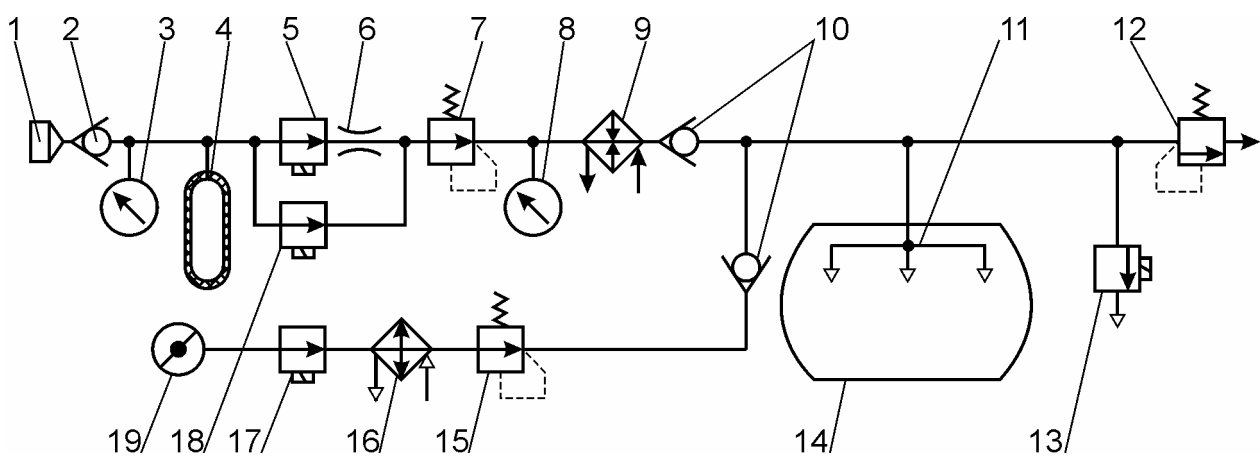


Рис. 8.17. Схема підсистеми НГ з газифікатором:

1 — зарядний штуцер; 2, 10 — зворотні клапани; 3, 8 — манометри; 4 — газифікатор; 5 — електромагнітний клапан нормального подання НГ; 6 — жиклер; 7, 15 — редуктори; 9 — нагрівач; 11 — колектор із форсунками; 12 — запобіжний клапан; 13 — клапан скидання тиску при заправленні; 14 — бак; 16 — охолоджувач; 17 — клапан наддування від компресора; 18 — клапан швидкого наповнення НГ; 19 — забірник повітря від компресора

Насичення НГ виконується таким чином. За клапаном заправлення в кожному баці розміщують ежектор (що подає НГ у паливо). Потім паливо потрапляє у вихровий газовіддільник (у якому й відокремлюється повітря). Потім очищене паливо надходить у насадок для зменшення завихреності перед виходом палива в бак. Газ, що відокремився, відводиться в атмосферу через дренажну систему [167].

### 8.3.5. Схема із газогенерувальною камерою

Залежність від наземних джерел НГ та обмежений час роботи раніше розглянутих систем призвели до створення схеми системи НГ з газогенерувальною камерою. Основною ідеєю було автономне отримання НГ на борту ЛА. У таких системах НГ утворюється під час згоряння звичайного палива в спеціальній газогенерувальній камері, тому структура сис-

теми є подібною до ранніх схем для ПД. Після газогенерувальної камери газ охолоджують, фільтрують від механічних домішок, відокремлюють воду, а іноді знову підігрівають (оскільки при поданні холодного НГ у баки можливою є конденсація водяної пари, що міститься в баках, у вигляді вільної води).

Паливо з витратного бака 16 (рис. 8.18) [42] подається в газогенерувальну камеру 36 через електричний підігрівач 24 і форсунку 34. Підігрівання палива (до температури 60...70 °С) потребується для успішного запуску й роботи камери. Повітря для згоряння палива (топкове повітря) відбирається від компресорів двигунів, проходить через електричний підігрівач 3 (де нагрівається до 170...250 °С), редуктор 38 і надходить у камеру 36 через каталізатор 32 і форсунки 33.

Камера 36 охолоджується атмосферним повітрям, що надходить через забірник 37. Охолодження камери регулюється заслінкою 29 із датчиком температури. Тут же встановлено термореле, що вимикає камеру при перегріві.

На виході НГ з камери 36 встановлено запобіжний клапан 31, що обмежує максимально допустимий тиск НГ (180 кПа) у процесі запуску установки.

Із газогенерувальної камери 36 НГ надходить у конденсатор-осушувач 35, де охолоджується атмосферним повітрям. Охолодження також регулюється заслінкою 28 із термодатчиком. Сконденсована під час охолодження волога стікає у піддон і через жиклер і зливний трубопровід скидається за борт.

Після конденсатора-осушувача НГ надходить у вологовіддільник 41, де під дією відцентрових сил із нього видаляються суспендовані частинки вологи та бруду. Волога через жиклер також скидається за борт.

Піддони конденсатора-осушувача 35, вологовіддільника 41, жиклери і трубопроводи зливання вологи обігріваються повітрям, що відбирається з каналу охолодження камери згоряння через забірник 30.

Далі НГ проходить через осушувач 10 із силікагелем, де з газу поглинаються пари вологи. У системі встановлено три осушувача: 10 — робочий; 9 — підготовлений до роботи (охолоджений); 6 — перебуває на регенерації. Регенерація силікагелю здійснюється гарячим повітрям від компресора, що пройшло підігрівач 3 і редуктор 4 (200 кПа).

Для розвантаження осушувачів у горизонтальному польоті надлишки НГ скидаються в атмосферу на ділянці між конденсатором-осушувачем і вологовіддільником. При зниженні скидання НГ припиняється.

Після проходження осушувача НГ розподіляється по баках. До кожного бака підведено два трубопроводи: 14 — для нормального подання НГ; 15 — для додаткового подання під час зниження. У горизонтальному польоті НГ подається тільки в бак, із якого виробляється паливо, а при зниженні — одночасно в усі баки.

Хімічний склад НГ, що отримується, є приблизно таким [42]:

- кисень —  $\omega(\text{O}_2) \leq 2\%$ ;
- діоксид вуглецю —  $\omega(\text{CO}_2) \geq 11\%$ ;
- моноксид вуглецю —  $\omega(\text{CO}) \leq 2\%$ ;
- азот —  $\omega(\text{N}_2) \approx 85\%$ .

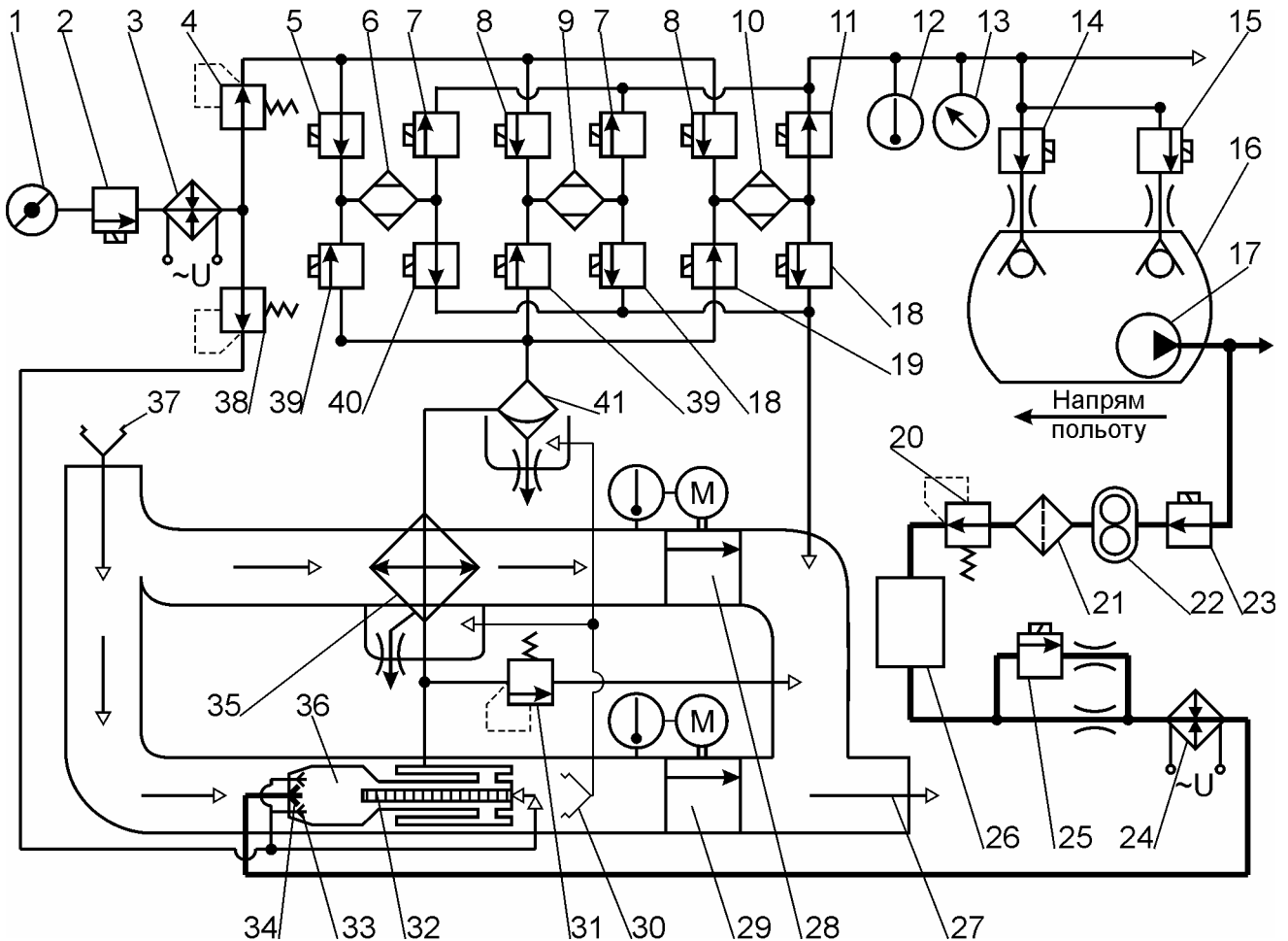


Рис. 8.18. Схема підсистеми НГ з газогенерувальною камерою:

- 1 — забірник повітря від компресора; 2 — кран забирання повітря; 3 — підігрівач повітря; 4, 38 — повітряні редуктори; 5 — відкритий кран регенерації; 6 — осушувач, що регенерується; 7 — закриті крани подання НГ; 8 — закриті крани регенерації; 9 — осушувач, що охолоджується; 10 — робочий осушувач; 11 — відкритий кран подання НГ; 12 — датчик температури; 13 — датчик тиску; 14 — кран нормального подання НГ; 15 — кран подання НГ при зниженні; 16 — бак; 17 — ПНЛ; 18 — закриті крани скидання регенерувального повітря; 19 — відкритий кран осушення НГ; 20 — регулятор тиску палива; 21 — паливний фільтр; 22 — насос; 23 — протипожежний кран; 24 — підігрівач палива; 25 — кран пускового палива; 26 — висотний коректор; 27 — вихід охолодного повітря в атмосферу; 28, 29 — регулювальні заслінки; 30 — забірник повітря на обігрівання; 31 — запобіжний клапан; 32 — каталізатор; 33 — підведення топкового повітря; 34 — паливна форсунка; 35 — конденсатор-осушувач; 36 — газогенерувальна камера; 37 — забірник охолодного повітря; 39 — закриті крани осушення НГ; 40 — відкритий кран скидання регенерувального повітря; 41 — вологовіддільник

Температура НГ на виході з генератора  $t \leq 85$  °С, тиск  $\Delta p_{\text{НГ}} = 100 \dots 140$  кПа, витрата палива становить 2...5 кг/год при виході НГ 10...20 кг/год.

**Перевагами** таких систем є незалежність від наземної інфраструктури та захист баків від вибуху протягом усього польоту, **недоліками** — складність і пожежонебезпека самої підсистеми НГ та додаткова витрата палива. Такі системи широко застосовувалися на вітчизняних транспортних літаках (Ан-22/124, Ил-76).

### 8.3.6. Схеми з розділенням повітря

Існують два методи розділення повітря: молекулярних сит і напівпроникних мембран [31].

У методі **молекулярних сит** використовується каталітичне поглинання кисню молекулярним ситом із синтетичного цеоліту. Однак, оскільки таке сито може увібрати тільки певну кількість кисню, потребується його регенерація. Із цієї метою паралельно встановлюють два однакових пристрої, один з яких використовується для поглинання кисню при високому тиску, а інший регенерується при низькому тиску, випускаючи кисень в атмосферу.

Метод молекулярних сит застосовувався на F-15 і ранніх версіях С-17.

У методі **напівпроникних мембран** використовуються тонкі плівки, розміри пор у яких дають змогу молекулам меншого розміру (кисню, води та діоксиду вуглецю) пройти крізь них. Водночас для більших молекул (азоту) плівки — непроникні. Спочатку пристрої мали більші розміри й масу, ніж каталітичні поглиначі, однак завдяки розвитку нанотехнологій цей метод став основним методом розділення повітря (А-320/400, пізні версії С-17, F-22/35, В-747/777/787, RRJ).

Жоден із цих методів не дає змоги повністю відокремити кисень від азоту, тому газу, що отримують при розділенні, називають **збагаченим киснем повітрям (ЗКП)** (oxygen enriched air — OEA) і **збагаченим азотом повітрям (ЗАП)** (nitrogen enriched air — NEA). ЗКП у цивільній авіації скидається назад в атмосферу, а ЗАП спрямовується в паливні баки. На висотних літаках ЗКП використовується в кисневій системі для дихання льотчиків.

Системи, що розділяють повітря, зазвичай називають **бортовими генераторами нейтрального газу (БГНГ)** (On Board Inert Gas Generating System — OBIGGS) або **бортовими генераторами кисню (БГК)** (On Board Oxygen Generating System — OBOGS) залежно від того, який із газів використовується на борту. Пристрій, у якому безпосередньо відбувається розділення повітря, називають **модулем розділення повітря (МРП)** (Air Separation Module — ASM). Схему підсистеми НГ з розділенням повітря зображено на рис. 8.19.



У військовій авіації ЗАП використовується для захисту всіх внутрішніх баків замість підсистеми наддування. У цивільній авіації, де зазвичай застосовувався відкритий дренаж, це призвело б до значного збільшення маси системи. Тому нині в цивільній авіації вважається, що захищати необхідно тільки небезпечні паливні баки, до яких належать баки в центроплані та фюзеляжі, оскільки:

- протягом більшої частини часу польоту вони є порожніми або містять малу кількість палива, що робить їх вибухонебезпечними;

- температура паливо-повітряних парів у них є вищою, ніж у консольних баках, унаслідок нагрівання від пасажирського салону, агрегатів системи кондиціонування повітря та інших джерел тепла;

- поверхні охолодження таких баків є малими.

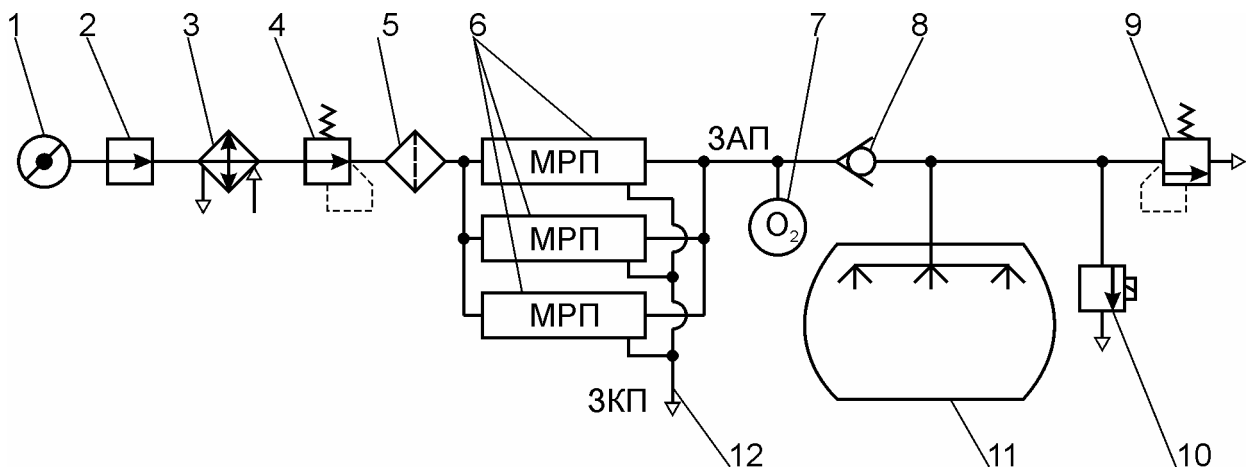


Рис. 8.19. Схема підсистеми НГ з розділенням повітря:

1 — забірник повітря від компресора; 2 — кран подання; 3 — охолоджувач повітря; 4 — редуктор; 5 — фільтр; 6 — модулі розділення повітря; 7 — датчик концентрації кисню; 8 — зворотний клапан; 9 — запобіжний клапан; 10 — клапан скидання тиску під час заправлення; 11 — бак; 12 — скидання ЗКП в атмосферу

У випадку застосування композиційних матеріалів для консолей крила розміщені в них баки також вважаються небезпечними, оскільки теплообмін з атмосферою через композити є значно слабшим.

**Вибухобезпечна концентрація кисню** у баках береться такою: для цивільної авіації —  $\leq 12\%$ , для військової —  $\leq 9\%$ .

**Розрахунковими випадками** для БГНГ є:

- підтримання заданого складу атмосфери в порожніх баках під час зниження на режимі польотного малого газу (коли відбір повітря від компресорів є обмеженим);

- створення нейтральної атмосфери в порожніх баках на землі перед зльотом при роботі двигунів на режимі малого газу протягом заданого часу.

Найцікавішим елементом системи є **МРП** [161] (рис. 8.20). Для отримання заданої витрати повітря при мінімальних габаритах і масі він являє собою набір трубок, поміщених у циліндричний корпус. Корпус має осьо-

вий вхід для повітря й осьовий вихід для ЗАП, а також боковий вихід для ЗКП. Кожна трубка виконана у вигляді тонкої напівпроникної мембрани (що не пропускає азоту), посиленої товстим шаром аналогічного матеріалу, але з порами більших розмірів (крізь які можуть проходити всі гази).

Матеріали мембран, що застосовуються у теперішній час, потребують певної ( $\approx 77^\circ\text{C}$ ) температури й тиску ( $\geq 210$  кПа) вхідного повітря, для чого перед МРП установлюють охолоджувач 3 (див. рис. 8.19) атмосферним повітрям і редуктор 4 або використовують повітря із системи кондиціонування кабіни.

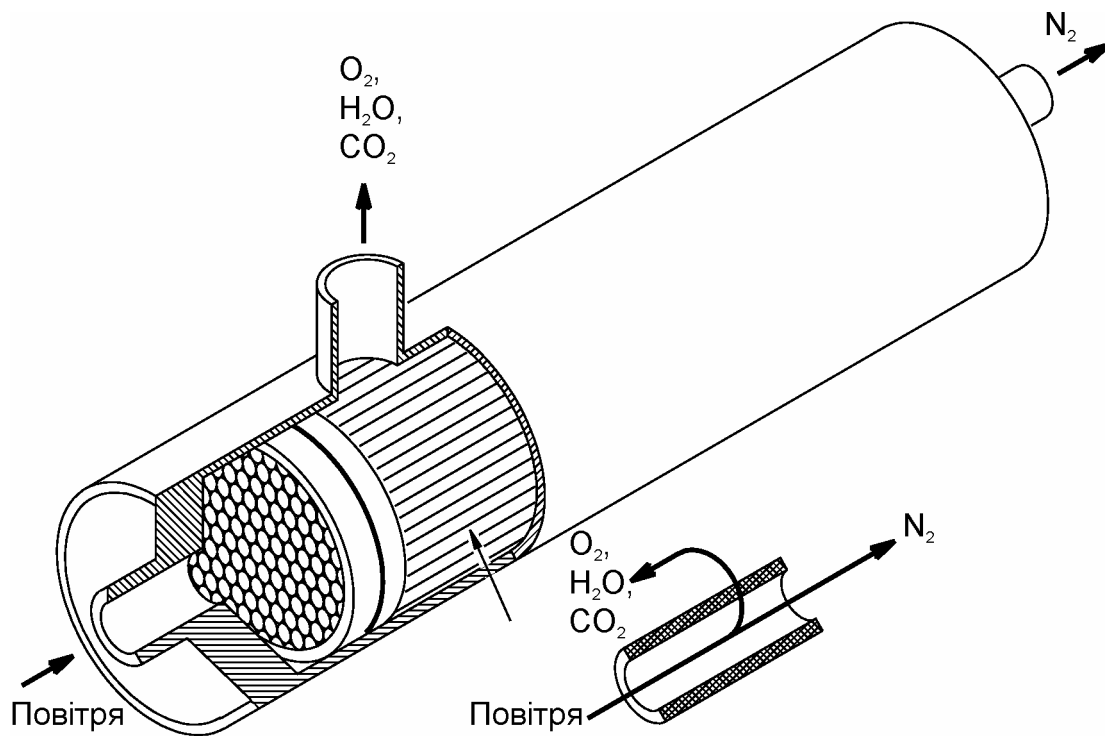


Рис. 8.20. Модуль розділення повітря

Поки ще мало даних про надійність і термін експлуатації МРП. Однак уже можна виділити основні фактори, що впливають на них:

1. Домішки в повітрі, особливо озон, що спричиняє окиснення мембран. Для боротьби з озоном перед МРП установлюють каталітичні перетворювачі озону на кисень.

2. Пари води, масла та частинки пилу. Для захисту від них перед МРП установлюють фільтри 5.

Для спостереження за станом і прогнозування терміну експлуатації МРП у БГНГ використовуються датчики концентрації кисню 7. Однак наявні датчики не вважаються досить безпечними для їх установлення безпосередньо в паливних баках, що могло б дати більш точну картину вмісту кисню в них.

Оскільки для наддування паливних баків використовується не все повітря, що відбирається від компресорів двигунів, а тільки його частина, виникає необхідність обчислення потрібного відбору повітря при заданій витраті ЗАП [16].

З умови балансу витрат очевидно, що

$$Q_{\text{пов}} = Q_{\text{ЗАП}} + Q_{\text{ЗКП}} \quad \text{або} \quad Q_{\text{ЗКП}} = Q_{\text{пов}} - Q_{\text{ЗАП}}.$$

де  $Q_{\text{пов}}$  — шукана витрата повітря, що відбирається від компресора;  $Q_{\text{ЗАП}}$  — задана витрата ЗАП;  $Q_{\text{ЗКП}}$  — витрата ЗКП.

Аналогічна умова для витрати кисню має вигляд

$$\omega_{\text{п}}(\text{O}_2)Q_{\text{пов}} = \omega_{\text{ЗАП}}(\text{O}_2)Q_{\text{ЗАП}} + \omega_{\text{ЗКП}}(\text{O}_2)Q_{\text{ЗКП}},$$

де  $\omega_{\text{п}}(\text{O}_2) = 0,21$ ,  $\omega_{\text{ЗАП}}(\text{O}_2)$  і  $\omega_{\text{ЗКП}}(\text{O}_2)$  — концентрація кисню в атмосферному повітрі, ЗАП і ЗКП відповідно. Звідси

$$Q_{\text{пов}} = Q_{\text{ЗАП}} \frac{\omega_{\text{ЗАП}}(\text{O}_2) - \omega_{\text{ЗКП}}(\text{O}_2)}{0,21 - \omega_{\text{ЗКП}}(\text{O}_2)}.$$

Таким чином, для обчислення потрібного відбору повітря від компресора при заданій витраті ЗАП необхідно знати концентрацію кисню в ЗАП і ЗКП.

Як уже було зазначено, для захисту баків від вибуху концентрація кисню не має перевищувати заданого рівня. Одним із розрахункових випадків, у яких ця умова може бути порушена, є режим зниження. Важливим фактором, що впливає на виконання цієї умови, є тривалість польоту (рис. 8.21).

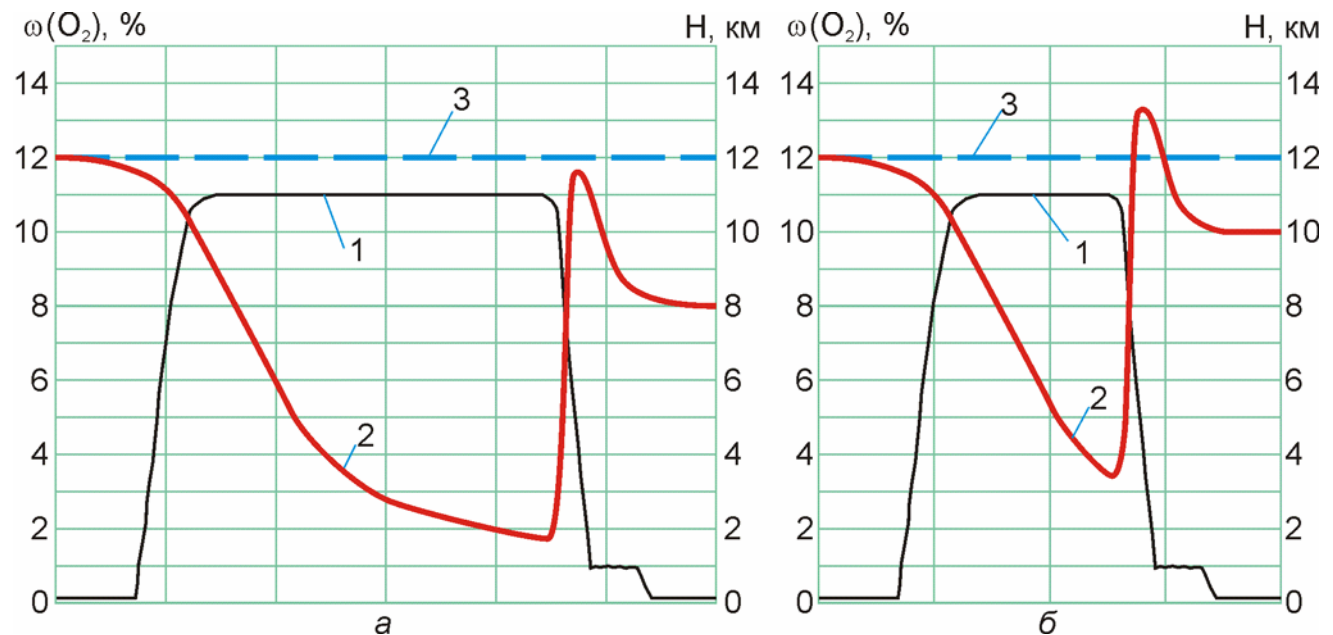


Рис. 8.21. Вплив тривалості польоту на концентрацію кисню в паливних баках при роботі БГНГ:

а — тривалий політ; б — короткий переліт; 1 — висота польоту; 2 — концентрація кисню; 3 — граничний рівень концентрації кисню

**Під час тривалого польоту** БГНГ забезпечує повний захист баків, оскільки за час такого польоту концентрація кисню в баках зменшується від початкових 12 % до 2...3 % наприкінці крейсерської ділянки. Це забезпечує достатній запас на збільшення концентрації кисню під час зниження.

**Під час короткого перельоту** на такому ж літаку концентрація кисню в баках не встигає зменшитися так само значно. Під час зниження може спостерігатися перевищення заданої (12 %) концентрації кисню в баках, що потребує збільшення пропускної здатності МРП і, отже, їх маси.

**Перевагами** схеми з напівпроникними мембранами є захищеність баків протягом усього польоту, незалежність від наземної інфраструктури та пожежна безпека. Серед **недоліків** можна зазначити збільшення відбору повітря від компресора, значну вартість, невизначений термін експлуатації (з огляду на малий досвід реальної експлуатації), а також використання небезпечних датчиків концентрації кисню.

## 8.4. Конструктивні елементи підсистем дренажу та наддування

### 8.4.1. Дренажні баки

Розміри дренажного бака визначаються об'ємом палива, яке він має вмістити при випліскуванні. Для літаків транспортної категорії це зазвичай визначається кількістю поворотів під час рулювання при умові, що дренажні лінії повністю заповнені паливом.

Поблизу дренажного бака на нижній поверхні ЛА розміщено повітрозабірник дренажу 12 (рис. 8.22). Повітрозабірник з'єднується із верхньою частиною дренажного бака вертикальною трубою 1 таким чином, щоб паливо, яке потрапило в дренажний бак, не могло витікати в атмосферу. Між повітрозабірником і дренажним баком розміщено полум'ягасник 11, що перешкоджає проникненню полум'я в дренажний бак при прямому ударі блискавки в повітрозабірник, що може спричинити вибух пари палива.

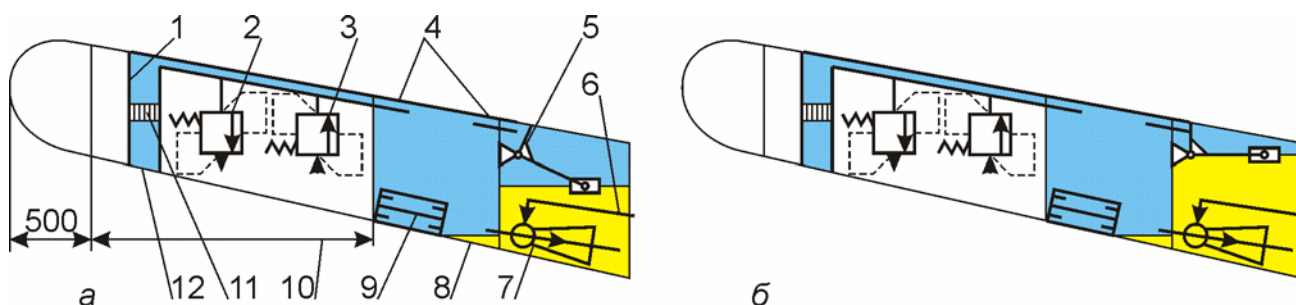


Рис. 8.22. Дренажний бак і схема роботи поплавцевого клапана: а — клапан відкритий; б — клапан закритий; 1 — вертикальна труба; 2 — запобіжний клапан; 3 — вакуумний клапан; 4 — дренажні стрингери; 5 — поплавевий дренажний клапан; 6 — підведення активного палива; 7 — струминний насос відкачування палива з дренажного бака; 8 — дренажний бак; 9 — розривний диск; 10 — сухий відсік; 11 — полум'ягасник; 12 — повітрозабірник

### 8.4.2. Повітрозабірники дренажу з атмосфери

У відкритих підсистемах дренажу баки сполучаються з атмосферою через повітрозабірники дренажу. **Тип і розміщення** повітрозабірників визначаються типом ЛА. На дозвукових реактивних літаках функцією повіт-

розабірника є одержання достатнього надлишкового тиску в баках при мінімальному аеродинамічному опорі. На вертольотах і легких літаках, з огляду на малі висоти польоту та за міркуваннями безпеки при аварійній посадці, надлишкового тиску в баках зазвичай немає. У таких випадках повітрязабірники розміщують у місцях, де місцевий тиск відповідає статичному. На надзвукових літаках повітрязабірники дренажу з атмосфери є резервним джерелом тиску та зазвичай розміщуються відповідно до вимог мінімального аеродинамічного опору (дуже часто — у кілі). На всіх типах ЛА повітрязабірники зазвичай розміщують на нижній поверхні ЛА, де тиск є вищим, а ймовірність накопичення вологи — нижчою.

Повітрязабірники й полум'ягасники можуть обігріватися теплим повітрям від компресорів двигунів для захисту від обмерзання.

У вітчизняній практиці тривалий час застосовувалися **виступні повітрязабірники** дренажу. При малій швидкості польоту, коли опір не має великого значення, повітрязабірники виконують у вигляді виступної трубки зі скосом (рис. 8.23, а). Кут скосу практично визначає використання швидкісного напору для створення надлишкового тиску в баках:

$$\Delta p_B = (0,7 \rho_H M^2) K_\varphi = (0,7 \rho_H M^2) \cos 1,5(90 - \varphi), \quad (8.7)$$

де  $\rho_H$  — тиск повітря на висоті  $H$ ;  $M$  — число Маха;  $K_\varphi$  — коефіцієнт використання швидкісного напору (формула є правильною для кутів скосу  $\varphi = 30 \dots 90^\circ$  на дозвукових швидкостях польоту).

При великих швидкостях польоту для зменшення аеродинамічного опору повітрязабірники виконувалися у вигляді виступного обтічника (рис. 8.23, б) або у вигляді совка (рис. 8.23, в).

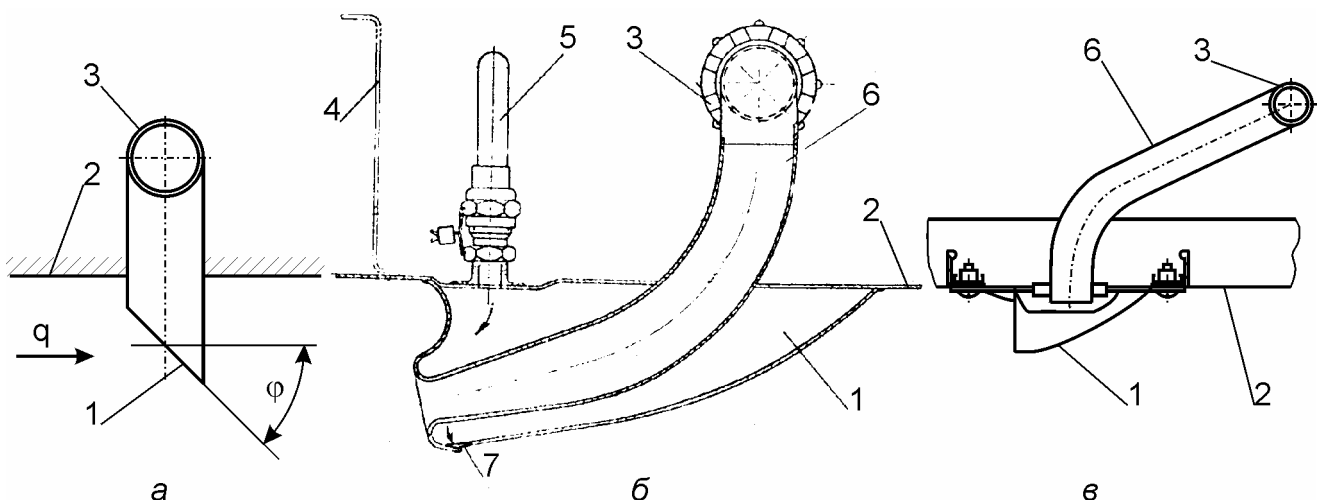


Рис. 8.23. Типи виступних повітрязабірників дренажу:

а — у вигляді трубки зі скосом; б — у вигляді обтічника; в — у вигляді совка; 1 — повітрязабірник; 2 — зовнішня обшивка ЛА; 3 — трубопровід дренажу; 4 — силовий елемент; 5 — підведення теплого повітря для обігрівання; 6 — канал повітрязабірника; 7 — вихід обігрівального повітря

Для зниження аеродинамічного опору при раціональному використанні швидкісного напору застосовують **заглиблені повітрозабірники** NACA (рис. 8.24).

Як відомо, повний тиск повітря  $p_0$  при адіабатичному гальмуванні потоку (рис. 8.25) визначається формулою

$$p_0 = p_H \left[ 1 + \left( \frac{k-1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} = p_H (1 + 0,2M^2)^{3,5}, \quad (8.8)$$

де  $k = 1,4$  — показник адіабати.

Тиск, який можна отримати за повітрозабірником NACA, є трохи меншим і визначається так:

$$p_B = p_H (1 + 0,2K_N M^2)^{3,5},$$

де  $K_N = 0,63 \dots 0,87$  [31] (як середнє значення можна брати  $K_N \approx 0,75$ ).

Таким чином, надлишковий тиск у баці, який дають повітрозабірники NACA, є таким:

$$\Delta p_B = p_H \left[ (1 + 0,2K_N M^2)^{3,5} - 1 \right]. \quad (8.9)$$

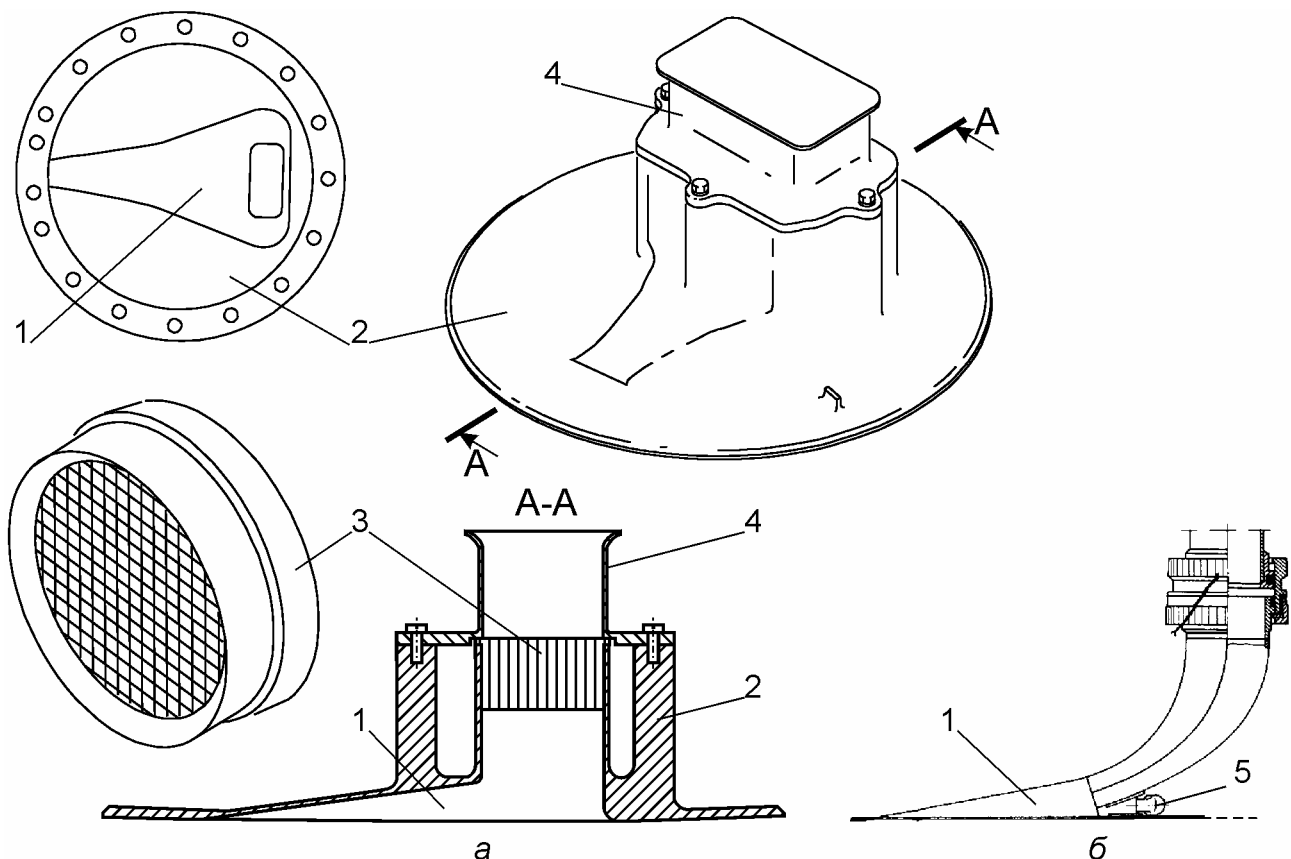


Рис. 8.24. Заглиблені повітрозабірники дренажу (а — В-737; б — Ан-124):  
1 — повітрозабірник; 2 — люк; 3 — полум'ягасник; 4 — вертикальна труба;  
5 — трубка підведення теплого повітря

На рис. 8.25 для порівняння показано відношення надлишкового тиску в баці до статичного тиску на тій же висоті для ідеального забірника за

формулою (8.8) (крива 1), для заглиблених повітрязабірників НАСА за формулою (8.9) (криві 2 і 3 дають крайні значення, а крива 4 — середні) і для виступних повітрязабірників за формулою (8.7) (крива 5 —  $\varphi = 60^\circ$ ; крива 6 —  $\varphi = 90^\circ$ ).

Полум'ягасник являє собою стільниковий блок (або комірчасту структуру) (див. рис. 8.24), виконаний із нержавіючої сталі та поміщений в установлювальне кільце. Коли полум'я потрапляє на вхід полум'ягасника, стільниковий блок працює як радіатор, що охолоджує фронт полум'я до температури, нижчої від температури займання пари палива [160].

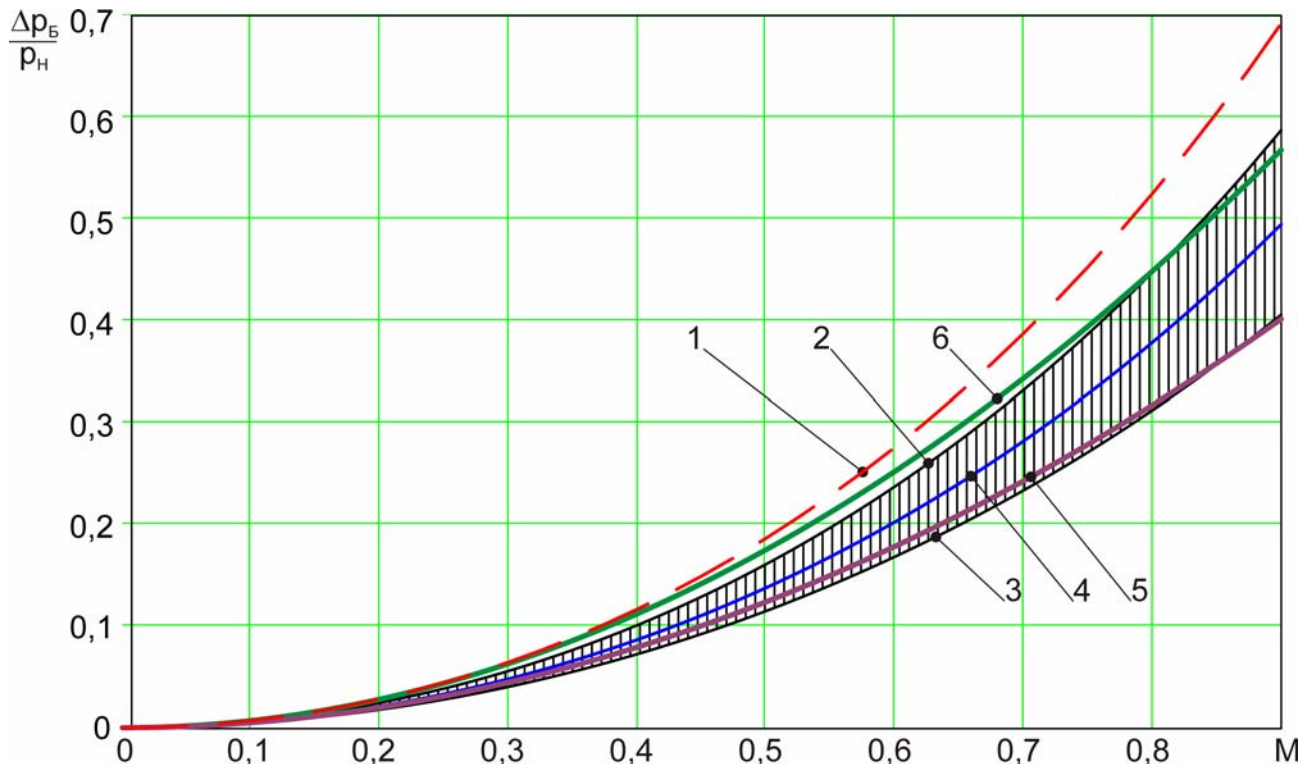


Рис. 8.25. Характеристики повітрязабірників дренажу:  
1 — ідеальний; 2–4 — заглиблений; 5, 6 — виступний

### 8.4.3. Забірники повітря від компресора ГТД

На ЛА повітря відбирається від компресора ГТД для багатьох споживачів: сільськогосподарського обладнання, системи кондиціонування повітря пасажирської кабіни, повітряно-теплових протиобліднювальних систем планера та двигуна, системи запуску двигунів, систем надування відсіків обладнання, надування гідравлічних, паливних та інших баків, надування шлангів герметизації різноманітних люків.

Забірники повітря від ГТД для потреб ЛА зазвичай розміщуються в районі останніх ступенів ГТД на корпусі компресора або камери згоряння. Такі забірники є простими за конструкцією і являють собою трубку або фланець на корпусі (рис. 8.26) [110, 191, 115].

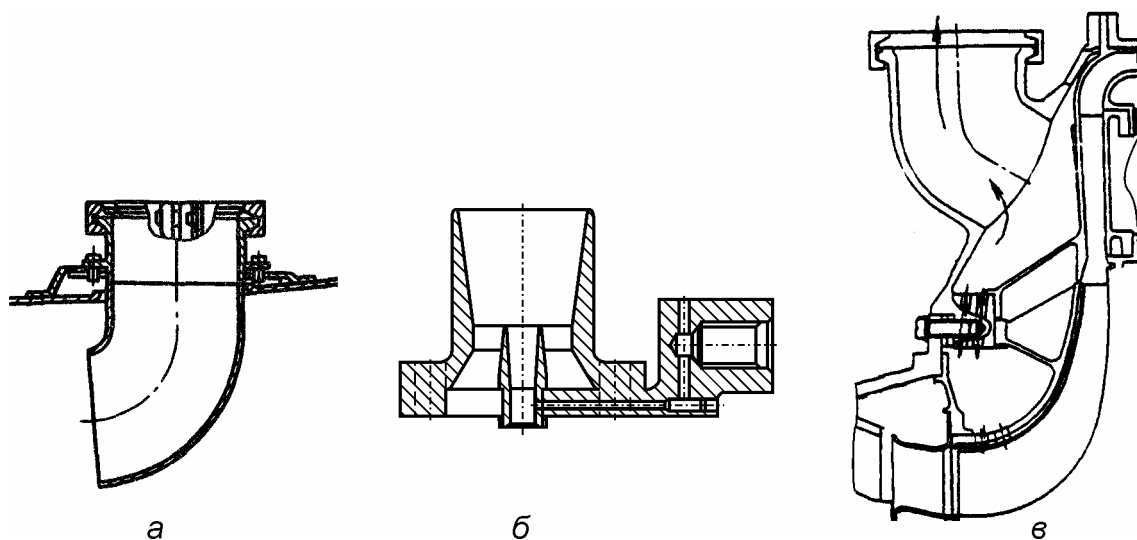


Рис. 8.26. Забірники повітря від компресора ГТД:  
 а — Д-30; б — CFM-56; в — ТВ7-117

#### 8.4.4. Клапани підсистем дренажу та наддування

При забиванні повітрязабірників дренажу брудом або обмерзанні льодом порушується сполучення баків з атмосферою. Якщо при цьому помітно змінюється висота польоту ЛА, то на стінки баків можуть діяти зусилля, що перевищують розрахункові і здатні спричинити їх руйнування. Крім того, у міру вироблення палива з баків, у них буде зменшуватися тиск, що утруднює подання палива до двигунів і перекачування. У разі використання м'яких баків останні будуть стискатися, і їх об'єм буде зменшуватися. Це, своєю чергою, спричиняє підвищення рівня палива й призводить до похибок вимірювання його кількості (причому виміряна кількість буде більшою за дійсну).

Для того щоб жодна поодинокі відмова не призвела до пошкодження конструкції, дренажні баки оснащуються **запобіжними й вакуумними клапанами**. Іноді ці два типи клапанів об'єднують в один пристрій — **комбінований клапан** (або клапан подвійної дії). Установлюють їх у негерметичному сухому відсіку на зовнішній стінці дренажного бака або на трубі, що з'єднує його з повітрязабірником (див. рис. 8.22).

Конструкція клапанів може містити пружину стискання з тарілкою (рис. 8.27, а), пружинний клапан (рис. 8.27, б) [58] або пружину кручення з тарілкою (рис. 8.27, в) [102]. Принцип дії цих клапанів один і той же: доки надлишковий тиск у дренажній підсистемі не перевищує заданого значення — клапани закриті; як тільки його перевищено, пружина стискається і клапан відходить від сідла, відкриваючи вікна для сполучення дренажної підсистеми з атмосферою через клапан.

Запобіжні клапани таруються на додатний перепад тиску, трохи більший, ніж заданий надлишковий тиск у баках, але менший, ніж розрахунковий додатний перепад тиску, що витримують стінки бака ( $\Delta p_{3x} = 12...20$  кПа). Вакуумні клапани таруються на від'ємний перепад ти-



ску, трохи менший за модулем, ніж витримують стінки бака ( $\Delta p_{\text{ВК}} = -2 \dots -5$  кПа).

На багатьох сучасних літаках (А-320, RRJ) замість розглянутих клапанів широко використовуються **розривні диски**, що руйнуються при виникненні недопустимого перепаду тиску. Цілісність диска перевіряється на землі візуально. Перевагами дисків є невелика маса й простота конструкції, недоліком — одноразовість дії.

**Поплавцеві дренажні клапани** використовуються, по-перше, для запобігання потраплянню палива в лінії дренажу, по-друге, для зливання назад у бак палива, що потрапило в лінії дренажу.

Поплавцевий дренажний клапан зазвичай являє собою важіль з тарілкою й поплавцем, шарнірно закріпленим на корпусі (рис. 8.28) [95, 58]. Важіль призначено для перетворення відносно великого переміщення поплавця (спричиненого зміненням рівня палива) на невелике переміщення тарілки, але із зусиллям, достатнім для герметичного перекриття клапана.

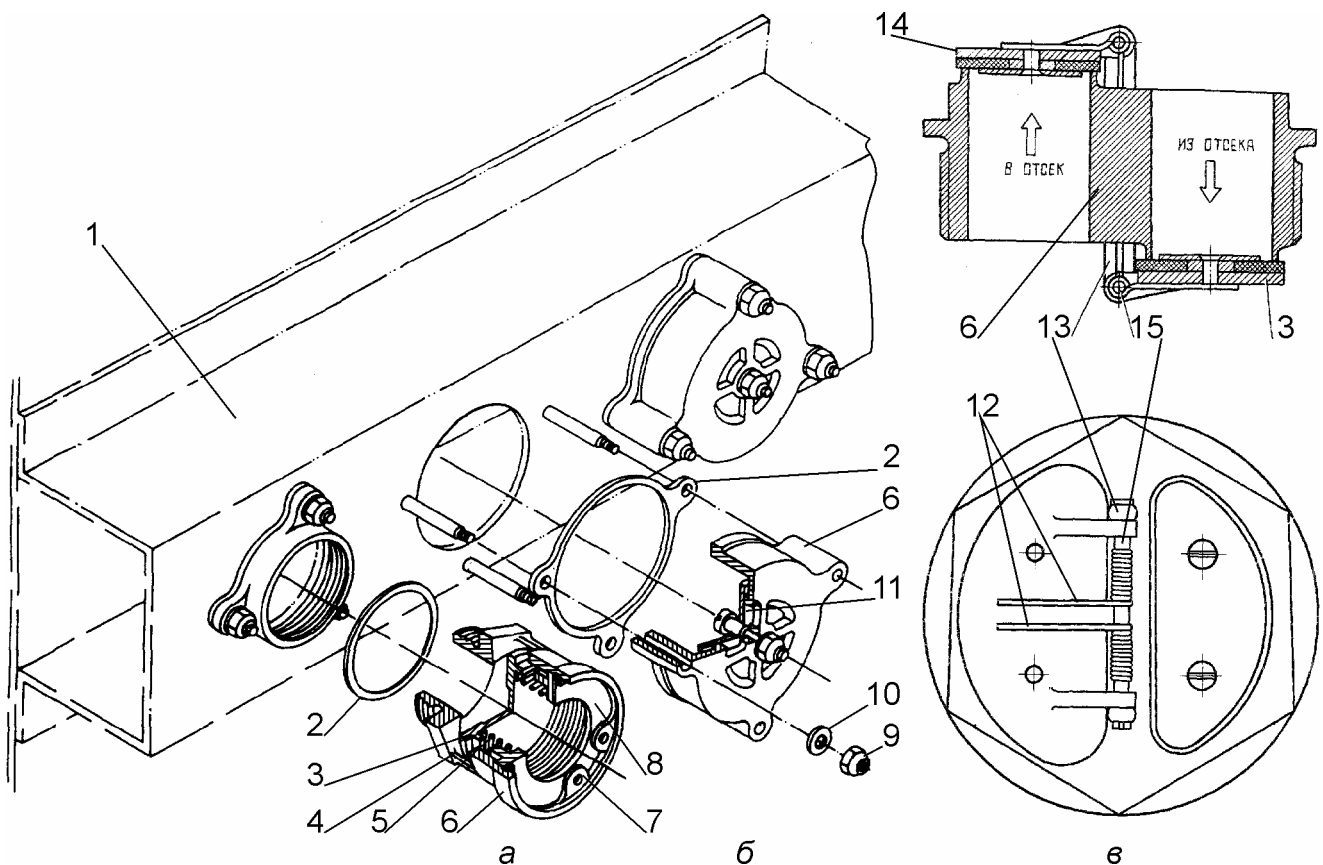


Рис. 8.27. Клапани: а — запобіжний (Ил-96); б — вакуумний (Ил-96); в — комбінований (Як-40); 1 — дренажний стрингер; 2 — прокладки; 3 — тарілки запобіжних клапанів; 4 — вікно в корпусі; 5 — пружина стискання; 6 — корпуси клапанів; 7 — стопорне кільце; 8 — втулка; 9 — гайка; 10 — шайба; 11 — пружинний клапан; 12 — пружини кручення; 13 — стояк; 14 — тарілка вакуум-клапана; 15 — осі

У минулому поплавці виконували з корки, покритої поліуретаном. Такий матеріал мав недостатній термін експлуатації в середовищі палива й

значний розкид характеристик плавучості. Починаючи з 1960-х років і по теперішній час поплавці виконують з піноуретану або з пористої гуми з постійним розміром пор. Такі матеріали не потребують захисного покриття, дають змогу точно задавати густину (яка визначається масою матеріалу, поданого в прес-форму), спрощують процес складання із важелем (який встановлюється в прес-форму перед вулканізацією), а також здатні витримувати великі температури й тиски.

Корпус клапана має кріпитися до лінії дренажу таким чином, щоб важіль з поплавцем переміщувався у вертикальній площині. Для вирівнювання корпусу можуть використовуватися напрямні штифти 9, а для кріплення — накидні гайки 7, що прокручуються відносно корпусу на кульках 6. З'єднання корпусу з лінією дренажу герметизується з допомогою ущільнення 8.

У деяких випадках використовується конструкція поплавцевого дренажного клапана без важеля (рис. 8.29) [85].

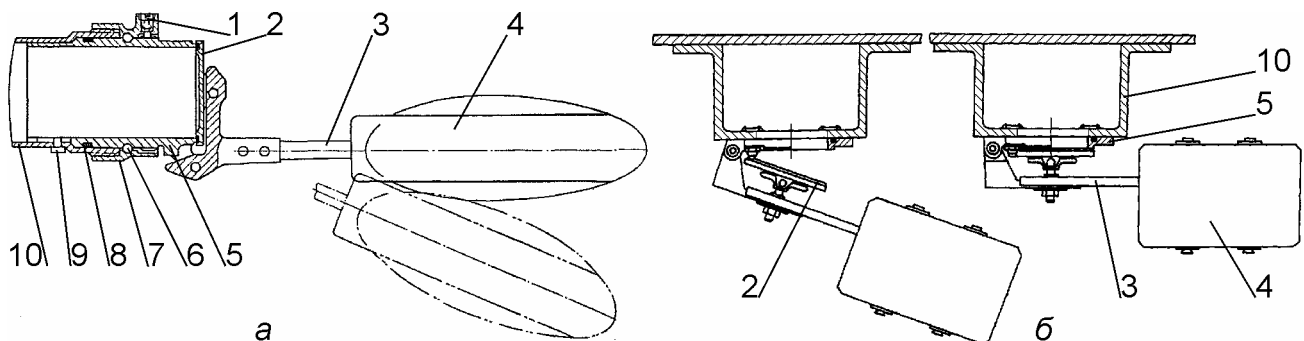


Рис. 8.28. Поплавцеві дренажні клапани з важелем:

а — на трубопроводі (Ту-214); б — на дренажному стрингері (Ил-96); 1 — фікатор; 2 — тарілки; 3 — важелі; 4 — поплавці; 5 — корпуси клапанів; 6 — кулька; 7 — гайка; 8 — ущільнення; 9 — штифт; 10 — лінії дренажу

**Клапан увімкнення наддування** (рис. 8.30) [82] використовується в гідромеханічних системах керування наддуванням. Основними елементами клапана є мембрана 2 з пружиною 4. При відсутності тиску в штуцері 6 клапан відкритий під дією пружини. При цьому лінія наддування 7 сполучається з лінією дренажу 8. Таким чином, тиск наддування скидається в лінію дренажу. При поданні командного палива по штуцеру 6 мембрана з клапаном стискає пружину й перекидає сполучення між лініями наддування й дренажу. У такому положенні припиняється скидання тиску з лінії наддування 7.

На деяких літаках (Ту-154, С-27) для додаткового дренажу під час закритого заправлення використовуються клапани зливання перезалитого палива (див. рис. 4.19).

На вертольотах підсистема дренажу має запобігати випліскуванню палива під час аварійної посадки, коли ЛА залишається у вертикальному положенні, а паливний бак стиснутий, або коли ЛА нахилиється на один бік достатньо, щоб паливо витікало через лінії дренажу. Із цією метою в місцях з'єднання ліній дренажу з паливними баками багатьох вертольотів установлюють **переворотні поплавцеві/дренажні клапани**. Такі клапани

(рис. 8.31) призначено для роботи в будь-яких положеннях, і вони мають вільно пропускати повітря, запобігаючи витіканню палива [17].

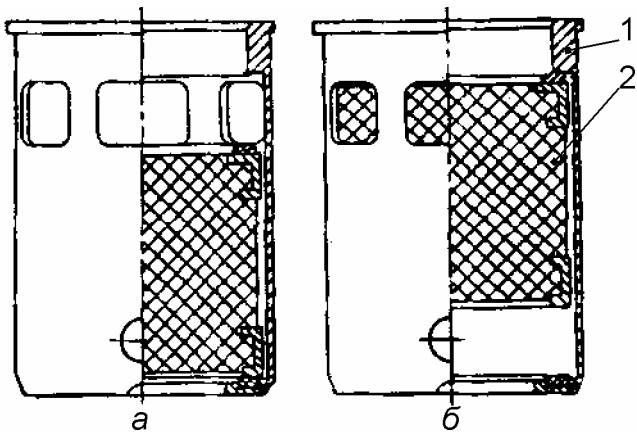


Рис. 8.29. Поплавцевий дренажний клапан без важеля (МиГ-29): а — відкритий; б — закритий; 1 — корпус; 2 — поплавець

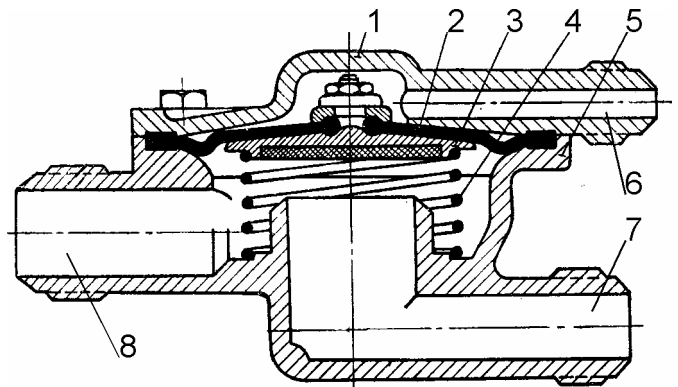


Рис. 8.30. Клапан увімкнення наддування (МиГ-21/23/25/29): 1 — кришка; 2 — мембрана; 3 — клапан; 4 — пружина; 5 — корпус; 6 — штуцер підведення командного палива; 7 — штуцер лінії наддування; 8 — штуцер лінії дренажу

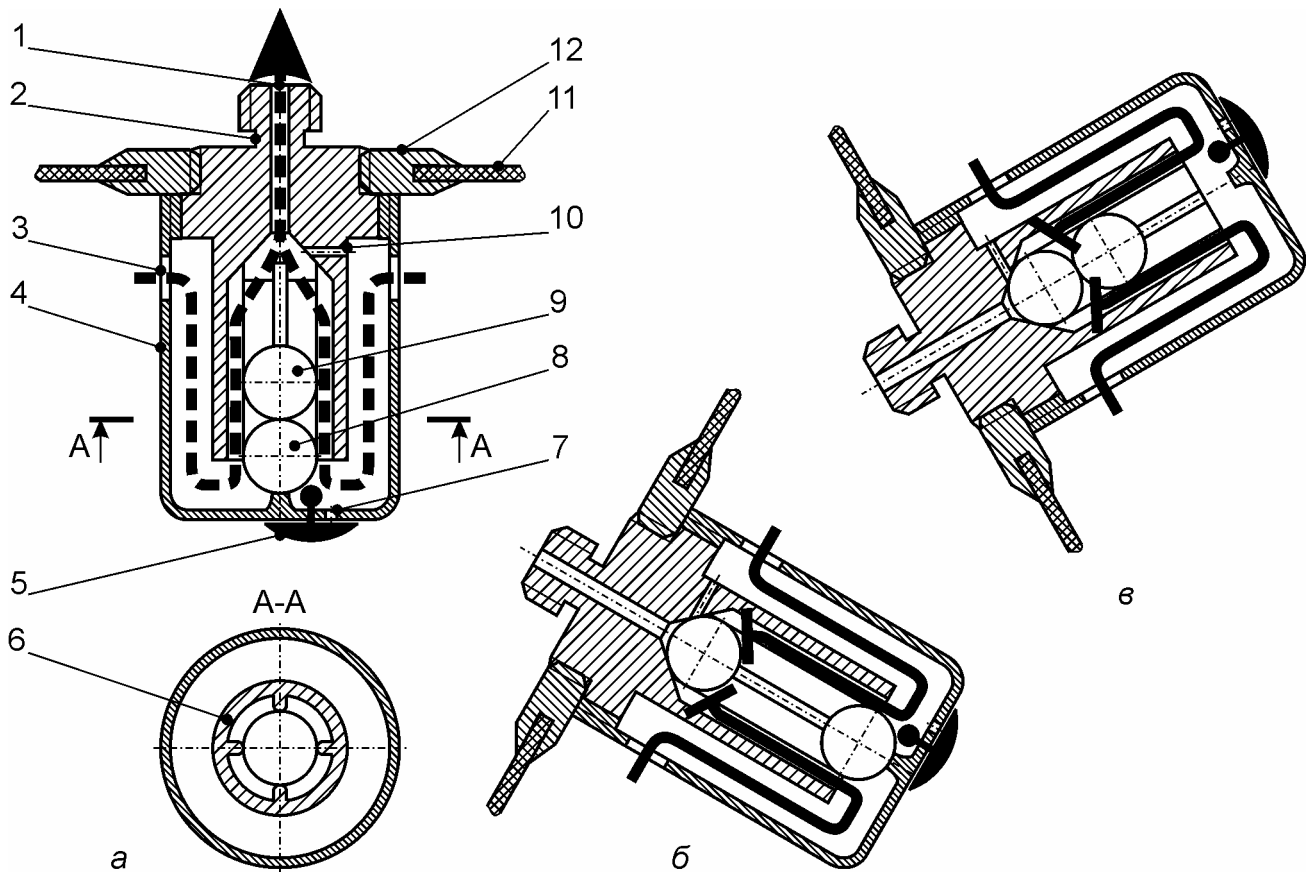


Рис. 8.31. Переворотний дренажний клапан:  
а — вертикальне положення; б — нахил 60°; в — нахил 120°;  
1 — штуцер дренажу; 2 — шийка відриву; 3 — отвір; 4 — кожух; 5 — зонтичний клапан; 6 — корпус дренажного клапана; 7 — дренажний отвір; 8 — важка куля;  
9 — плаваюча куля; 10 — малий отвір для температурного розширення;  
11 — стінка бака; 12 — фітинг бака

Поки рівень палива в баці є нижчим від рівня плаваючої кулі 9 (рис. 8.31, а), клапан безперешкодно пропускає повітря в обох напрямках через отвори 3 у кожусі 4, через радіальний проміжок між кожухом і корпусом 6 і далі через проміжок між корпусом і кулями 8, 9 до штуцера дренажу 1. При підвищенні рівня палива, що спричиняється стисканням бака, або при нахилі бака менш ніж на  $90^\circ$  у будь-який бік (рис. 8.31, б) плаваюча куля 9 спливає й перекриває вихід палива в дренажний штуцер. При нахилі бака більш ніж на  $90^\circ$  (рис. 8.31, в) важка куля 8 притискає плаваючу кулю 9 до сидла штуцера дренажу, також запобігаючи випліскуванню палива через дренаж. Шийка відриву 2 забезпечує відрив лінії дренажу від фітинга 12 без руйнування бака. Дренажний отвір 7 забезпечує зливання палива, що потрапило в кожух, назад у бак, а малий отвір 10 у клапані дає змогу паливу витікати з переповненого бака через дренаж при температурному розширенні.

#### 8.4.5. Редуктори та агрегати наддування

**Редуктори** призначено для зниження тиску газу, що надходить від ГТД або системи нейтрального газу, до значень, установлених законом наддування. Як приклад розглянемо редуктор 1848ВТ, установлений на літаках МиГ-25/29 (рис. 8.32). У корпусі редуктора защемлена кришкою мембрана 8 зі штоком 13, важіль 6 закріплений на осі 7. Крім того, у корпусі розміщені голка 5, сидло 3, пружини 9 і 11, втулка 12 [84, 85].

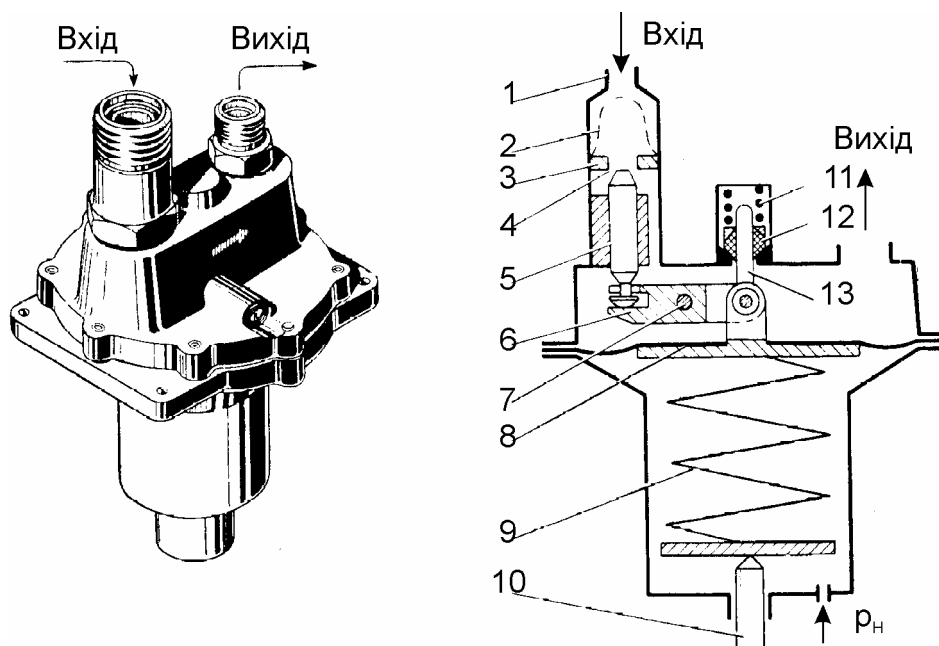


Рис. 8.32. Редуктор 1848ВТ (МиГ-25/29):

1 — штуцер високого тиску; 2 — фільтр; 3 — сидло; 4 — дросельний отвір; 5 — голка; 6 — важіль; 7 — вісь важеля; 8 — мембрана; 9, 11 — пружини; 10 — регулювальний гвинт; 12 — втулка; 13 — шток

Газ високого тиску подається у вхідний штуцер 1 і через фільтр 2 і дросельний отвір, утворений кромкою сидла 3 і конусом голки 5, потрапляє

у надмембранну порожнину. Сила тиску газу на мембрану перевищує зусилля пружини. Мембрана прогинається вниз, через двоплечий важіль трохи піднімає голку, яка прикриває отвір на вході. Величина отвору встановлюється такою, щоб газ, що проходить крізь нього, повністю споживався системою, а дія вихідного тиску на мембрану зрівноважувалася пружиною 9. У випадку припинення витрати газу через редуктор тиск у надмембранній порожнині підвищується, мембрана прогинається вниз, голка 5 повністю закриває дросельний отвір.

Динамічна стійкість (відсутність автоколивань у процесі роботи) забезпечується гальмівним пристроєм у вигляді розрізаної на три сектори втулки 12, яка з допомогою пружини 11 притискається до штока 13. Сили тертя між втулкою та штоком перешкоджають виникненню автоколивань.

**Агрегати наддування** застосовуються для зменшення кількості й маси трубопроводів, що з'днують керувальні пристрої системи наддування. У таких агрегатах, крім власне редуктора, розміщують запобіжні клапани, клапани ввімкнення-вимкнення наддування, пристрої перемикачів режимів тощо. Вони також використовуються для підтримання наддування при більш складних законах наддування.

Агрегат наддування (рис. 8.33) [85] містить: два редуктори, кожен з яких складається із клапана 2 і сильфона 3 з пружиною; аварійний запобіжний клапан 4; дворежимний запобіжний клапан 12 із сильфоном 11; перемикач режимів, що складається з клапана скидання 5 з вакуумним сильфоном 6; редукційний клапан 8 і клапан постійного перепаду 10; штуцери 1, 9 підведення газу високого тиску; штуцери Е, Ж підведення тиску газу із паливних баків; штуцер Б відведення редукованого газу в баки; штуцер Г скидання газу в атмосферу.

Під час роботи агрегата газ високого тиску підводиться через штуцер 1 до клапанів 2 редукторів. Через вікна 13 і торцеві отвори 15 газ із редукованим тиском надходить у камеру А, звідки через штуцер Б проходить на наддування баків. Одночасно в камери сильфонів 3 редукторів подається газ із паливних баків (зворотний зв'язок), а у сильфони — тиск керувального повітря від перемикача режимів. Якщо тиск у баках (тобто в камерах сильфонів) стане більше заданого, то сильфони стискаються і клапани 2 прикривають подання газу в баки.

Редуктори 2 і дворежимний запобіжний клапан 12 перемикаються з одного режиму на інший під дією тиску керувального повітря, що потрапляє в перемикач режимів через штуцер 9. На висотах до 5000 м вакуумний сильфон 6 стиснутий, клапан 5 утримується пружиною 7 у відкритому положенні, а керувальне повітря виходить в атмосферу через порожнину В і штуцер Г. Тому в сильфонах 3 і 11 встановлюється атмосферний тиск, а в паливних баках — надлишковий тиск, що відповідає першому режиму наддування (3...10 кПа). Зі збільшенням висоти польоту від 5000 до 7500 м сильфон 6 регулятора режимів подовжується, клапан 5, переборюючи зусилля пружини 7, закривається, припиняючи скидання керуваль-

ного тиску повітря в атмосферу. Редукційний клапан 8 стабілізує тиск повітря перед жиклером у каналі Д, а клапан постійного перепаду 10 гарантує перепад, що дорівнює 15 кПа. Цей тиск подається в сильфони редукторів 2 і запобіжного клапана 12, що збільшує наддування баків на ту ж величину. Таким чином, на другому режимі надлишковий тиск у баках становить 18...25 кПа.

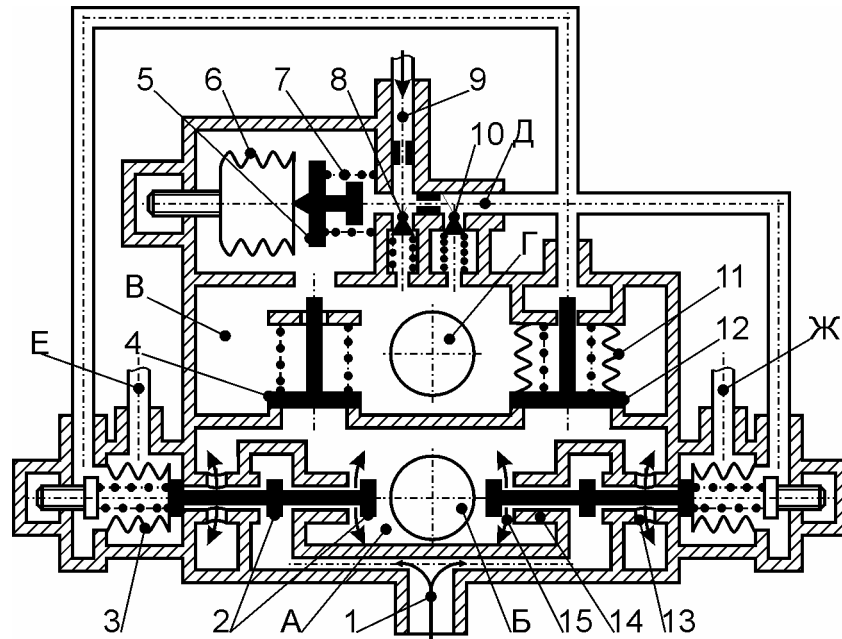


Рис. 8.33. Агрегат наддування (МиГ-29):

- 1 — штуцер підведення газу високого тиску; 2 — клапан редуктора; 3 — сильфон редуктора; 4 — аварійний запобіжний клапан; 5 — клапан скидання; 6 — вакуумний сильфон; 7 — пружина; 8 — редукційний клапан; 9 — штуцер перемикача режимів; 10 — клапан постійного перепаду; 11 — сильфон; 12 — дво-режимний запобіжний клапан; 13 — вікно редуктора; 14 — корпус редуктора; 15 — торцеві отвори редуктора

#### 8.4.6. Лінії дренажу та наддування

Як лінії дренажу використовуються труби (див. рис. 8.28, а), дренажні стрингери замкнутого профілю (див. рис. 8.28, б) або простір, обмежений ребрами монолітної панелі й листовим матеріалом знизу. У першому випадку конструктор має більшу свободу компонування ліній дренажу, які, однак, збільшують масу системи й потребують кріплення до планера. Як матеріал для дренажних трубопроводів зазвичай використовується Д16Т або АМг. У другому випадку необхідно тільки герметизувати лінії стикування дренажних стрингерів з обшивкою. У третьому випадку крім герметизації потребуються ще й кріпильні елементи для встановлення листа. Однак у другому й третьому випадках конструктор обмежений у виборі положення ліній дренажу наявним розміщенням стрингерів або ребер монолітних панелей.

## Контрольні запитання

1. Для чого призначено підсистему дренажу?
2. Які вимоги ставляться до підсистеми дренажу?
3. У чому полягає відмінність між підсистемами відкритого, закритого й комбінованого дренажу?
4. Що являє собою незалежна схема дренажу? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
5. Що являє собою послідовна схема дренажу? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
6. Що являє собою колекторна (паралельна) схема дренажу? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
7. Що являє собою променева схема дренажу? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
8. Які способи застосовуються для запобігання викиду палива через дренаж?
9. Де на низькопланах розміщують дренажні баки? Чому?
10. Де на верхньопланах розміщують дренажні баки? Чому?
11. У яких точках бака приєднують дренажний трубопровід? Чому?
12. Які випадки є розрахунковими для підсистеми дренажу?
13. Чому дорівнює витрата повітря через дренажний трубопровід для випадків нормального польоту, аварійного зливання та закритого заправлення?
14. Чим різняться розрахункові схеми дренажу при пікіруванні й наборі висоти?
15. Для чого призначено підсистему наддування?
16. Які вимоги ставляться до підсистеми наддування?
17. Як можна класифікувати підсистеми наддування?
18. Що являє собою схема наддування з однаковим тиском у баках? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
19. Що являє собою схема наддування з жиклерами? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
20. Що являє собою схема наддування з послідовно встановленими редукторами? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
21. Що являє собою схема наддування з паралельно встановленими редукторами? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
22. Який тиск наддування підтримується в різних баках?
23. Що являє собою гідромеханічний спосіб керування наддуванням? Де він застосовується?
24. Що являє собою електричний спосіб керування наддуванням? Де він застосовується?
25. Що являє собою керування наддуванням за законом постійного надлишкового тиску? У чому полягають його переваги й недоліки?

26. Що являє собою керування наддуванням за законом двох режимів надлишкового тиску? У чому полягають його переваги й недоліки?
27. Що являє собою керування наддуванням за комбінованим законом? У чому полягають його переваги й недоліки?
28. Чим спричинено створення підсистеми нейтрального газу?
29. Для чого призначено підсистему нейтрального газу?
30. Які основні вимоги ставляться до підсистеми нейтрального газу?
31. Чим різняться нормальна й аварійна підсистеми нейтрального газу? Укажіть області їх застосування.
32. Який відсоток кисню міститься у вихлопних газах поршневого двигуна?
33. Які операції необхідно виконати над вихлопними газами поршневого двигуна перед їх поданням у паливні баки?
34. Що являє собою підсистема нейтрального газу, у якій використовуються вихлопні гази поршневого двигуна? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
35. Що являє собою балонна підсистема нейтрального газу? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
36. Які гази використовуються як нейтральні?
37. У якому стані зберігаються нейтральні гази в балонах?
38. Під яким тиском зберігається нейтральний газ в балонах?
39. Якою має бути концентрація нейтральних газів у паливних баках для виключення вибуху?
40. Що являє собою підсистема нейтрального газу з газифікатором? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
41. Що являє собою підсистема нейтрального газу з газогенерувальною камерою? У чому полягають її переваги й недоліки? Де її застосовують?
42. Що являють собою підсистеми нейтрального газу з розділенням повітря? У чому полягають їх переваги й недоліки? Де їх застосовують?
43. Як називають гази, отримані після розділення повітря? Чому? Де використовуються ці гази?
44. Для захисту яких паливних баків застосовується підсистема нейтрального газу в цивільній і військовій авіації? Чому?
45. Яка концентрація кисню вважається вибухобезпечною в цивільній і військовій авіації?
46. Які випадки є розрахунковими для підсистем нейтрального газу із розділенням повітря?
47. Що являє собою модуль розділення повітря?
48. Які фактори найсильніше впливають на термін експлуатації модуля розділення повітря? Що роблять для їх нейтралізації?
49. У чому полягає особливість розрахунку потрібного відбору повітря від компресора двигуна для підсистем нейтрального газу з розділенням повітря?



50. Як впливає тривалість польоту на концентрацію кисню в паливних баках?
51. Які елементи розміщують усередині (або поблизу) дренажного бака?
52. Де розміщують повітрязабірники дренажу з атмосфери на ЛА різних типів? Чому?
53. Що необхідно встановлювати в повітрязабірники дренажу для запобігання вибуху пари палива від удару блискавки?
54. Що являють собою виступні повітрязабірники дренажу з атмосфери? Де їх застосовують?
55. У чому полягають переваги заглиблених повітрязабірників дренажу з атмосфери? Де їх застосовують?
56. Що являють собою повітрязабірники дренажу від компресора ГТД?
57. До яких наслідків може призвести забивання повітрязабірників дренажу з атмосфери?
58. Які пристрої встановлюють у дренажних баках (або в системах дренажу) на випадок забивання повітрязабірників?
59. З якою метою встановлюють поплавцеві дренажні клапани? Що вони являють собою?
60. З якою метою в підсистемах наддування застосовують редуктори?
61. Чим відрізняється агрегат наддування від редуктора?
62. Що являють собою лінії дренажу?

## 9. ПІДСИСТЕМИ ВИМІРЮВАННЯ Й ІНДИКАЦІЇ ПАРАМЕТРІВ ПАЛИВА. ПІДСИСТЕМА КЕРУВАННЯ ПАЛИВОМ

### 9.1. Підсистема вимірювання й індикації параметрів палива

#### 9.1.1. Призначення, вимоги та склад

**Призначення.** Підсистему вимірювання й індикації параметрів палива призначено для:

- 1) вимірювання поточної кількості палива в усіх баках ЛА;
- 2) вимірювання поточної витрати палива у двигуни ЛА;
- 3) індикації цієї інформації екіпажу, а під час заправлення-зливу — і наземному обслуговому персоналу;
- 4) вимірювання й індикації температури палива в баках, положення керувальних кранів, роботи насосів і системи наддування;
- 5) незалежного (з міркувань надійності) вимірювання й індикації аварійного (а іноді й заданого) залишку палива;
- 6) вимірювання й індикації рівня палива в баках під час заправлення з метою запобігання їх переповненню.

**Засоби сигналізації та індикації.** Згідно з АП 23/25/27/29.1305 підсистема вимірювання й індикації параметрів палива повинна мати:

1. Засоби сигналізації мінімального тиску палива для кожного двигуна, а для ЛА з ПД — ще й індикатор тиску палива для кожного двигуна.
2. Індикатор кількості палива для кожного паливного бака.
3. Індикатор миттєвої витрати палива для кожного двигуна.
4. Індикатор стану паливного фільтра.
5. Незалежний від звичайної системи пристрій аварійної сигналізації низького рівня палива в кожному паливному баці, від якого живиться двигун, що спрацьовує при залишку палива в баці приблизно на 10 хв польоту (АП 27/29).

6. Засоби індикації екіпажу про відмови паливних насосів (АП 27/29).

Зазвичай підсистема вимірювання й індикації параметрів палива **містить**:

1. Паливовимірювальну підсистему для вимірювання кількості палива в баках ЛА, до складу якої можуть входити паливоміри, компенсатори, густиноміри, датчики температури й положення ЛА.
2. Витратовимірювальну підсистему, що вимірює поточну витрату й підсумовує її для обчислення маси витраченого палива.
3. Датчики тиску палива, установлені за кожним паливним насосом у лінії подання палива до кожного двигуна.
4. Датчики вільної води в нижніх точках паливних баків.
5. Електричну проводку та електронні обчислювальні блоки.

**Паливовимірювальна підсистема** вимірює дійсний рівень палива в кожному баці ЛА, а потім обчислює масу цього палива. Однак ці вимірювання й обчислення ускладнюються під впливом таких факторів:

1. Змінення густини палива залежно від його температури і складу, який, з огляду на досвід експлуатації [31], визначається аеропортом, у якому виконувалося заправлення (навіть при тій самій марці палива). Це є особливо актуальним при змішуванні холодного палива, що залишилося після попереднього польоту, із теплим паливом, що заправляється. Для отримання високої точності обчислень це потребує безпосереднього вимірювання температури, а краще — густини палива.

2. Складність форми паливних баків і постійне змінення кутового положення ЛА в просторі.

3. Деформування паливних баків під впливом аеродинамічних та інерційних навантажень.

4. Наявність залишків палива, що не використовується і не вимірюється, через складність форми баків і наявність конструктивних елементів усередині баків.

**Точність паливовимірювальної підсистеми** зазвичай оцінюється у відсотках. Рівень точності, досягнутий у сучасних паливовимірювальних системах, становить 0,5 % від повної кількості палива плюс 0,5 % від його поточної кількості [31].

**Для підвищення точності** паливовимірювальної підсистеми застосовуються:

1. Паливоміри-компенсатори — електроємнісні паливоміри, розміщені в нижніх зонах баків (щоб бути постійно зануреними в паливо), що дають змогу компенсувати змінення діелектричної проникності середовища.

2. Густиноміри — пристрої, що з високою точністю вимірюють густину палива і є необхідними для перерахунку об'єму в масу.

3. Датчики температури палива, що дають змогу обчислити густину для використовуваної марки палива за заданим законом (застосовуються як резервне джерело інформації для визначення густини).

4. Блоки вимірювання властивостей палива, що безпосередньо вимірюють властивості заправляваного палива й обчислюють властивості суміші палив з урахуванням залишку від попереднього польоту.

5. Електронні обчислювальні пристрої, що дають змогу:

– підвищити точність обчислень шляхом урахування коректувальних поправок для кожного екземпляра паливного бака й набору паливомірів при заданому положенні в просторі;

– індивідуально адресувати паливоміри й відкидати помилкову інформацію від них при їх часткових відмовах;

– здійснювати вбудовану самоперевірку;

– спростити обмін інформацією.

**Кількість паливомірів та їх розміщення** для кожного бака визначаються його формою, потрібною точністю вимірювання й міркуваннями надійності. Теоретично для забезпечення безперервного вимірювання кількості палива в кожному баці потребуються як мінімум три паливоміри,

що перетинають поверхню палива в усьому діапазоні положень ЛА і при будь-якій кількості палива.

Як **резервні системи** вимірювання кількості палива **на землі** на багатьох літаках застосовуються мірні лінійки.

**Витратовимірювальна підсистема** не тільки забезпечує інформацію про поточну витрату палива по кожному двигуну, але й підсумовує кількість витраченого палива. Віднімаючи масу витраченого палива від заздалегідь уведеної початкової маси палива на борту ЛА, можна незалежно обчислити поточний залишок палива. Перевагою витратомірів є незалежність їх похибки від положення літака в просторі, від форми й деформацій паливних баків, а недоліками — накопичення похибок наприкінці польоту й неможливість визначення витоку палива з баків.

Практично паливовимірювальна та витратовимірювальна підсистеми використовуються сумісно для підвищення надійності вимірювання запасу палива.

### **9.1.2. Схеми вимірювання кількості палива**

На ЛА минулих поколінь застосовувалися **аналогові системи** вимірювання кількості палива, що потребували ручного регулювання (нульового значення при порожньому баці, максимального значення при повному баці та чутливості) системи. Такі системи було важко інтегрувати з іншими системами ЛА.

На сучасних ЛА застосовуються **цифрові системи** вимірювання кількості палива, у яких аналоговий сигнал паливоміра переводиться в цифрове значення, а потім передається через універсальні шини відкритої архітектури (такі як ARINC 429, ARINC 629, AFDX) на індикатори та в інші системи ЛА. Таким чином, забезпечуються підвищення точності вимірювання (завдяки врахуванню просторового положення ЛА та діючих перевантажень) та інформування інших систем (керування положенням ЦМ ЛА та навігаційної системи) про поточний залишок палива.

**Залежно від заданої точності** й методів її забезпечення системи вимірювання підрозділяються так: схеми із заданими постійними значеннями густини й діелектричної проникності палив (що дають точність вимірювання  $\pm 6\%$ ); схеми з діелектричною компенсацією (з точністю  $\pm 2,75\%$ ); схеми з діелектричною компенсацією й безпосереднім вимірюванням густини (з точністю  $\pm 1,5\%$ ) [31, 33].

**Залежно від заданої надійності** застосовуються чотири схеми вимірювання кількості палива: одноканальна, двоканальна, незалежна та двічі двоканальна.

**Одноканальна схема.** Згідно з цією схемою всі паливоміри, що розміщені в окремому баці, об'єднуються в один набір, від якого інформація надходить до єдиного комутаційного пристрою й далі видається на індикатори. Перевагами цієї схеми є простота, мінімальна маса й вартість, недо-

ліком — низька надійність. Ця схема широко використовувалася на ЛА минулих поколінь.

**Двоканальна схема** (рис. 9.1) — це схема, при якій у кожному баці встановлюються два незалежних набори паливомірів, кожен з яких забезпечує задану точність вимірювання.

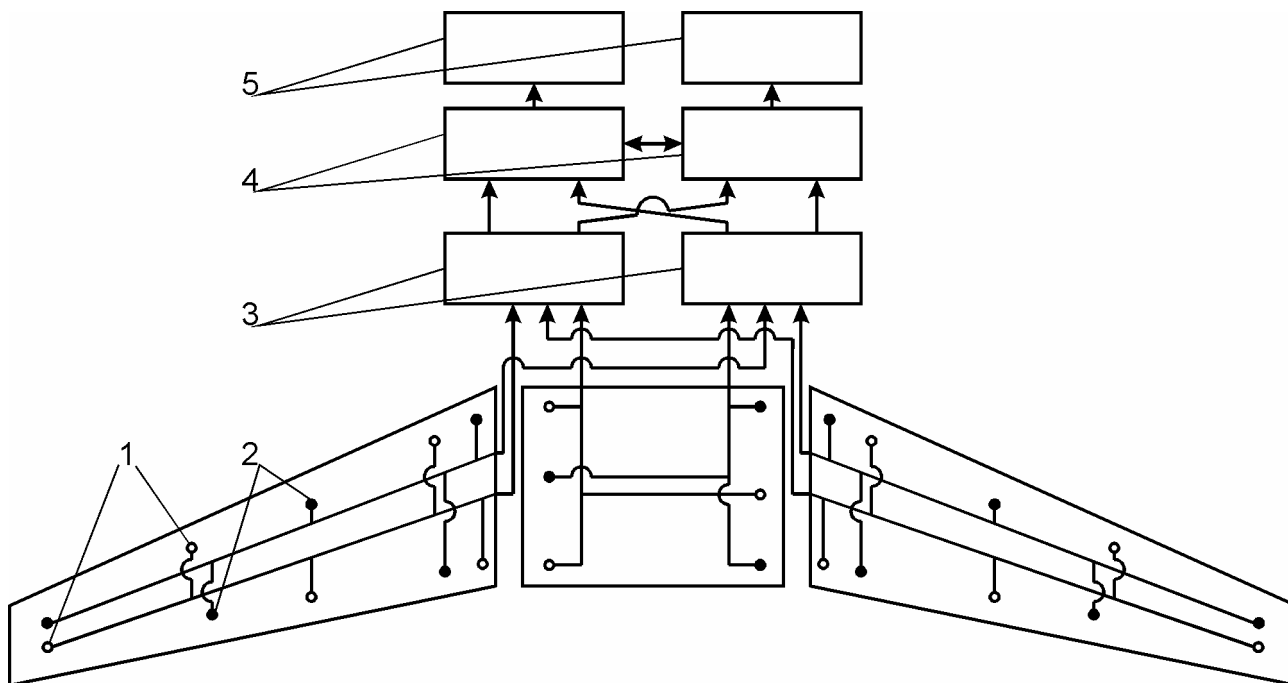


Рис. 9.1. Двоканальна схема вимірювання кількості палива:

1 — датчики першого каналу; 2 — датчики другого каналу; 3 — комутаційні пристрої; 4 — блоки вимірювання; 5 — індикатори

Кожен набір датчиків зв'язаний зі своїм комутаційним пристроєм (концентратором) та обома блоками вимірювання (вимірювальними комп'ютерами). Залежно від потрібної точності кожен канал може мати свій паливомір-компенсатор, датчик температури та густиномір. Таким чином, ні одна поодинокі відмова не має призвести до зниження точності вимірювання нижче заданої, а при сумісній роботі цих каналів точність виявляється навіть вище заявленої.

При нормальній роботі один із блоків вимірювання виконує функцію основного, а інший — резервного. У випадку поширення відмови в основному блоці керування вимірюванням перемикають на резервний блок, що здійснюється вручну або автоматично. Але відмова в блоці перемикавання може призвести до використання даних каналу, що відмовив (що й відбулося в липні 1993 р. на В-767).

**Незалежну схему**<sup>1</sup> (рис. 9.2) було створено з метою локалізації можливої відмови в межах одного бака (або однієї групи баків). Згідно з цією схемою вимірювальні пристрої кожного бака (або групи баків) мають бути незалежними від аналогічних пристроїв інших баків (або їх груп) настільки,

<sup>1</sup> За рубежом її іноді називають «цегляний мур» (brick wall).

щоб відмова, пов'язана з одним баком, не могла впливати на роботу вимірювальних пристроїв інших баків або вимикати їх.

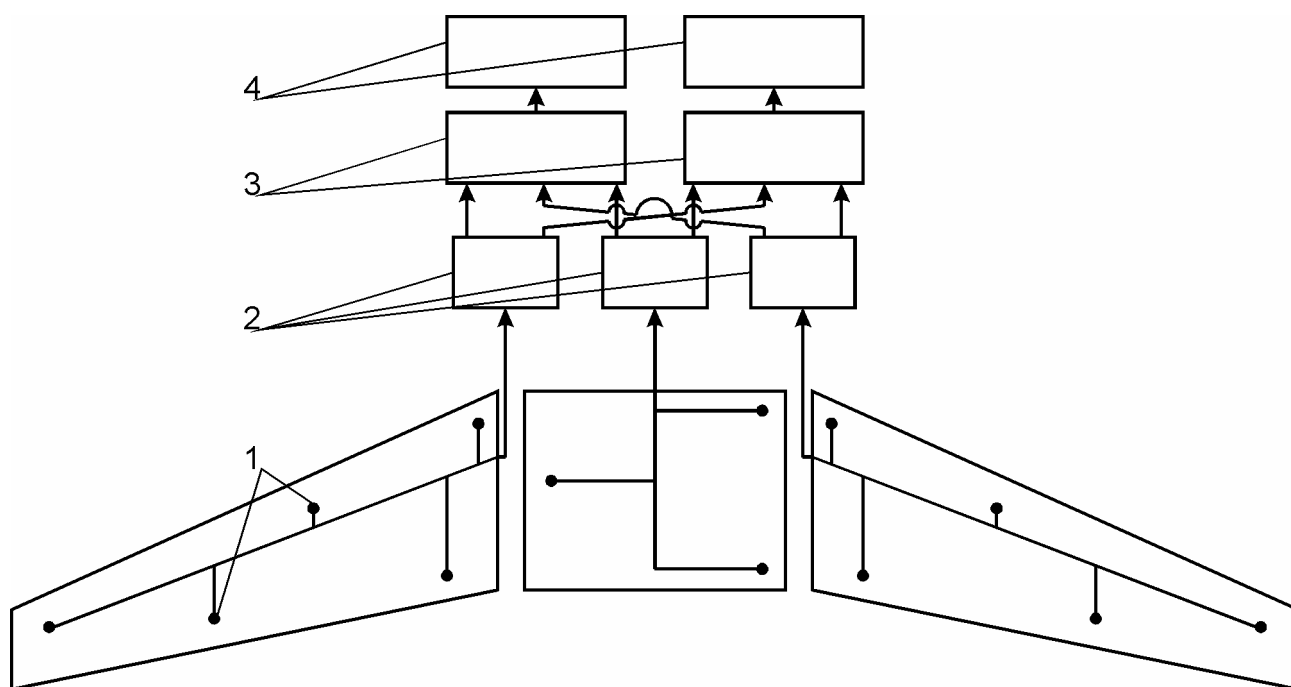


Рис. 9.2. Незалежна схема вимірювання кількості палива:

1 — датчики; 2 — комутаційні пристрої; 3 — блоки вимірювання; 4 — індикатори

**Двічі двоканальну схему** (рис. 9.3) було створено з метою підвищення надійності вимірювання для виконання дальніх польотів над морем, коли помилка у вимірюванні кількості палива може призвести до виникнення катастрофічної ситуації. Схема характеризується наявністю двох блоків вимірювання в кожному каналі, що працюють паралельно. При цьому один із каналів (що містить ці два блоки) є основним, а інший — резервним. Основною відмінністю цієї схеми є можливість порівняння результатів вимірювання в межах кожного каналу, що дає змогу підвищити ймовірність виявлення відмови і, отже, безпеку польоту.

Тут можливі два варіанти роботи. Згідно з першим варіантом обидва блоки одного каналу виконують функції вимірювання, і в разі розбіжності результатів цих вимірювань відбувається відімкнення цього каналу. Згідно з другим варіантом один із блоків каналу виконує функції вимірювання, а інший блок цього каналу відстежує його роботу; при виявленні невідповідності також відбувається відімкнення цього каналу.

У первісному варіанті цієї схеми передбачалося, що кожен із блоків (усередині кожного каналу) отримує одні й ті самі дані від датчиків і використовує те ж саме програмне забезпечення. Це давало змогу виконувати побітове порівняння результатів обчислень. Однак для такого порівняння необхідна синхронізація блоків, втрата якої може призвести до ненавмисного перемикання каналів.

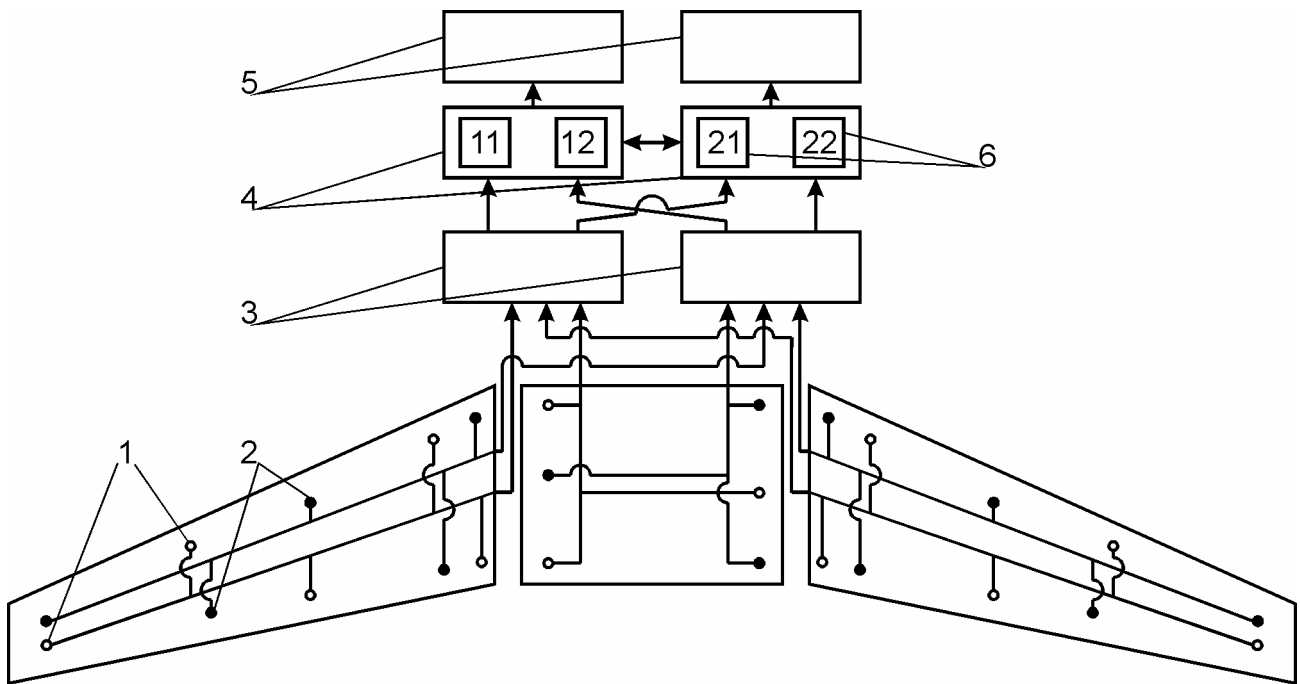


Рис. 9.3. Двічі двоканальна схема вимірювання кількості палива:

1 — датчики першого каналу; 2 — датчики другого каналу; 3 — комутаційні пристрої; 4 — блоки каналів; 5 — індикатори; 6 — блоки вимірювання

При досягнутому рівні апаратних засобів ймовірність відмови одного каналу становить приблизно  $10^{-5}$  на час польоту. Двоканальна схема при використанні однакових апаратних засобів у кожному каналі забезпечує ймовірність відмови порядку  $10^{-7}$  на час польоту. Двічі двоканальна схема при використанні різнорідних (dissimilar) апаратних і програмних засобів може забезпечити ймовірність відмови порядку  $10^{-9}$  на час польоту [31].

## 9.2. Елементи підсистеми вимірювання й індикації параметрів палива

Для інформування екіпажу в польоті або наземного персоналу під час заправлення-зливання палива необхідно безперервно вимірювати його поточну кількість. З цією метою використовуються три різні типи датчиків-паливомірів: електроємнісні, ультразвукові й поплавцеві.

Водночас для індикації мінімального залишку палива, максимального рівня, рівня, при якому необхідно починати перекачування з чергового бака, тощо достатньо, щоб датчик повідомляв про перевищення (або опускання нижче) деякого заданого рівня палива. Такі датчики-сигналізатори характеризуються великою різноманітністю конструкцій.

Для всіх датчиків, розміщених усередині паливних баків, має бути продемонстровано, що можливість електричного розряду всередині паливного бака, здатного запалити пари палива й спричинити вибух, є практично неймовірною.

### 9.2.1. Електроємнісні датчики-паливоміри

**Принцип роботи** електроємнісного датчика базується на вимірюванні електричної ємності циліндричного конденсатора. Як відомо, конденсатором називають систему з двох провідників, відокремлених шаром діелектрика, а електричною ємністю (С) — властивість конденсатора накопичувати заряд (q) під впливом прикладеної напруги (U). Для циліндричного конденсатора ємність визначається формулою

$$C = \frac{q}{U} = \frac{2\pi\epsilon_0}{\ln(R/r)} \epsilon H = \frac{2\pi\epsilon_0}{\ln(R/r)} [\epsilon_n h_n + \epsilon_{пов} (H - h_n)],$$

де  $\epsilon_0 \approx 8,85415 \cdot 10^{-12}$  Кл/(м<sup>2</sup>·Н) — діелектрична проникність вакууму;  $\epsilon, \epsilon_n, \epsilon_{пов}$  — відносна діелектрична проникність середовища, палива й повітря відповідно (табл. 9.1); R — внутрішній радіус зовнішньої труби, м; r — зовнішній радіус внутрішньої труби, м; H — довжина конденсатора, м;  $h_n$  — рівень занурення конденсатора в паливо.

Необхідно зазначити, що через конденсатор, під'єднаний до кола постійного струму, струм проходить тільки в одному напрямку, спадаючи експоненціально до повного зарядження конденсатора, тобто доти, доки напруга на обкладках конденсатора не стане дорівнювати прикладеній напрузі.

При під'єднанні конденсатора до кола змінного струму струм проходить через конденсатор поперемінно у двох різних напрямках, періодично заряджаючи й розряджаючи конденсатор. Таким чином, у всіх електроємнісних датчиках конденсатори під'єднано до кола змінного струму, а терміни «електроємнісні датчики змінного струму» й «електроємнісні датчики постійного струму» стосуються їх взаємодії із вимірювальними пристроями.

Таблиця 9.1

Відносна діелектрична проникність середовища при  $t = 20^\circ \text{C}$

Середовище	$\epsilon$	Середовище	$\epsilon$
Вакуум	1	Авіаційний бензин	1,96
Повітря при нормальному тиску	1,000594	Широкофракційне паливо	2,06
Пари вуглеводнів	1,001...1,002	Авіаційний гас	2,09
Пари води	1,007	Вода	80,4

Очевидно, що при заданій геометрії електрична ємність датчика визначається тільки рівнем палива та проникністю середовища. Отже, розміщуючи такі конденсатори, якщо можливо, вертикально, можна вимірювати поточний рівень палива в місці його розташування.

**Боротьба з паразитною ємністю.** Практично крім раніше розглянутої ємності, яку називають ефективною, під час взаємодії конденсатора з іншими провідними елементами конструкції утворюється ще й паразитна ємність. Таким чином, повна ємність конденсатора дорівнює їх сумі:



$$C = \frac{2\pi\varepsilon_0}{\ln(R/r)} [nH\varepsilon_n + (H - nH)\varepsilon_{пов}] + C_{пар} = C_e [n\varepsilon_n + (1 - n)\varepsilon_{пов}] + C_{пар}, \quad (9.1)$$

де  $nH = h_n$  — поточний рівень палива, виражений через безрозмірний параметр  $n = \frac{h_n}{H} \in [0; 1]$ ;  $C_e = \frac{2\pi\varepsilon_0 H}{\ln(R/r)}$  — ефективна ємність конденсатора у вакуумі;  $C_{пар}$  — паразитна ємність.

Для випадку повітряного конденсатора ( $n = 0$ ) із (9.1) отримаємо

$$C_{пов} = C_e \varepsilon_{пов} + C_{пар} \quad \text{або} \quad C_{пар} = C_{пов} - C_e \varepsilon_{пов}. \quad (9.2)$$

Підставляючи тепер вираз для паразитної ємності із (9.2) у (9.1), будемо мати

$$C = C_e [n\varepsilon_n + (1 - n)\varepsilon_{пов}] + (C_{пов} - C_e \varepsilon_{пов}) = nC_e [\varepsilon_n - \varepsilon_{пов}] + C_{пов}. \quad (9.3)$$

Вимірюючи приріст ємності датчика відносно повітряного конденсатора, можна повністю позбутися паразитної ємності:

$$\Delta C = C - C_{пов} = nC_e (\varepsilon_n - \varepsilon_{пов}). \quad (9.4)$$

Таким чином, приріст ємності датчика визначається його геометрією, рівнем занурення в паливо датчика та властивостями палива.

**Компенсація зміни властивостей палива.** Відносна діелектрична проникність і густина палива практично лінійно зменшуються зі збільшенням температури. Крім того, ці величини залежать від сорту палива та його конкретного виробника. Отже, для досягнення високої точності вимірювання кількості палива, необхідно компенсувати ці зміни. Широко використовуються два методи компенсації: із зануреним компенсатором та з вертикальним компенсатором (автокомпенсація).

**Занурений компенсатор** являє собою конденсатор, аналогічний датчику паливоміра, який розміщено зазвичай горизонтально поблизу дна бака в зоні, звідки паливо виробляється останньою чергою. Приріст ємності повністю зануреного ( $n = 1$ ) компенсатора по аналогії з (9.4) визначається так:

$$\Delta C_c = C_{ce} (\varepsilon_n - \varepsilon_{пов}).$$

Виразивши звідси різницю діелектричних проникностей і підставивши її у (9.4), отримаємо змінення ємності датчика-паливоміра

$$\Delta C = nC_e \frac{\Delta C_c}{C_{ce}}. \quad (9.5)$$

Цей вираз уже не містить констант, що визначаються властивостями палива, а отже дає змогу позбутися похибки, що вноситься їх зміненням.

**Вертикальний компенсатор.** Принцип дії вертикального компенсатора базується на експериментально встановленій залежності між діелектричною проникністю палива та його густиною ( $\rho_n$ ). За рубежом використовується такий вираз:

$$(\varepsilon_n - \varepsilon_{пов}) = \frac{a\rho_n}{1 - b\rho_n} \quad \text{або} \quad \rho_n = \frac{\varepsilon_n - \varepsilon_{пов}}{a + b(\varepsilon_n - \varepsilon_{пов})},$$

де  $a, b$  — константи (для палива Jet A [31]:  $a \approx (8,3453 \pm 0,9)$  л/кг,  $b = 3,0527$  л/кг).

У цьому методі компенсації використовується послідовно під'єднаний вертикальний компенсатор із приблизно вдвічі більшою ємністю в повітрі та спеціально спрофільованою внутрішньою трубою. Перевагою вертикального компенсатора є вимірювання середньої діелектричної проникності по всій товщині палива, на відміну від горизонтального компенсатора, що вимірює проникність тільки в нижньому шарі палива. Недоліком застосування вертикального компенсатора є зниження рівня вихідного сигналу датчиків приблизно на дві третини, що зменшує відношення рівня сигналу до шуму. Вертикальний компенсатор використовується на землі або в початковій фазі польоту, коли бак є повним.

**Боротьба з витоками.** Паливо не є досконалим діелектриком, а має деяку провідність унаслідок наявності домішок та антистатичних присадок. Таким чином, електрична схема паливоміра трохи ускладнюється (рис. 9.4).

Паралельно під'єднаний резистор  $R_1$  ураховує струми витоків, а послідовно розміщений резистор  $R_2$  (яким зазвичай нехтують) — втрати в електричному з'єднанні паливоміра з проводкою.

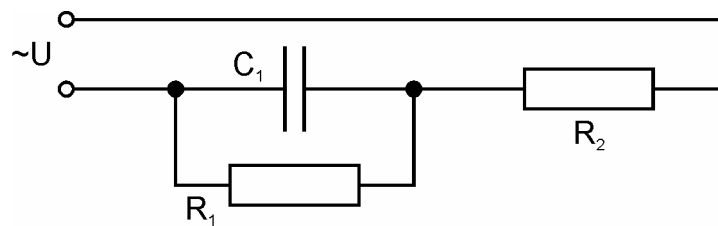


Рис. 9.4. Електрична схема паливоміра

Розглянемо синусоїдальний закон змінення напруги

$$U = U_{\max} \sin(\omega t) = U_{\max} \sin(2\pi f t),$$

де  $\omega$  — колова частота,  $c^{-1}$ ;  $f$  — частота струму, Гц.

Тепер для схеми, зображеної на рис. 9.4, можна записати

$$I_R = U/R_1; \quad I_C = U2\pi f C_1, \quad (9.6)$$

де  $I_R$  — струм, що проходить через активний резистор (струм витоків);  $I_C$  — струм, що проходить через конденсатор (корисний струм).

Із першого рівняння (9.6) очевидно, що струм витоків не залежить від частоти. Водночас із другого рівняння (9.6) впливає, що струм, який проходить через конденсатор, є прямо пропорційним його частоті. Отже, збільшуючи частоту збуджувальної напруги (зі звичайних 400 Гц до 5000...15000 Гц), можна збільшити корисний струм датчика, а струм витоків при цьому залишиться постійним. Таким чином, знижуються похибки, зумовлені провідністю палива.

Іншим шляхом зниження впливу витоків є збільшення ємності датчика. При цьому корисний струм також збільшується, а струм витоків залишається постійним. Практично ємність датчиків обмежується їх розмірами й масою.

У деяких старих системах добуток збуджувальної напруги на частоту підтримувався постійним, що робило корисний струм прямо пропорційним ємності датчика. Будь-які зміни збуджувальної напруги (спричинені, наприклад, зміною температури) компенсувалися відповідною зміною частоти. У минулому це було простіше, ніж керувати кожним параметром окремо.

Третій метод боротьби з витоками ґрунтується на зсуві фаз між активним і реактивним струмом. Із рис. 9.5 видно, що струм витоків (активний) збігається за фазою зі збуджувальною напругою, а струм конденсатора (реактивний) зміщений на  $\varphi = \pi/2$ . Вимірюючи струм у моменти часу, що відповідають навколонульовим значенням збуджувальної напруги (так зване синхронне детектування), можна практично повністю позбутися впливу витоків. Вимірюючи струм у точках максимуму збуджувальної напруги, можна судити про рівень витоків. На цьому принципі базуються датчики вільної води.

Використання сучасних напівпровідникових технологій дає змогу змінювати не тільки частоту, але й форму хвилі збуджувальної напруги. Можливим є, наприклад, використання трикутних імпульсів.

**Типи електроємнісних датчиків.** У системах вимірювання кількості палива застосовуються датчики трьох типів: змінного струму, постійного струму та активні (інтелектуальні). Вибирають датчики на основі порівняльного аналізу вартості життєвого циклу, надійності та завадозахищеності вимірювальної системи.

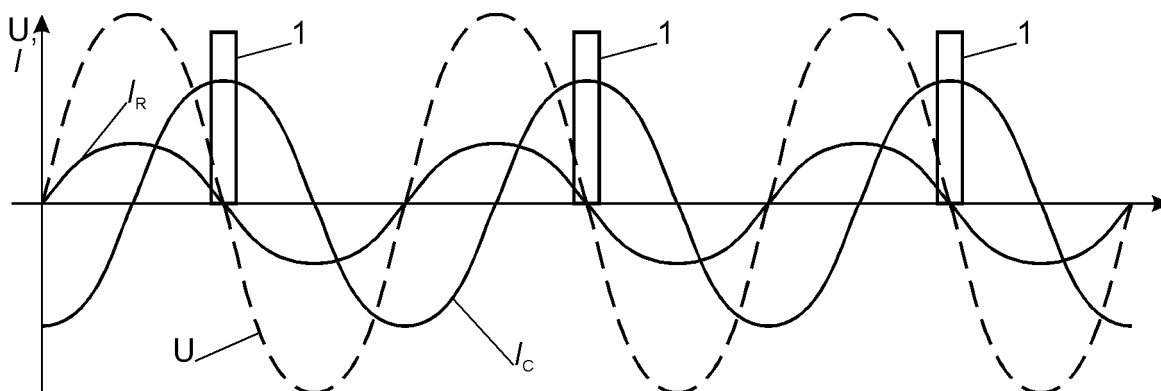


Рис. 9.5. Використання зсуву фаз: 1 — моменти часу вимірювання

**Електроємнісний датчик змінного струму** зазвичай являє собою циліндричний конденсатор, що складається з двох коаксіальних алюмінієвих труб постійного діаметра, розділених ізолювальними проставками. Зовнішня труба діаметром близько 25 мм і внутрішня труба діаметром близько 13 мм утворюють концентричний проміжок завширшки близько 6 мм, достатній для запобігання короткому замиканню під час осідання крапель води. Обидві труби зазвичай покривають поліуретановою плівкою, що прискорює процес стікання води. Такі датчики не містять додаткових електричних пристроїв. Датчики оснащено кронштейнами для кріплення в баці, які забезпечують їх правильне встановлення. Важливим є забезпечення дренажу датчиків, по-перше, для мінімізації помилок вимірювання,

по-друге, для стікання води. Електричний рознім розміщується на верхньому або нижньому кінці датчика та містить два робочих контакти різних розмірів для гарантії правильного під'єднання датчика і третій контакт для приєднання екрана. Датчики для точних систем калібруються при виробництві або мають пристрої для калібрування значення ємності в повітрі. Це дає змогу замінити датчик, що відмовив, без переналагодження вимірювальної системи ЛА.

Перевагами таких датчиків є: мінімальні маса й вартість, максимальні надійність і живучість, високий рівень внутрішньої електробезпеки та стійкості до впливу електромагнітних полів високої інтенсивності (High Incident Radiated Frequencies — HIRF). Їх недоліком є необхідність надійного екранування електропроводки.

**Електроємнісні датчики постійного струму** характеризуються тим, що в них вихідний сигнал конденсатора випрямляється. Створення цих датчиків дало такі **переваги**: зникла необхідність в екрануванні електропроводки, що сприяло підвищенню її надійності, зниженню маси й спрощенню монтажу датчиків.

Водночас датчики постійного струму мають багато **недоліків**: низька надійність самих датчиків (з огляду на розміщення в них додаткових електричних пристроїв); спадання напруги на діодах (до того ж, залежно від температури); ускладнення розділення корисного сигналу та струму витоків (оскільки після випрямлення немає зсуву фаз); крім того, виникли завади від випрямлення радіохвиль, що падають.

У найпростішому випадку датчик постійного струму характеризується тільки наявністю двох діодів (рис. 9.6, а), що випрямляють вихідний сигнал. Більш досконалі конструкції (рис. 9.6, б) [31] дають змогу реалізувати кілька додаткових функцій: по-перше, виконати точне заводське налагодження ємності датчика на повітрі, що дає змогу замінити датчик без переналагодження; по-друге, підбором діодів потрібного типу компенсувати вплив температури; по-третє, віднімати кількість палива в ППБ після його скидання без порушення цілісності системи вимірювання.

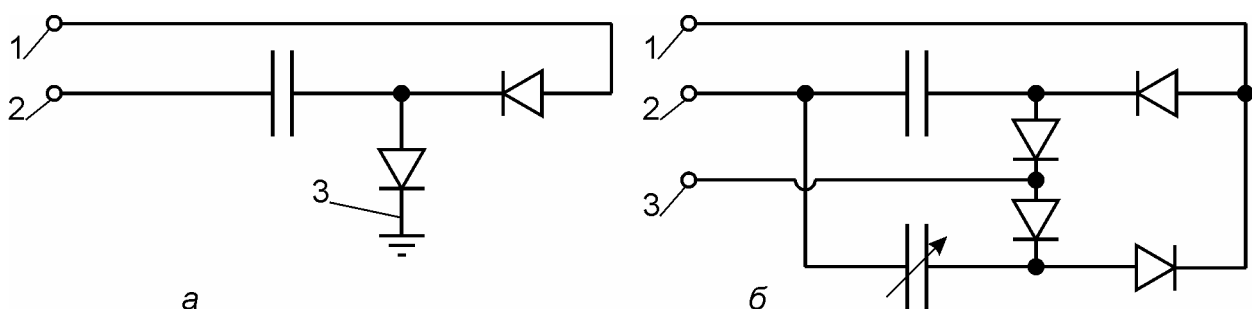


Рис. 9.6. Схеми електроємнісних датчиків постійного струму:  
1 — вихід сигналу; 2 — збуджувальна напруга; 3 — повертання

Похибку, спричинену спаданням напруги на діодах (до того ж, залежно від температури), можна істотно знизити шляхом збільшення амплітуди збуджувальної напруги (зі звичайних 0,5...5,0 В аж до 15 В). Іншим шляхом

є періодичне збільшення й зменшення амплітуди збуджувальної напруги в два рази. Вимірюючи струм при кожному із двох значень напруги, можна виключити спадання напруги на діодах.

**Активні електроємнісні датчики.** Відповідно до сучасної тенденції для всіх систем ЛА вважається доцільним перетворювати аналогові дані на цифровий формат якомога ближче до вимірювального пристрою, а вже потім передавати їх через стандартні шини даних. Таке перетворення здійснюється в комутаційних пристроях (концентраторах), кожен з яких збирає дані від кількох датчиків і видає інформацію до спільної шини. Таким чином, можна істотно зменшити кількість проводів, зменшити масу та підвищити стійкість вимірювальної системи до впливу радіочастот високої інтенсивності. Такі комутаційні пристрої зазвичай розміщують зовні паливних баків на мінімальній відстані від них.

Однак вихідний сигнал електроємнісних паливомірів істотно відрізняється від сигналів інших датчиків, що потребує або розроблення спеціальних комунікаційних пристроїв взаємодії з паливомірами, або уніфікації вихідних сигналів самих паливомірів.

Активні датчики як раз і характеризуються наявністю електронних пристроїв, що генерують вихідний сигнал у зручній для комунікаційного пристрою формі. Однак активні датчики мають більшу масу та вищу вартість, а також меншу надійність.

**Електроємнісні датчики підключаються паралельно** так, щоб комунікаційний пристрій вимірював їх сумарну ємність. Однак, з огляду на складність форми баків і наявність у них різних пристроїв неправильної форми, кількість палива в баках нелінійно змінюється з рівнем. Для отримання лінійної залежності між ємністю датчиків і кількістю палива використовують три різних методи: механічний, електричний та електронний.

**Механічний метод** полягає у профілюванні внутрішньої труби конденсатора відповідно до тарувальної кривої бака. У вітчизняній практиці профілювання здійснювалося видаленням певної частини внутрішньої труби (рис. 9.7, а), що давало змогу лінеаризувати датчик для бака практично будь-якої форми при мінімальних вартості й масі конструкції. За рубежом застосовувалися три інших способи. По-перше, складання внутрішньої труби з відрізків труб з різними діаметрами з використанням нютів (рис. 9.7, б). Однак такий спосіб давав змогу отримати тільки ступінчасте змінення ємності, до того ж у місцях з'єднання ділянок труб виникали паразитні явища, а конструкція мала низьку надійність і велику масу. По-друге, обтиснення внутрішньої труби за лінійним законом змінення діаметра (рис. 9.7, в), однак це не завжди гарантує одержання лінійної залежності між ємністю та кількістю палива. По-третє, одержання внутрішньої труби електролітичним осадженням металу на оправку потрібної форми з подальшим розчиненням оправки (рис. 9.7, г). При цьому можна отримати практично будь-який закон змінення діаметра, але такі труби мають високу вартість.

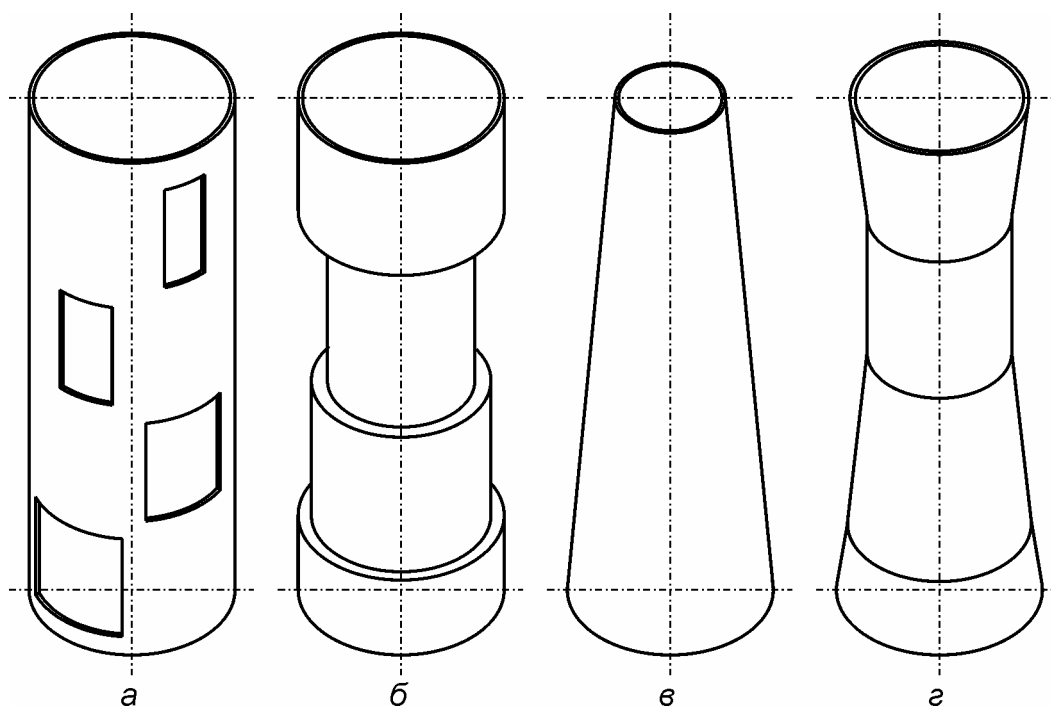


Рис. 9.7. Варіанти механічного профілювання внутрішніх труб електроємнісних датчиків

**Електричний метод** базується на використанні труби постійного діаметра з композиційних матеріалів (зазвичай зі склопластику). При цьому внутрішню поверхню зовнішньої труби й зовнішню поверхню внутрішньої труби покрито тонким шаром міді відповідно до тарувальної кривої бака. Такі труби іноді називають друкованими за аналогією з друкованими платами. Перевагами електричного методу є мала маса конструкції, можливість лінеаризації датчиків для баків практично будь-якої форми, а також регулювання датчиків шляхом взаємного кутового переміщення труб. Їх єдиним недоліком є низька довговічність адгезії мідної плівки з композитом у середовищі палива.

**Електронний метод** ґрунтується на використанні звичайних металевих труб постійного діаметра, а лінеаризація виконується електронними блоками окремо для кожного датчика. Цей метод забезпечує мінімальні масу і вартість, максимальні надійність і точність.

Насамкінець необхідно зазначити, що електроємнісні датчики використовуються на ЛА практично всіх типів і сьогодні є основним засобом вимірювання поточного рівня палива в усьому світі.

### 9.2.2. Ультразвукові датчики-паливоміри

**Принцип роботи** ультразвукового датчика полягає у випромінюванні ультразвукового сигналу (якщо можливо, вертикально) і вимірюванні часу від моменту випромінювання до отримання сигналу, відбитого від вільної поверхні палива. Технічно було б зручно вимірювати рівень палива зверху, випромінюючи сигнал через повітря. Однак такий випромінювач потребував би значно більшої потужності, що вважається неприпустимим з

огляду на електробезпеку. Таким чином, ультразвуковий датчик містить випромінювач, розташований на нижній поверхні бака, що є одночасно й одержувачем відбитого сигналу (рис. 9.8) [31].

Оскільки швидкість звуку в паливі істотно залежить від його температури й сорту, крім датчиків-паливомірів в ультразвукових системах використовуються ще й датчики швидкості, які містять нерухому мішень, розміщену на відомій відстані ( $\Delta$ ) від випромінювача. При цьому швидкість звуку ( $a$ ) визначається як відношення подвоєної відстані до часу руху звукового сигналу до мішені й назад ( $t_{\Delta}$ ):

$$a = 2\Delta/t_{\Delta}.$$

Тепер поточний рівень палива можна виразити через відому відстань до мішені та виміряні інтервали часу двостороннього руху сигналів до вільної поверхні палива ( $t$ ) та до мішені:

$$h_n = at/2 = \Delta t/t_{\Delta}.$$

### **Проблеми ультразвукових датчиків та шляхи їх вирішення:**

1. Необхідно зазначити згасання звукових хвиль, спричинене їх розсіянням і поглинанням. Амплітуда поздовжньої ультразвукової хвилі зменшується за експоненціальним законом

$$A = A_0 e^{-\alpha x},$$

де  $A_0$  — початкова амплітуда;  $\alpha$  — коефіцієнт згасання;  $x$  — відстань від джерела.

Отже, амплітуда відбитого сигналу має бути не меншою від порогу чутливості приймача.

2. Бризки та сплески на поверхні палива різко збільшують розсіяння сигналу. Для зниження їх впливу датчики оснащено циліндричною оболонкою.

3. Нахил поверхні палива відповідно до положення ЛА (див. рис. 9.8, в) призводить до зигзагоподібного шляху відбитого від поверхні палива сигналу 7, що істотно збільшує час проходження сигналу й завищує виміряний рівень палива.

4. Змінення коефіцієнта відбиття зі зміненням густини повітря й температури палива.

5. Наявність у паливі великих бульбашок повітря (що утворюються під час заправлення або при наборі висоти) або вільної води спричиняє передчасне відбиття сигналу від поверхні поділу паливо – бульбашка або вода – паливо, що занижує виміряний рівень палива. Крім того, малі бульбашки повітря роблять середовище стискним і збільшують розсіяння сигналу. Для усунення цих ефектів навколо випромінювача встановлюють захисний кожух, уникають розміщення датчиків у місцях підвищеної турбулентності й можливого накопичення води, а також використовують програмну корекцію для виключення даних, помилковість яких є очевидною.

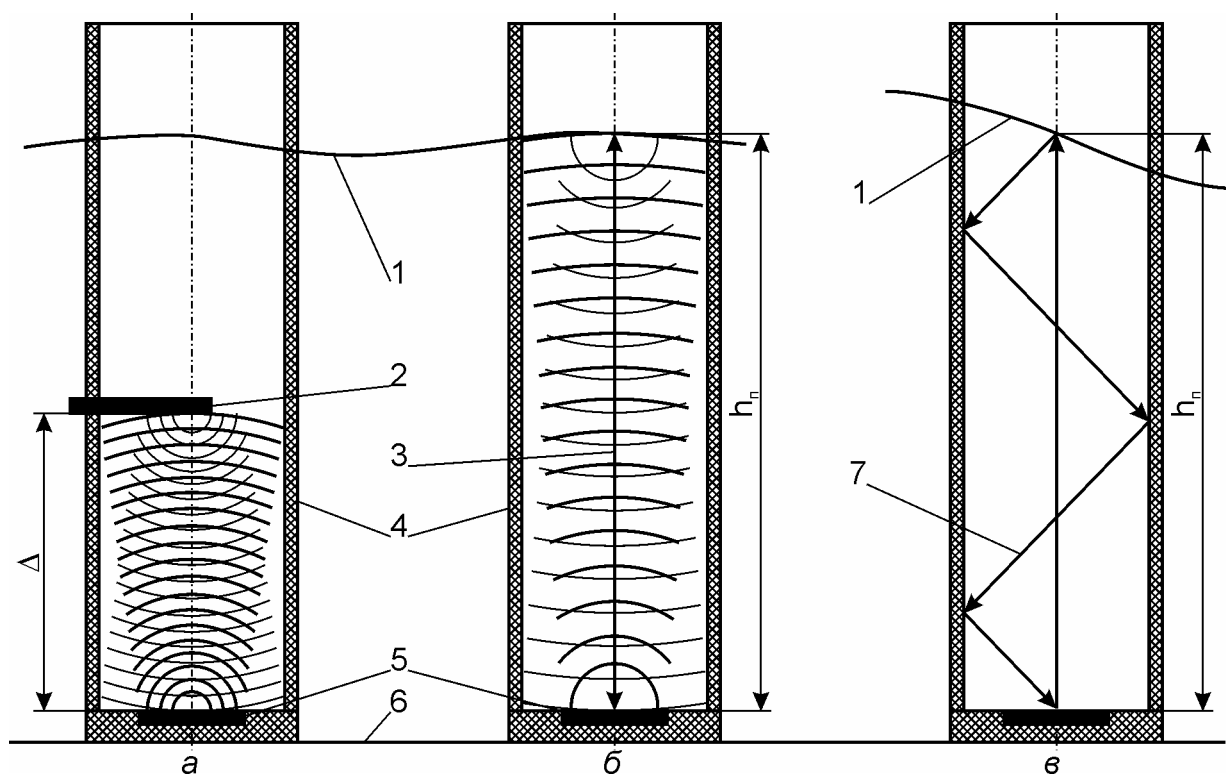


Рис. 9.8. Схема роботи ультразвукових датчиків:

*a* — швидкості; *б, в* — рівня палива; 1 — поверхня палива; 2 — мішень; 3 — шлях сигналу при горизонтальній поверхні палива; 4 — оболонка; 5 — випромінювач; 6 — дно бака; 7 — шлях сигналу при похилій поверхні палива

**Конструкція.** Ультразвуковий датчик складається з випромінювача, оболонки та кронштейнів для його кріплення в баці. Оболонку виконують з металу або композиційних матеріалів. Розміри оболонки практично відповідають розмірам електроємнісних датчиків. Оболонку призначено для двох цілей: по-перше, вона заспокоює поверхню палива в області вимірювання рівня; по-друге, перешкоджає розсіянню випроміненого й відбитого сигналів. Для уникнення хибних відбитих сигналів внутрішня поверхня оболонки має бути гладкою та рівномірно покритою спеціальним акустичним матеріалом.

Основним елементом випромінювача є п'єзоелектричний керамічний диск, що працює як приймач-передавач. Товщиною й діаметром кристала визначається його резонансна частота, яка зазвичай становить 1...10 МГц. Крім диска випромінювач містить електричний рознім і коло змонтованих на диску резисторів для безпечного розсіювання надлишкової потужності, спричиненої температурними або механічними збуреннями. Крім того, на зворотному боці диску розміщують звукопоглинальний матеріал, що перешкоджає поширенню ультразвукових хвиль від цього боку диска. Конструкція випромінювача має бути такою, щоб під час роботи резонанс не виникав.

Необхідно зазначити, що можливим є розміщення двох випромінювачів (кожен із яких під'єднано до свого каналу) в одному датчику, що є принципово неможливим при використанні електроємнісних датчиків.



**Конструкція ультразвукового датчика швидкості** відрізняється від розглянутої раніше тільки наявністю мішеней, розміщених на заданих відстанях від випромінювача. Використання декількох мішеней потребується для достатньо точного вимірювання швидкості звуку при наявності в паливі декількох шарів з різною температурою або густиною. Відстані від випромінювача до мішеней вибирають таким чином, щоб серед них не було кратних. Таким шляхом виключається збіг повторного відбитого сигналу від нижньої мішені із першим сигналом від верхньої.

Для адекватного вимірювання швидкості звуку в одному баці зазвичай достатньо розмістити один-два датчики швидкості. Для зниження похибок вимірювання маси палива бажано, щоб один із них знаходився поблизу датчика густини.

**Керування роботою** ультразвукового датчика (рис. 9.9) [31] полягає в такому: керування збудженням кристала (за амплітудою, тривалістю та кількістю імпульсів у сигналі); керування підсиленням відбитого сигналу; керування порогом і вікном пропускання (щоб уникнути приймання хибних сигналів).

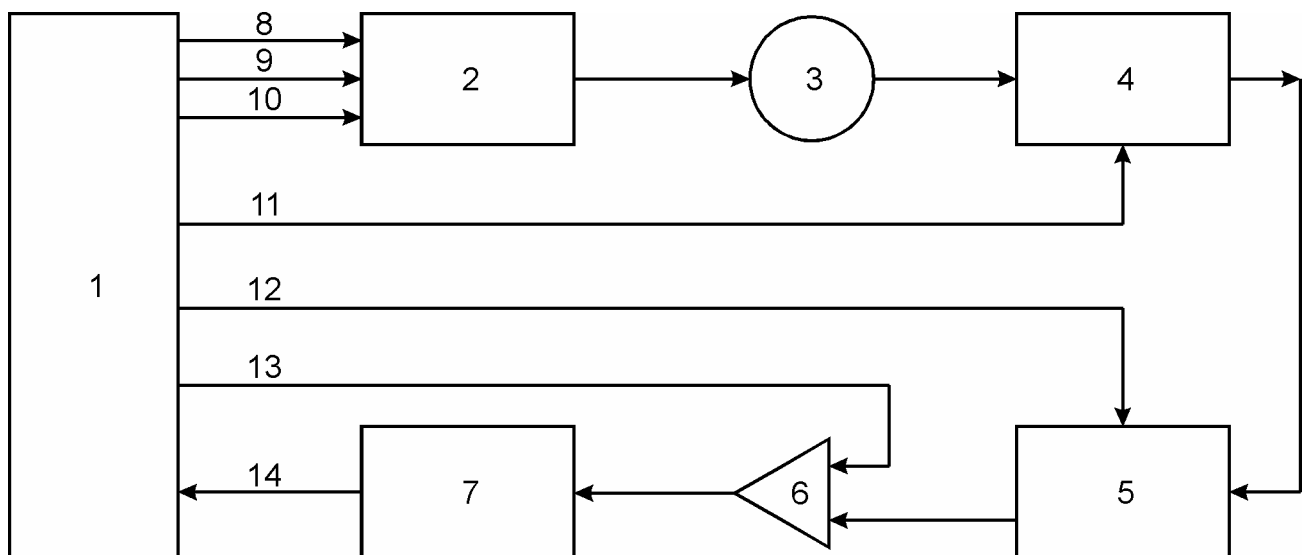


Рис. 9.9. Схема оброблення сигналу ультразвукового датчика:

1 — процесор; 2 — випромінювач; 3 — кристал; 4 — приймач; 5 — пороговий детектор; 6 — блок I; 7 — запам'ятовувач; 8 — лінія керування кількістю імпульсів; 9 — лінія керування амплітудою сигналу; 10 — лінія керування тривалістю сигналу; 11 — лінія керування підсиленням; 12 — лінія керування порогом; 13 — лінія керування вікном пропускання; 14 — оброблений сигнал

Кожен датчик послідовно отримує команду на випромінювання сигналу та потім приймає відбитий сигнал. Амплітуду випроміненого сигналу доводиться збільшувати для нейтралізації ефекту згасання при великому рівні палива та зменшувати при його зниженні. Тривалість імпульсу також необхідно зменшувати при низькому рівні палива, оскільки в цьому випадку тривалість випроміненого сигналу може перевищити час його прохо-

дження в обидва боки. Низький рівень палива може бути виміряний й іншим шляхом: із використанням другого або третього відбитих сигналів.

Відбитий сигнал проходить через пороговий детектор і вікно пропускання, що дають змогу уникнути передавання в систему вимірювання помилкових сигналів (наприклад, зигзагоподібних або відбитих від бульбашок повітря).

Ультразвукові датчики створено порівняно недавно, і поки відомо про їх використання тільки на літаках B-777 і F-22.

### 9.2.3. Поплавцеві датчики-паливоміри

**Принцип роботи** поплавцевого датчика ґрунтується на законі Архімеда: поплавець відстежує поточний рівень поверхні палива, а механічний зв'язок передає цей рух на показчик або електромеханічний перетворювач.

За **конструкцією поплавцеві паливоміри** поділяють на механічні й електромеханічні, безважільні й важільні (рис. 9.10).

Механічний безважільний паливомір (див. рис. 9.10, а) [107] складається з поплавця 8 з прорізами для напрямної рами 6, гвинта 7 з механічним показчиком 1 та корпусу 5 з прозорим ковпаком 3. Під час змінення рівня палива поплавець поступально переміщується в прорізах напрямної рами, що перешкоджають обертанню поплавця. При цьому гвинт 7 з показчиком 1 повертається відповідно до поточного положення поплавця (тобто рівня палива).

Відмінністю механічного важільного паливоміра (див. рис. 9.10, б) [100] є наявність важеля 9 з вилкою для шарнірного кріплення поплавця та зубчастого сектора 16 для обертання шестірні 11 з диском-показчиком 1.

На дисках нанесено поділки та цифри, що відповідають певним рівням палива. Зону резервного запасу палива виділено сектором червоного кольору, зону запасу палива на пілотаж — жовтим, зону повного запасу палива — зеленим. Механічні паливоміри встановлюють на верхніх поверхнях крила низькопланів так, щоб пілот міг бачити їх показання безпосередньо з кабіни.

В електромеханічних пристроях (див. рис. 9.10, в) [22] є електромеханічний перетворювач (наприклад, реостат), що видає в систему вимірювання палива електричний сигнал, пропорційний кутовому положенню важеля з поплавцем (тобто рівню палива).

**Перевагами** поплавцевих датчиків є їх простота та можливість виключення електричних пристроїв із паливних баків, їх **недоліками** — низька точність вимірювання ( $\pm 5\%$ ), значна залежність точності від кутового положення ЛА; великі маса й габарити датчиків. Тому зазвичай в баках розміщують по одному поплавцевому датчику.

Незважаючи на, здавалося б, анахронічність, механічні поплавцеві паливоміри застосовуються на деяких легких літаках (Як-18/55), а електромеханічні — на деяких вертольотах (Ми-8, Ка-26).

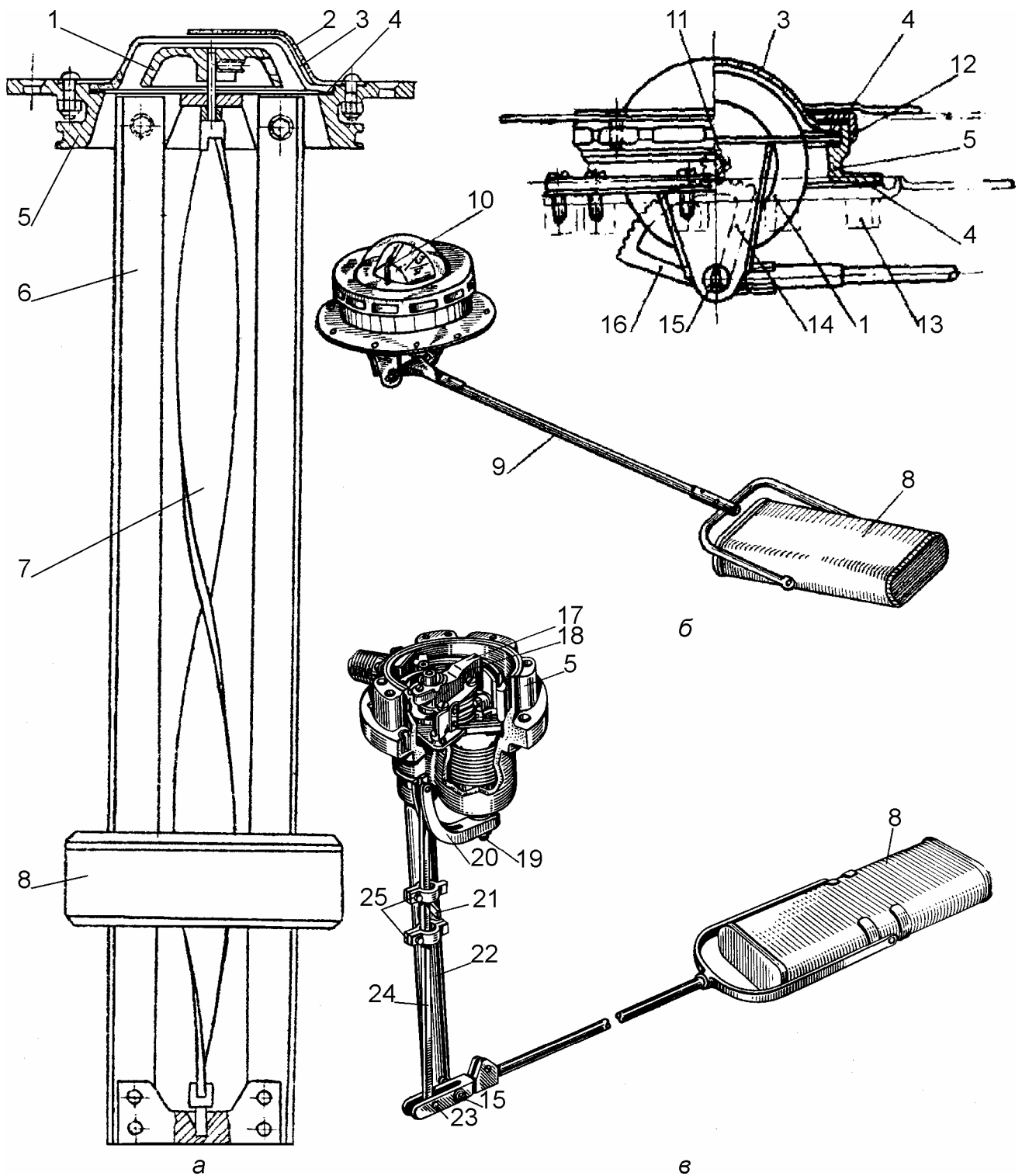


Рис. 9.10. Конструкція поплавцевих датчиків-паливомірів:

а — механічного безважільного; б — механічного важільного; в — електромеханічного важільного; 1 — диск-показчик; 2 — захисний кожух; 3 — прозорі ковпаки; 4 — переліжки; 5 — корпуси; 6 — рама; 7 — гвинт; 8 — поплавці; 9 — важіль; 10 — нерухома стрілка; 11 — шестірня; 12 — кришка; 13 — фланець бака; 14 — кронштейн; 15 — осі важелів; 16 — зубчастий сектор; 17 — ковзанець реостата; 18 — реостат; 19 — качалка; 20 — вилка; 21 — обмежувач ходу; 22 — стояк; 23 — вісь тяги; 24 — тяга; 25 — упори-хомутики

Крім того, на багатьох пасажирських літаках поплавцеві сигналізатори рівня використовуються у вторинній (наземній) системі вимірювання на основі мірних магнітних лінійок.

#### 9.2.4. Сигналізатори заданого рівня палива

На відміну від паливомірів, що вимірюють поточну масу палива, у деяких випадках необхідно реагувати на максимальний, мінімальний або заданий рівень палива. При досягненні максимального або заданого рівня необхідно припинити заправлення або перекачування в цей бак, при досягненні мінімального рівня палива в черговому баці — вимикати насоси перекачування або наддування цього бака, а при досягненні мінімального рівня палива у витратному баці незалежна система має видавати попередження для екіпажу. Із цією метою використовуються найрізноманітніші датчики: індуктивні, термісторні, напівпровідникові стабілітронні, оптичні, струминні, ємнісні, ультразвукові та поплавцеві.

**Індуктивний сигналізатор рівня** являє собою вертикальну напрямну трубу із магнітокерованими контактами, уздовж якої переміщується поплавець зі вбудованим постійним магнітом. Принцип дії сигналізатора базується на властивості магнітокерованих контактів замикатися під дією магнітного поля під час змінення рівня палива. Якщо потребується отримання сигналів про декілька рівнів палива, то один сигналізатор може вмикати декілька кіл контактів, розміщених на різних рівнях.

Індуктивні сигналізатори рівня дуже широко використовувалися у вітчизняній авіації. У багатьох випадках їх вбудовували всередину електроємнісних паливомірів (рис. 9.11) [56], хоча відомими є й автономні конструкції.

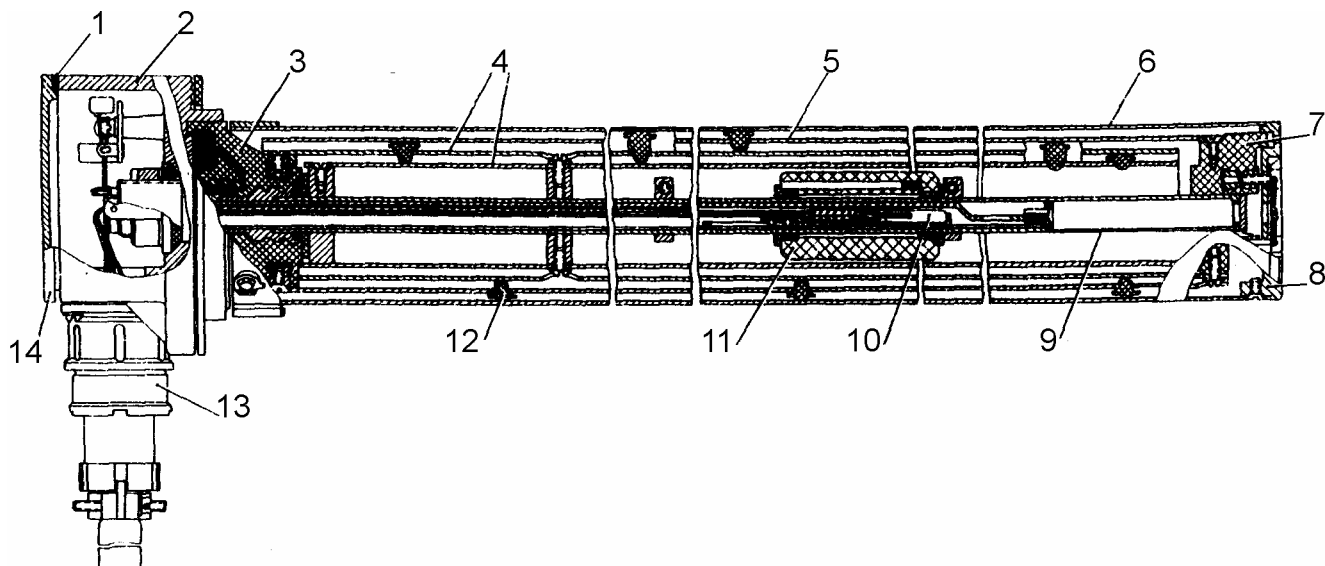


Рис. 9.11. Електроємнісний паливомір з індуктивним сигналізатором ДТС14В (Ил-76): 1 — ущільнення; 2 — головка з фланцем; 3, 7 — основи; 4 — непрофільовані труби; 5 — профільована труба; 6 — зовнішня труба; 8, 14 — кришки; 9 — напрямна труба; 10 — магнітокерований контакт; 11 — поплавець; 12 — ізоляційний вкладиш; 13 — рознім

**Термістори та напівпровідникові стабілітрони.** Термістори, або терморезистори, являють собою резистори, електричний опір яких значно змінюється зі зміненням температури. У термісторах використовуються напівпровідники з від'ємним температурним коефіцієнтом (що зменшують опір зі збільшенням температури). Зазвичай сигналізатор містить два термістори, один з яких розташовується всередині бака й проводить відносно великий струм для утворення теплового ефекту, а інший, який є теплоізованим, виконує функцію еталона під малим струмом. Доки перший термістор занурений у паливо, його опір залишається великим унаслідок охолодження паливом. Коли рівень палива опуститься нижче термістора, охолодження зменшиться, температура термістора підвищиться, його опір зменшиться, і струм, що проходить через нього, збільшиться.

Перевагами таких датчиків є високі точність і чутливість, малі розміри і час спрацювання, їх недоліком — низька безпека, оскільки для їх роботи необхідно подавати всередину бака електричний струм порядку 20...30 мА [31].

Напівпровідникові стабілітрони відрізняються від термісторів тільки тим, що вони реагують не на струм, а на напругу. Термістори й напівпровідникові стабілітрони широко використовуються за рубежом.

**Оптичні сигналізатори рівня.** Принцип дії оптичних сигналізаторів рівня ґрунтується на відбиванні світла. Їх конструкція зазвичай містить інфрачервоний світлодіод, випромінювання якого спрямоване вниз через напівпрозору вертикальну трубку. Нижній кінець цієї трубки виконано таким чином, щоб при відсутності палива світло після повного внутрішнього відбиття поверталось по трубці назад до приймача інфрачервоного випромінювання. При наявності палива світло заломлюється в ньому і вже не повертається на приймач.

Перевагами оптичних сигналізаторів є високі точність і чутливість, недоліком є те, що в середовищі палива вони піддаються забрудненню, особливо спричиненим мікробами.

**Ємнісні й ультразвукові сигналізатори рівня** працюють за тим же принципом, що й відповідні датчики-паливоміри, але з невеликими відмінностями. Ємнісний сигналізатор рівня за конструкцією нагадує горизонтальний компенсатор і реагує на рівень палива, що його повністю вкриває. Його недоліками є відносно великі розміри і, отже, труднощі компонування.

Ультразвуковий сигналізатор рівня може бути суміщеним з датчиком швидкості й реагувати на різницю часу проходження сигналу.

**Струминні сигналізатори рівня** (див. рис. 6.18) уже було розглянуто в підрозд. 6.1.5. Вони використовуються в гідромеханічних системах керування перекачуванням і заправленням деяких ЛА (МиГ-29, Ш-60).

**Поплавцеві сигналізатори рівня** (див. рис. 6.17) для гідромеханічних систем перекачування і заправлення також уже було розглянуто в підрозд. 6.1.5.

### 9.2.5. Вторинна система вимірювання кількості палива

На більшості зарубіжних літаків передбачається незалежна вторинна система вимірювання кількості палива. Ця система може працювати тільки на землі, її призначено для визначення поточного рівня палива під час заправлення, зливання або наземних перевірок на знеструмленому літаку або в разі серйозних відмов основної системи.

Зазвичай вторинна система ґрунтується на використанні мірних магнітних лінійок (ММЛ, Magnetic Level Indicators MLI, magnasticks) (рис. 9.12), що дають змогу візуально виміряти поточний рівень палива в одній або декількох точках бака, а потім за спеціальними таблицями визначити кількість палива.

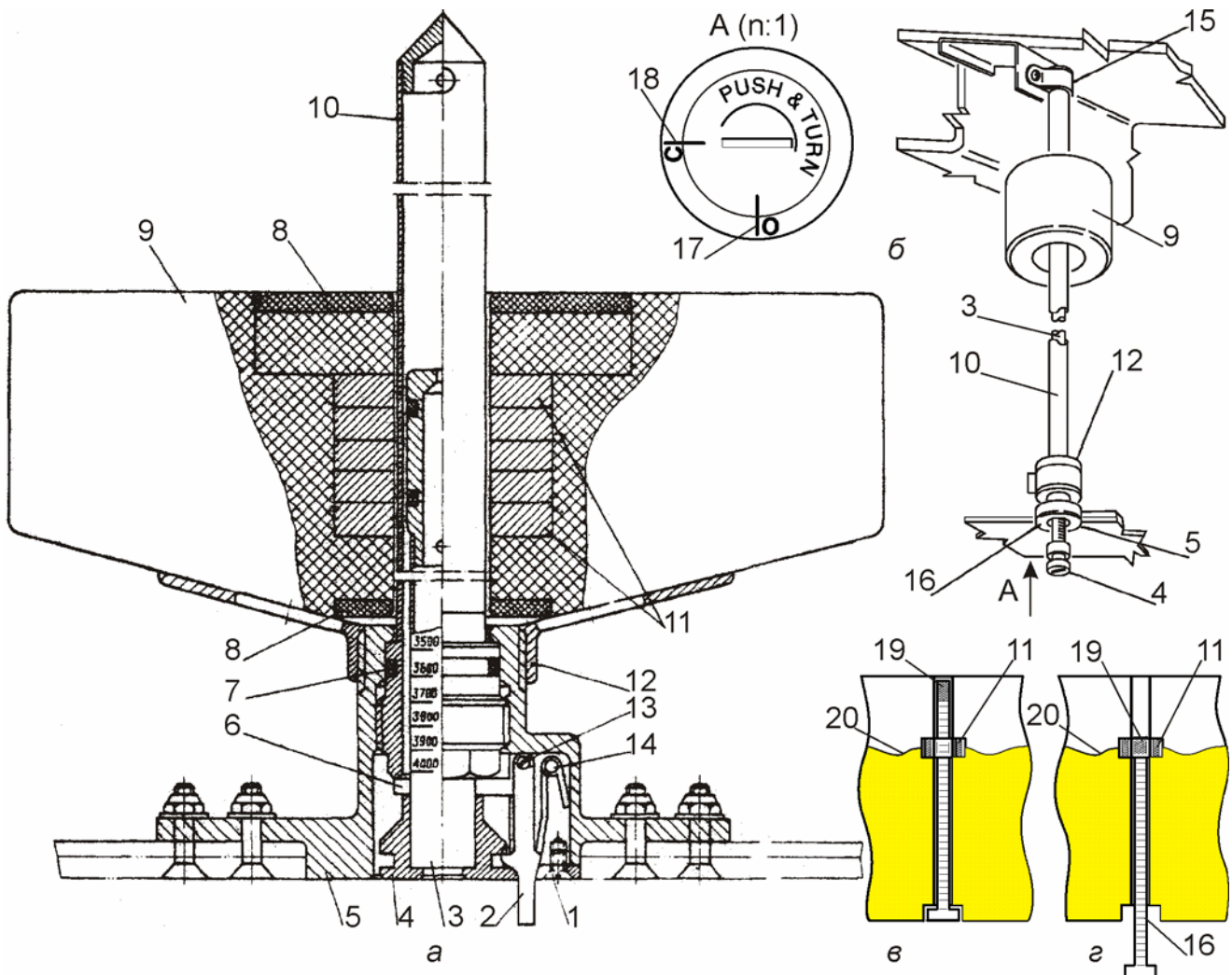


Рис. 9.12. Мірні магнітні лінійки:

а — Ту-154М; б — В-747; в — прибране положення; г — робоче положення; 1 — гвинт; 2 — заціпка; 3 — мірні лінійки; 4 — головки лінійок із замками; 5 — фланці; 6 — кронштейн; 7 — ущільнювальне кільце; 8 — фторопластові кільця; 9 — поплавці; 10 — герметичні труби; 11 — магніти поплавця; 12 — нижні упори для поплавців; 13 — вісь заціпки; 14 — пружина; 15 — хомут кріплення; 16 — місце зчитування рівня; 17 — відкрите положення замка; 18 — закрите положення замка; 19 — магніт лінійки; 20 — рівень палива

ММЛ (див. рис. 9.12) являє собою вертикальну герметичну трубу 10, установлену на нижній поверхні паливного бака. Зовні ММЛ вертикально переміщується кільцевий поплавець 9 з постійним магнітом 11, що безперервно відстежує поточний рівень палива, а всередині розміщено стрижень зі шкалою, з іншим постійним магнітом 19 на верхньому кінці й замком на нижньому. У неробочому стані стрижень повністю прибраний у трубу та закріплений замком так, щоб аеродинамічний опір пристрою був мінімальним. У робочому стані замок відкривають, стрижень випадає вниз до збігу рівнів постійних магнітів у стрижні й поплавці. Після цього на видимій частині шкали стрижня 16 зчитують поточний рівень палива [93, 160].

Потрібна кількість ММЛ визначається формою й розміщенням бака та зазвичай становить 1–5 на бак. Під час вимірювання кількості палива з допомогою ММЛ необхідно враховувати поточне положення літака. Для цього на літаку у відсіках стояків шасі або в кабіні розміщують показники крену й тангажу (рис. 9.13) [202]. Точність вимірювання кількості палива з допомогою ММЛ зазвичай становить  $\pm 5\%$  від його загальної кількості.

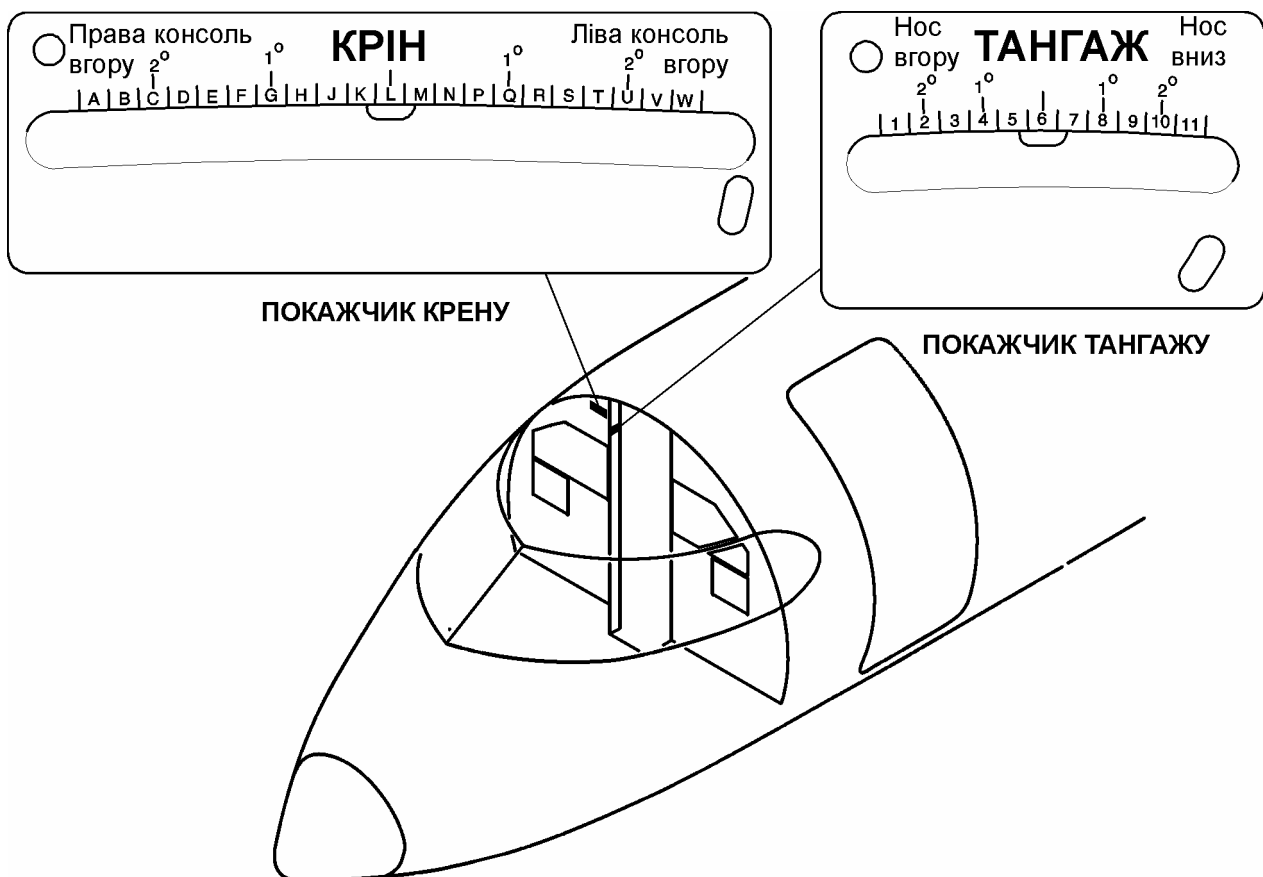


Рис. 9.13. Показники крену і тангажу в кабіні літака (CRJ)

Застосовується й інший спосіб механічного визначення рівня палива в баці. У цьому випадку (рис. 9.14) відкрита зверху порожниста мірна лінійка (drip-stick) 7 знаходиться безпосередньо в паливі, а герметичність пристрою забезпечується ущільнювальними кільцями 5 у корпусі 12, у напрямній лінійці 6. На нижньому кінці лінійки є зливний отвір 15. Після відкриття

замка лінійку вручну повільно опускають вниз, доки в зливному отворі не з'явиться паливо. Цей рівень 16 і зчитують на шкалі лінійки. Для заміни лінійки без зливання палива з бака на корпусі встановлено відкидний клапан 8. Незважаючи на очевидні недоліки (втрата палива та пожежонебезпека), такий спосіб застосовується на літаку В-737 [159].

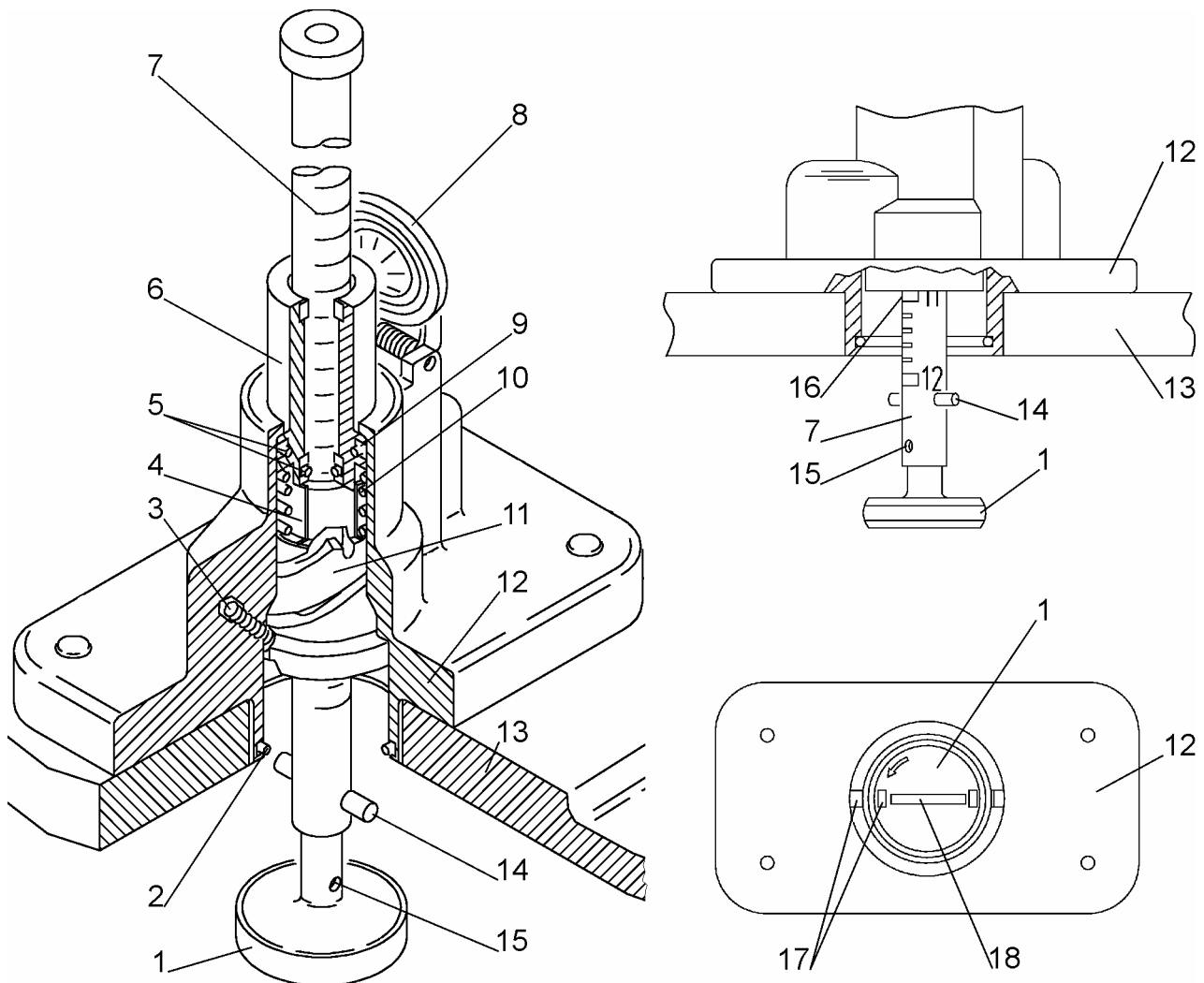


Рис. 9.14. Мірна лінійка (В-737):

- 1 — головка; 2 — ущільнювальне кільце головки; 3 — стопорний гвинт;  
 4 — напрямна пружини; 5 — ущільнювальні кільця; 6 — напрямна лінійки;  
 7 — мірна лінійка; 8 — відкидний клапан; 9 — ущільнення напрямної;  
 10 — пружина; 11 — байонетний замок; 12 — корпус; 13 — знімна панель бака;  
 14 — стопорний штифт; 15 — зливний отвір; 16 — місце зчитування рівня;  
 17 — мітки закритого положення замка; 18 — шліц

### 9.2.6. Датчики густини

Одним зі шляхів підвищення точності вимірювання маси палива є безпосереднє вимірювання його густини на борту ЛА з допомогою густиномірів.

На деяких літаках минулих поколінь застосовувалися **поплавцеві густиноміри** (рис. 9.15), принцип дії яких ґрунтується на вимірюванні ве-



личини архімедової сили, що діє на поплавець, занурений у потік палива. У поплавцевому густиномірі під час змінення густини палива поплавець виходить з рівноважного положення, і сигнал із диференціального трансформаторного перетворювача надходить на вхід підсилювача. Посилений сигнал спричиняє відпрацювання реверсивного електродвигуна, що переміщує сердечник зрівноважувача, і змінення сили струму в котушках електромагнітів, які утримують поплавець у рівноважному стані [22].

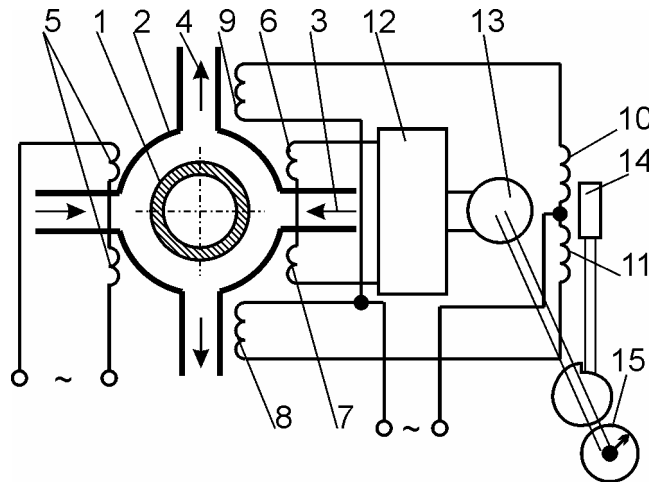


Рис. 9.15. Принципова схема поплавцевого густиноміра:

- 1 — поплавець із феромагнітного матеріалу, виконаний у вигляді порожньої кулі;  
 2 — сферична поплавцева камера; 3 — горизонтальний підвідний трубопровід;  
 4 — вертикальний відвідний трубопровід; 5, 6, 7 — диференціальні трансформаторні перетворювачі переміщення; 8, 9 — котушки електромагнітів; 10, 11 — котушки зрівноважувача; 12 — підсилювач; 13 — електромотор; 14 — сердечник;  
 15 — індикатор

Перевагою поплавцевих густиномірів є ізоляція вимірювальної системи від палива, недоліком — наявність похибок вимірювання, спричинених інерційними навантаженнями, вібраціями та зміною витрати палива через густиномір. Для зниження впливу цих похибок поплавцеві густиноміри необхідно встановлювати в лініях з постійною витратою.

У сучасних системах вимірювання палива застосовуються **вібраційні густиноміри** двох типів: з вібрувальним циліндром; з вібрувальним диском. **Густиноміри з вібрувальним циліндром** характеризуються наявністю тонкостінного металевого циліндра, розтягнутого в жорсткому корпусі. Внутрішня порожнина циліндра заповнена паливом. Циліндр періодично деформується однією з трьох електромагнітних обмоток, розміщених навколо нього всередині корпусу. Електронний блок, що керує обмотками, підтримує в циліндрі механічні коливання у стані резонансу. Резонансна частота циліндра, заповненого паливом, визначається жорсткістю циліндра та масою палива, що знаходиться в ньому. Знаючи цю частоту, жорсткість та об'єм циліндра, можна обчислити густину палива. Густина палива визначається формулою

$$\rho_n = \frac{a^2(J_{\text{ц}}E_{\text{ц}} + J_{\text{п}}E_{\text{п}})}{4\pi^2 f^2 g l F_{\text{п}}} - \frac{\rho_{\text{ц}} F_{\text{ц}}}{F_{\text{п}}} = \frac{A}{f^2} - B, \quad (9.7)$$

де  $f$  — частота власних коливань циліндра із паливом;  $a$  — коефіцієнт, що залежить від геометричних розмірів циліндра;  $J_{\text{ц}}$ ,  $J_{\text{п}}$  — моменти інерції циліндра й палива в ньому;  $E_{\text{ц}}$ ,  $E_{\text{п}}$  — модулі пружності матеріалу циліндра й палива;  $F_{\text{ц}}$ ,  $F_{\text{п}}$  — площі перерізу циліндра й палива;  $l$  — довжина циліндра;  $\rho_{\text{ц}}$  — густина матеріалу циліндра;  $A = a^2(J_{\text{ц}}E_{\text{ц}} + J_{\text{п}}E_{\text{п}})/(4\pi^2 g l F_{\text{п}})$ ,  $B = \rho_{\text{ц}} F_{\text{ц}}/F_{\text{п}}$  — коефіцієнти. Добутком  $J_{\text{п}}E_{\text{п}}$  зазвичай нехтують [31].

**Перевагою** густиномірів з вібрувальним циліндром є незалежність від просторового положення ЛА, в'язкості палива й швидкості потоку, а їх **недоліками** — те, що вони піддаються вібраціям та інерційним навантаженням, а також відносно велика маса й габарити (оскільки для отримання задовільної чутливості необхідно, щоб маса палива, що міститься в циліндрі, була більше маси самого циліндра). Крім того, постійні циклічні навантаження циліндра обмежують його ресурс.

**Густиноміри з вібрувальним диском** містять як датчик вібрувальний диск, одна половина якого закріплена всередині металевого корпусу, а інша знаходиться в паливі. Принцип роботи таких густиномірів аналогічний попередньому. Обмотка збудження (рис. 9.16) [31] підтримує в диску коливання з резонансною частотою, а вимірювальна обмотка використовується як датчик зворотного зв'язку для підстроювання резонансної частоти. Резонансну частоту коливань диска вибирають значно вищою від частоти можливих коливань суміжних пристроїв. **Перевагами** густиномірів з вібрувальним диском є мінімальна ймовірність витікання палива, здатність працювати в умовах зовнішніх вібрацій і незалежність від діючих перевантажень.

Кожен вібрувальний циліндр або диск має свої унікальні характеристики жорсткості, тому для отримання високої точності вимірювання необхідним є їх тарування, унаслідок чого отримують коефіцієнти  $A$  і  $B$  формули (9.7). Ці коефіцієнти зберігаються в пам'ятовувачі 5 густиноміра 10. Тим самим забезпечується швидка заміна густиноміра без заміни або настроювання електронних блоків 1–4, розміщених зовні бака (так звана «пасивна» конструкція густиноміра).

Відомими є конструкції «активних» густиномірів, що містять електронні блоки, однак такі конструкції вже не вважаються перспективними після посилення вимог щодо передавання електричної потужності до внутрішньобакових пристроїв.

Важливим фактором, що впливає на точність вимірювання густини, є наявність у паливі невеликих бульбашок повітря, які можуть утворитися внаслідок інтенсивного перемішування палива під час заправлення або виділення газу при наборі висоти. Прилипаючи до поверхні вібрувального

циліндра або диска, ці бульбашки знижують точність вимірювання густини. Досвід показує, що циліндри більшою мірою піддаються прилипанню бульбашок.

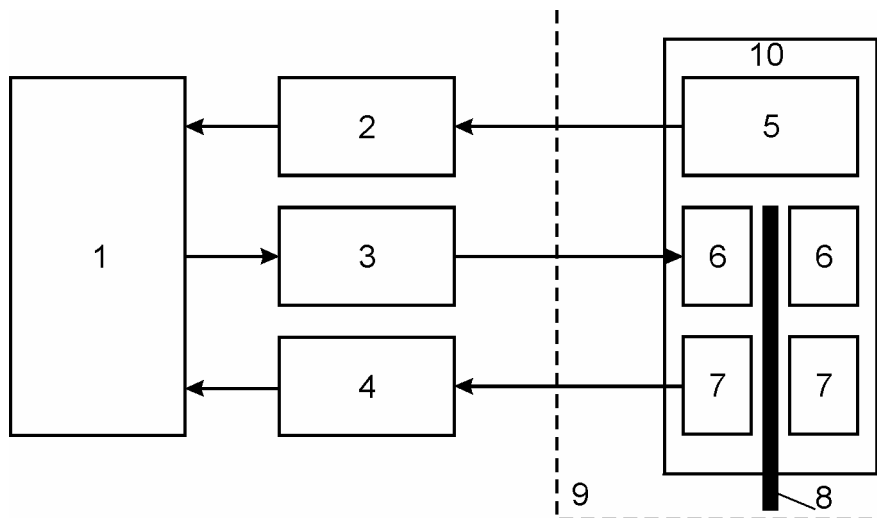


Рис. 9.16. Принципова схема густиноміра з вібрувальним диском:  
 1 — електронний блок; 2 — інтерфейс передавання коефіцієнтів; 3 — генератор;  
 4 — обробник сигналу; 5 — запам'ятовувач для коефіцієнтів; 6 — обмотка збудження;  
 7 — вимірювальна обмотка; 8 — вібрувальний диск; 9 — паливний бак;  
 10 — густиномір

Для боротьби з прилипанням бульбашок газу використовують три способи. По-перше, періодично короткочасно вимикають обмотку збудження, що спричиняє відрив бульбашок. По-друге, розміщують густиномір усередині спеціальної оболонки, що захищає датчик від прилипання бульбашок газу. По-третє, отримують інформацію про густину тільки на землі під час заправлення. У перших двох випадках густина вимірюється тільки в одній-двох точках поблизу нижньої поверхні бака, що може спричинити помилки при зміні температури палива в інших зонах. У третьому випадку паливо, що надходить на борт, проходить через блок вимірювання властивостей палива (БВВП), у якому одночасно вимірюється електрична проникність, температура й густина палива. Потім ці параметри використовуються як початкові дані для обчислення властивостей палива при інших температурах.

### 9.2.7. Датчики вільної води

Датчик вільної води (ДВВ) установлюють у паливних баках ЛА для сигналізації про наявність у паливі водного відстою під час заправлення. Зазвичай в баках установлюють 1–2 датчики. Принцип дії датчиків базується на різній електропровідності палива й води. Датчик вимірює й перетворює електропровідність на електричний сигнал про наявність вільної води в зоні його встановлення. Сигналізація спрацьовує при досягненні рівня вільної води в баці 6...8 мм і вище від опорної поверхні датчика.

Конструктивно ДВВ (рис. 9.17) складається з двох електродів та заземлювача, виготовлених з нержавіючої сталі. Вимірювальний електрод 4 виконано у вигляді тарілки із зубчастими краями. Заземлювач 3 являє собою пластину, зігнутий край якої є опорною поверхнею датчика й вузлом кріплення датчика до конструкції бака. До заземлювача кріпиться ізолювальна основа, на якій встановлено стояк 2 з вимірювальним електродом. Основа та стояк розділені запобіжним електродом 1. Датчик приєднано екранованим кабелем. Вимірювальний електрод з'єднано з центральною жилою кабелю, запобіжний — з екраном з допомогою наконечників, закріплених на клеммах датчика [49].

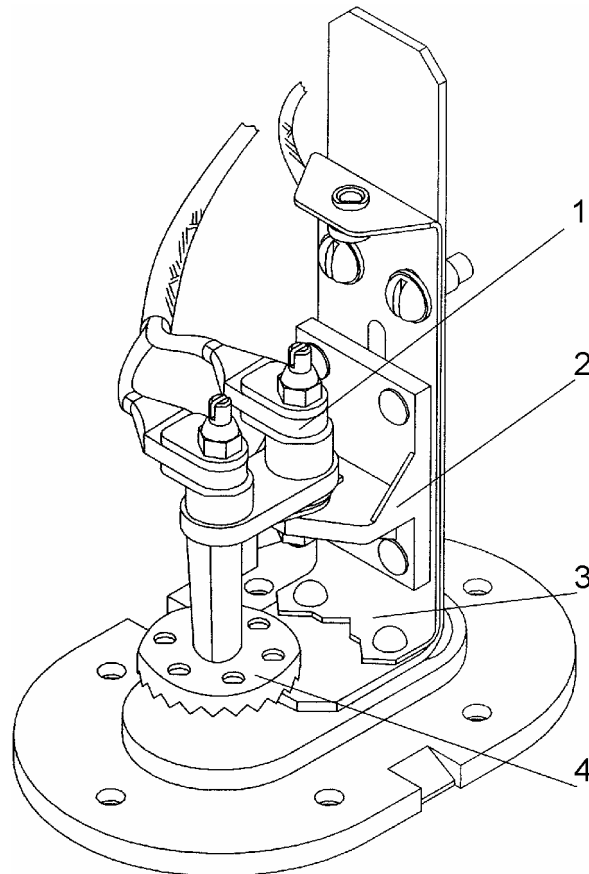


Рис. 9.17. Датчик вільної води: 1 — запобіжний електрод; 2 — стояк; 3 — заземлювач; 4 — вимірювальний електрод

### **9.2.8. Сигналізатори тиску**

Сигналізатори тиску встановлюються за кожним паливним насосом для індикації їх нормальної роботи. У деяких випадках сигналізатори тиску встановлюються в баках для захисту від їх переповнення під час заправлення. Сигналізатори тиску, на відміну від манометрів, не вимірюють тиск, а тільки замикають електричне коло при зменшенні або збільшенні надлишкового тиску до певної величини. Вони виконуються у двох варіантах: з нормально розімкненими контактами (які замикаються при збільшенні тиску) — МСТВ-А (рис. 9.18, а); з нормально замкненими контактами (які за-

микаються при зменшенні тиску) — МСТВ (малогабаритний сигналізатор теплостійкий вібростійкий) (рис. 9.18, б). Число, що входить до шифру сигналізатора, означає номінальну величину тиску спрацювання сигналізатора (кгс/см<sup>2</sup>) [78].

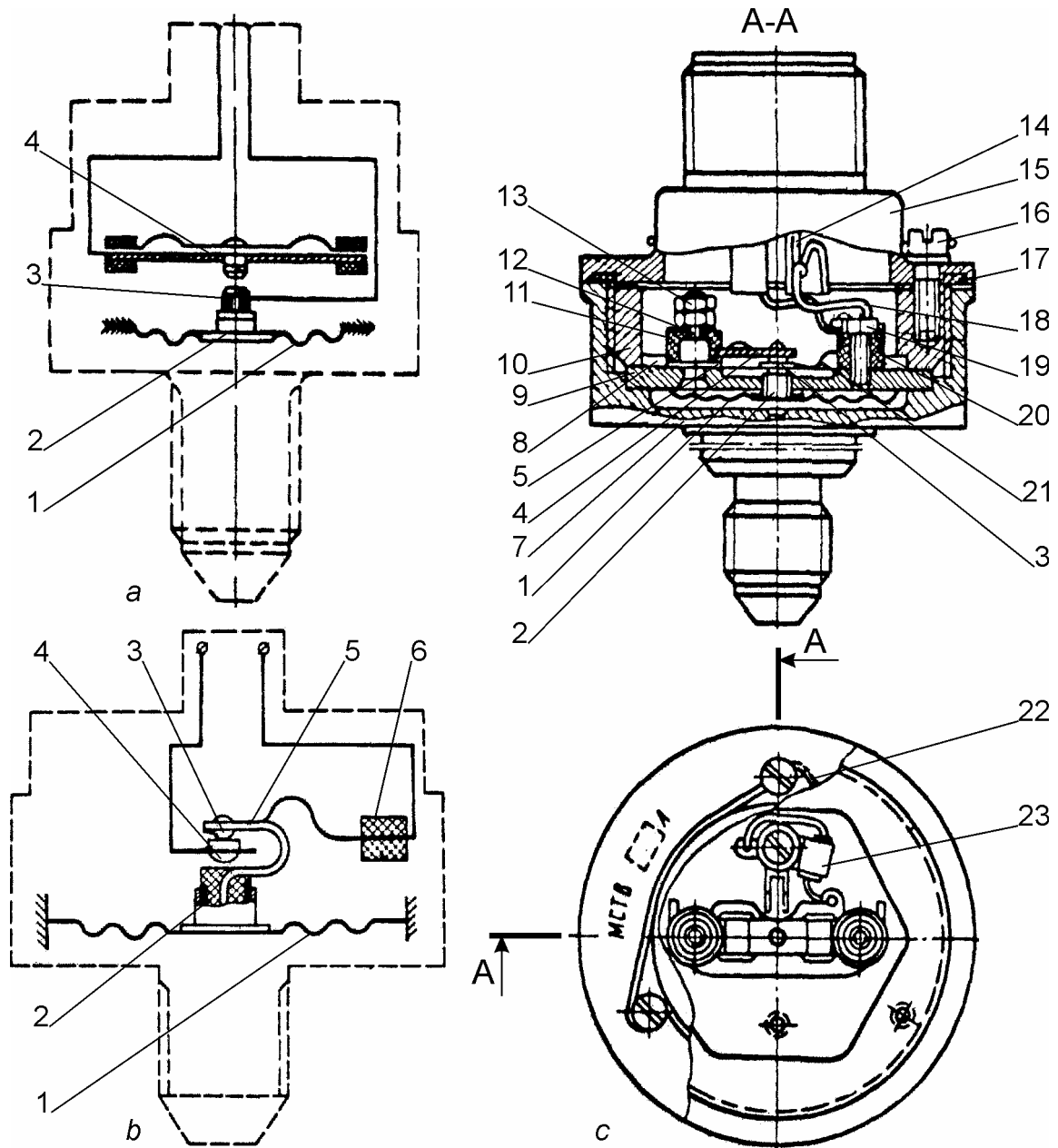


Рис. 9.18. Сигналізатори тиску: а — схема сигналізатора МСТВ-А; б — схема сигналізатора МСТВ; в — конструкція сигналізатора МСТВ-А; 1 — мембрана; 2, 6, 11, 20 — ізолятори; 3 — рухомий контакт; 4 — нерухомий контакт; 5 — пластина; 7 — корпус; 8 — шайба; 9 — упор; 10 — кришка; 12 — шпилька; 13 — гайка; 14 — вилка; 15 — кожух; 16, 19 — гвинти; 17 — прокладка; 18, 21 — провід; 22 — контрвальний дріт; 23 — косинець

Сигналізатор тиску МСТВ-А (рис. 9.18, в) складається з гофрованої пружної мембрани 1, до якої приварено втулку з ізолятором 2, і контактної системи, що складається з пластини 5, пружини з контактом 4 та ізолятором 11. Другий контакт 3 закріплено на ізоляторі 2.

Два проводи 18 прилютовуються одними кінцями до штирків вилки електричного роз'німу 14, іншими — до контактної системи: до клеми ізолятора 2 (варіант МСТВ-А) або до проводу 21, відокремленого від корпусу ізоляторами 20 (варіант МСТВ). Проводи мають проміжне кріплення з допомогою косинця 23, який разом з ізоляторами 20 кріпиться гвинтом 19. Регулювання сигналізатора здійснюється підбором шайб 8. Для захисту від потрапляння пилу й палива в контактну систему встановлено кожух 15 і прокладку 17. Кожух кріпиться до кришки 10 гвинтами 16, законтреними дротом 22.

Робота сигналізатора ґрунтується на здатності чутливого елемента — мембрани — прогинатися на певну величину залежно від тиску речовини, що потрапляє в прилад. Прогинаючись, мембрана із закріпленням на ній ізолятором переміщує контакт, установлений на ізоляторі. Рухомий і нерухомий контакти замикаються або розмикаються.

### **9.2.9. Витратоміри**

Витратоміри **призначено** для вимірювання поточної витрати палива та сумарної кількості палива, витраченого на поточний момент часу. Витратоміри **складаються з** датчиків витрати, виконаних зазвичай у вигляді турбіни та встановлених у лінії подання палива до кожного двигуна, і системи вимірювання частоти обертання або кута відхилення цієї турбіни. Частота обертання турбіни може вимірюватися двома способами: ротаційно-магнітним або за принципом магнітного опору.

При **ротаційно-магнітному способі** передбачається встановлення в турбіні або на одній з її лопатей невеликого постійного магніту. При обертанні такої турбіни магніт збуджує електричний струм у котушці, розташованій на зовнішній стінці витратоміра (виготовленій з немагнітного матеріалу). Замість цього можна використовувати магнітний перемикач, контакти якого замикаються на короткий час при кожному обороті турбіни з магнітом. При цьому в коло витратоміра надходить електричний імпульс від зовнішнього джерела енергії.

Для використання **принципу магнітного опору** по периферії корпусу витратоміра розміщують кілька постійних магнітів і котушок. Турбіна витратоміра, виготовлена з певного сорту сталі, проходячи під час свого обертання біля полюсів магніту, по черзі замикає магнітні кола. При зміні магнітного опору магнітопроводу у відповідній котушці наводиться електрорушійна сила (ЕРС). Для отримання більшої амплітуди електричного сигналу при невеликій потужності магнітів і невеликому опорі обертанню турбіни котушки з'єднуються послідовно так, що їх ЕРС складаються. Крім того, велика кількість котушок дає змогу отримати високу частоту струму при невеликій частоті турбіни, що знижує зношення її підшипників і спрощує електронну частину витратоміра.

Електронні пристрої витратомірів зазвичай працюють за принципом підсумовування кількості імпульсів (для обчислення кількості витраченого

палива) і вимірювання їх середньої частоти (для отримання витрати палива в одиницю часу).

За конструкцією витратоміри можна поділити на три типи: однороторні; двороторні із синхронним електромотором; безмоторні двороторні.

**Однороторні витратоміри** (рис. 9.19, 9.20) [53]. Під час роботи двигуна паливо, протікаючи через датчик з певною швидкістю, надає обертання турбіні, частота обертання якої є пропорційною годинній витраті, а повна кількість оборотів турбіни — кількості палива, що пройшло через датчик, в одиницях об'єму.

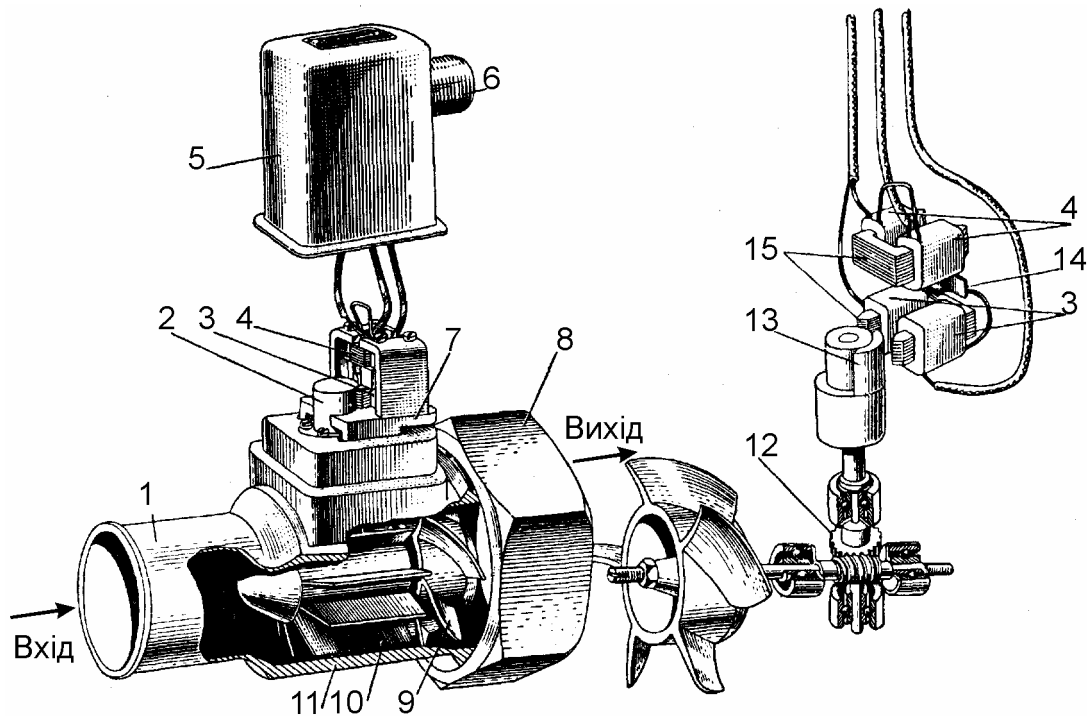


Рис. 9.19. Однороторний датчик сумарної витрати (PTSM-1,2-B1):

- 1 — вхідний патрубок; 2 — ковпачок; 3 — котушки змінної індуктивності;
- 4 — котушки постійної індуктивності; 5 — кожух; 6 — електричний рознім;
- 7 — плата; 8 — гайка; 9 — турбіна; 10 — напрямний апарат; 11 — корпус;
- 12 — шнекова передача; 13 — сталеве осердя; 14 — магнітний шунт;
- 15 — П-подібне сталеве осердя котушки

Турбіна 9 датчика сумарної витрати (див. рис. 9.19) через редуктор обертає сталеве осердя 13 індуктивно-імпульсного пристрою, яке являє собою міст змінного струму. Дві котушки індуктивності 3 і 4 у корпусі датчика є двома плечами мосту. Котушка 3 має змінну індуктивність, а котушка 4 — постійну. Два інших плеча мосту знаходяться в тиратронному переривачі та мають постійну індуктивність.

Під час обертання сталеве осердя, наближаючись до П-подібного осердя котушки індуктивності 3, змінює її магнітний потік, а отже, і її індуктивність, при цьому порушується рівновага мосту. Унаслідок різниці потенціалів виникає напруга, яка потім перетворюється, підсилюється й подається на електромагніт показчика.

Під час проходження через датчик певного об'єму палива індуктивно-імпульсний пристрій посилає певну кількість імпульсів струму на електромагніт показчика. Електромагніт, спрацювавши, повертає храпове колесо, яке через редуктор з'єднано з цифровим барабанним лічильником. Лічильник показує залишок палива як різницю між кількістю палива, що було залито, і кількістю палива, що пройшло через датчик витрати палива.

Турбіна 4 датчика миттєвої витрати (див. рис. 9.20) надає обертання постійному магніту 14, закріпленому на її осі. В обертовому магнітному полі магніту розміщено чашку 13 зі сплаву АМц, яку закріплено на осі ротора сельсина-датчика 10. Магніт і чашка являють собою індукційний механізм датчика.

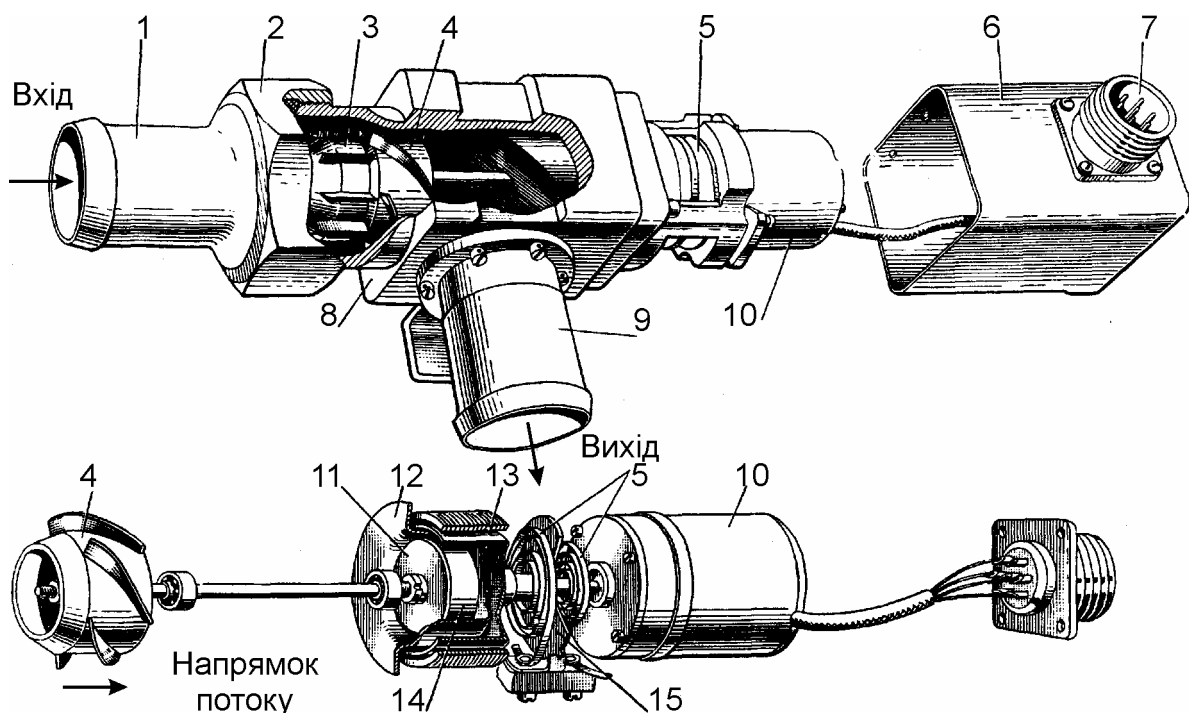


Рис. 9.20. Однороторний датчик миттєвої витрати (РТСМ-1,2-Б1):

- 1 — вхідний патрубок; 2 — гайка; 3 — напрямний апарат; 4 — турбіна; 5 — пружини; 6 — кожух; 7 — електричний рознім; 8 — корпус; 9 — вихідний патрубок; 10 — сельсин-датчик; 11 — термомагнітний шунт; 12 — ковпачок; 13 — чашка; 14 — постійний магніт; 15 — диск

Кожному значенню частоти обертання крильчатки або кожному значенню миттєвої (годинної) витрати палива відповідає певний кут повороту осі чашки. Дві спіральні пружини 5 утворюють протидійний момент на осі чашки. Чашка, відхиляючись, повертає ротор сельсина-датчика; синхронно з ним обертається ротор сельсина-приймача, на осі якого закріплено стрілку, що вказує годинну витрату палива на шкалі індикатора в кабіні.

**Двороторний витратомір із синхронним електромотором** зображено на рис. 9.21 [56].



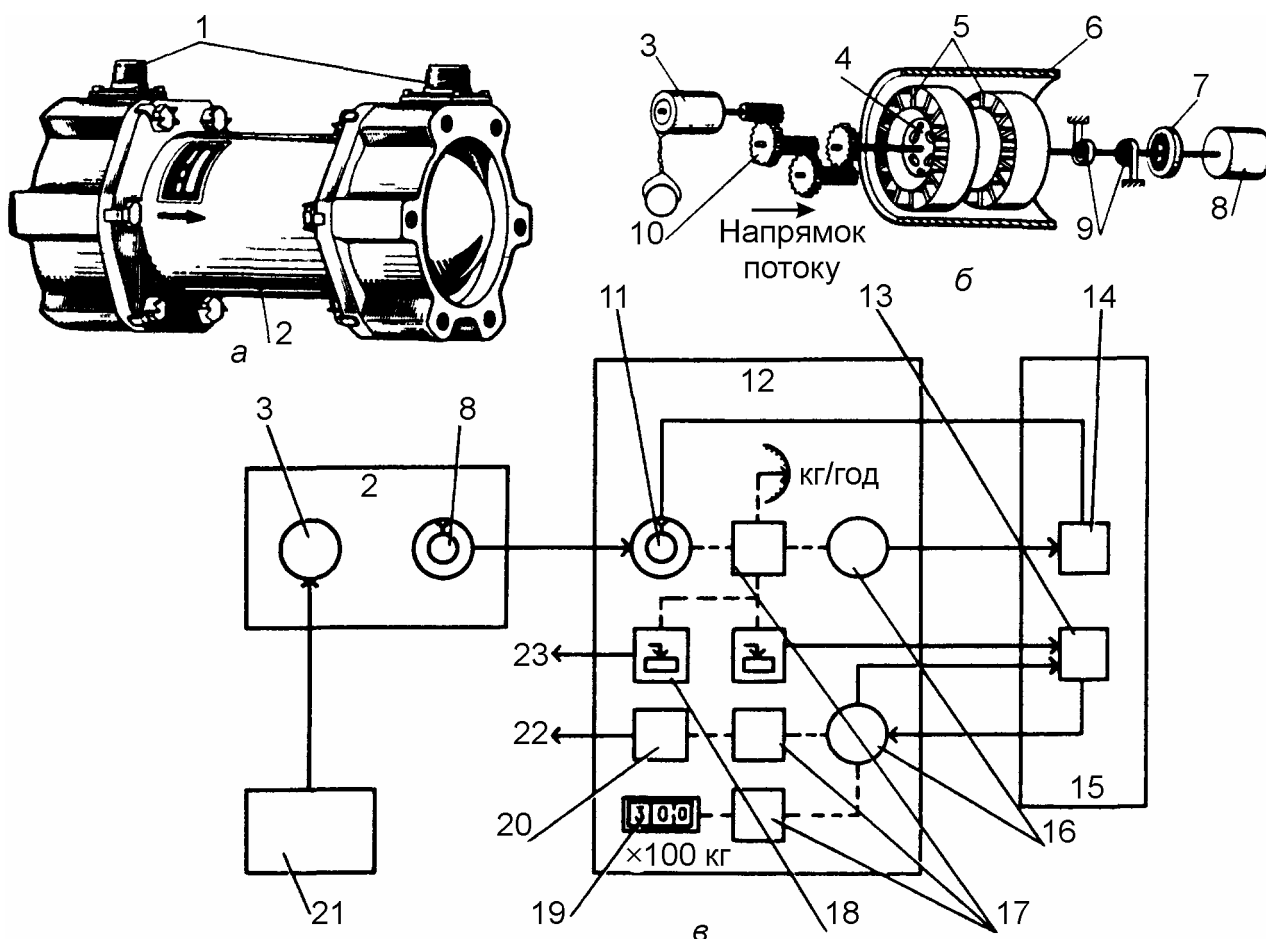


Рис. 9.21. Двороторний витратомір із синхронним електромотором (ДРТ8):

1 — електричні розніми; 2 — датчик; 3 — синхронний електромотор; 4, 7 — магнітні муфти; 5 — турбіни; 6 — корпус; 8 — сельсин-датчик; 9 — пружини; 10, 17 — редуктори; 11 — сельсин-приймач; 12 — показчик; 13 — підсилювач постійного струму; 14 — підсилювач змінного струму; 15 — блок підсилювачів; 16 — мотор-генератори; 18 — потенціометр; 19 — показчик витраченого палива; 20 — механізм індукційний; 21 — перетворювач точної частоти; 22 — вихід на показчик сумарного запасу палива; 23 — вихід у систему реєстрації параметрів польоту

У корпусі датчика співвісно розміщено дві однакові турбіни 5 (рис. 9.21, б). Перша за течією палива турбіна через редуктор 10 і магнітну муфту 4 зв'язана з електромотором 3, розміщеним під герметичним обтічником. Друга турбіна зв'язана через магнітну муфту 7 з ротором сельсина-датчика 8. Цю турбіну утримують дві пружини 9, одна з яких працює на розкручування, інша — на закручування. Датчик має два електричних розніми 1: через один, розміщений біля входу, підводиться живлення до електромотора 3 від перетворювача точної частоти 21; через інший сельсин-датчик 8 зв'язаний із джерелом живлення та показчиком.

Перша турбіна приводиться в обертання зі строго постійною кутовою швидкістю. Закручений першою турбіною потік палива має крутильний момент, який при постійній кутовій швидкості залежить тільки від масової витрати палива.

При незмінній витраті палива під впливом крутильного моменту лопаті другої турбіни, переборюючи моменти зусиль від пружин, утримують ротор сельсина-датчика відхиленням на деякий кут від його початкового положення, якому відповідає певний кут відхилення стрілки покажчика від нульового положення.

При змінній масовій витраті палива відповідно змінюється крутильний момент рідини, що спричиняє змінення кута відхилення сельсина-датчика від початкового положення. З допомогою розміщеної в покажчику слідкувальної системи (див. рис. 9.21, в), що складається з сельсина-приймача 11, підсилювача 14 та електродвигуна 16 з редуктором 17, змінюється й кут відхилення стрілки миттєвої витрати палива від її попереднього положення.

Одночасно в систему подається напруга, пропорційна миттєвій масовій витраті палива, яка далі використовується для обчислення кількості витраченого палива. Це обчислення побудоване на принципі електричного інтегрування електричної величини (напруги) і здійснюється з допомогою інтегрувального приводу, який складається з потенціометра 18 підсилювача 13 і двигуна-генератора 16, що обертає через редуктор 17 барабанний цифровий лічильник покажчика витраченого палива 19. Покажчик показує сумарну кількість палива, витраченого двигуном, у кілограмах.

Система також виконує обчислення сумарного запасу палива, наявного в цей момент на борту ЛА. Вимірювання сумарного запасу палива здійснюється шляхом підсумовування імпульсів, що виробляються покажчиками кожного двигуна пропорційно кількості витраченого палива, і видачі суми цих імпульсів на релейний кроковий двигун, який переміщує барабанний цифровий лічильник від максимального значення залитого палива до нуля. Крім того, система видає інформацію про запас палива також у бортову систему автоматичної реєстрації параметрів польоту.

Похибка вимірювання двороторним витратоміром з електромотором становить приблизно  $\pm 2\%$ . Для підвищення точності таких витратомірів вони можуть обладнуватися вмонтованими густиномірами.

**Безмоторний двороторний витратомір** (рис. 9.22) [34] містить дві пружно зв'язані турбіни 1, 5 з різними кутами встановлення лопатей. Унаслідок цього під час їх синхронного обертання під впливом потоку відбувається деформування пружини 3, що їх зв'язує. При цьому потік, що проходить через першу турбіну, закручується з кутовою швидкістю  $\omega$ , і в ньому утворюється певний інерційний момент. Під впливом цього моменту друга турбіна набуває кутового зміщення відносно першої. Взаємне кутове зміщення двох турбін вимірюється двома індуктивними датчиками 6, 7, у яких формуються імпульси під час проходження постійних магнітів 2, 4, установлених на лопатях турбін. Ці імпульси зміщено в часі на величину  $\Delta t$ . Таким чином, електричні сигнали 8, 9 дають інформацію як про кутову швидкість  $\omega$ , так і про кутове зміщення  $\Delta t$ . Практично миттєва витрата палива лінійно залежить від кутового зміщення турбін  $\Delta t$  10.

Похибка вимірювання масової витрати безмоторним витратоміром становить приблизно  $\pm 1\%$ .

**Перевагами** безмоторної двороторної схеми є малі розміри й маса, простота конструкції, природне врахування зміни температури, густини та в'язкості палива, оскільки момент, прикладений до ротора, є прямо пропорційним в'язкості. **Недоліком** цієї схеми є підвищений гідравлічний опір.

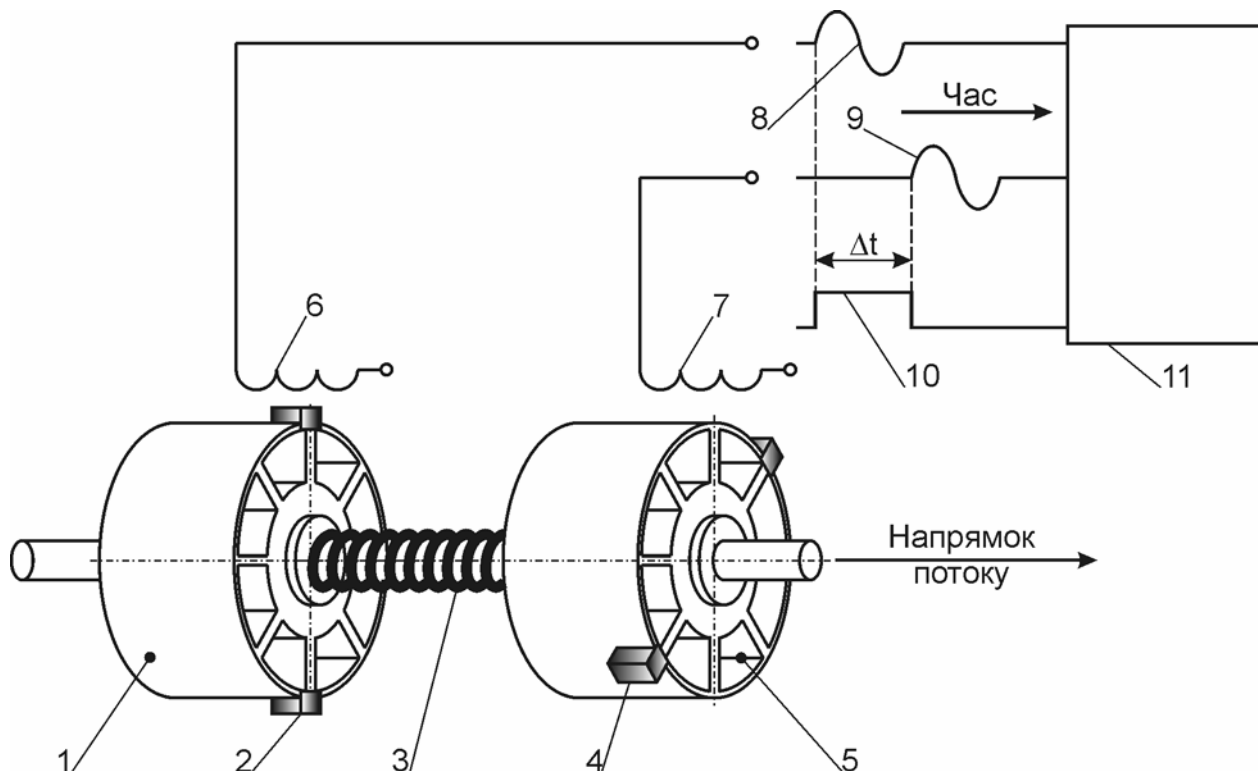


Рис. 9.22. Схема роботи безмоторного двороторного витратоміра:  
 1, 5 — турбіни; 2, 4 — магніти; 3 — пружина; 6, 7 — індуктивні датчики;  
 8, 9 — сигнали індуктивних датчиків; 10 — сигнал розузгодження;  
 11 — індикатор витрати

**Методи підвищення точності витратомірів.** Витратоміри мають вимірювати витрату в достатньо широких межах. При цьому верхня межа вимірюваної витрати визначається допустимим перепадом тиску палива на витратомірі й кавітацією, а нижня — мінімальним крутильним моментом, необхідним для подолання тертя в підшипниках, інерції турбіни, магнітного й гідравлічного опору.

Момент опору обертанню турбіни виникає від електромагнітного навантаження та від тертя в підшипниках.

Для зменшення опору обертанню в підшипниках і забезпечення його постійності при змінній швидкості потоку застосовують гідравлічно збалансовані ротори витратомірів. У таких витратомірах на передньому напрямному апараті встановлюють конус, що розширюється вниз по потоку, а на роторі виконують конус, що звужується по потоку. Під час протікання палива через такий витратомір спочатку на розширному конусі напрямного апарата швидкість потоку збільшується, а статичний тиск падає, а по-

тім на конусі ротора, що звужується, швидкість потоку зменшується, а статичний тиск зростає. Таким чином, на конічній частині ротора виникає осьова гідродинамічна сила, напрямлена проти потоку, яка зрівноважує тиск палива на лопатки турбіни, унаслідок чого осьові сили, що діють на такий ротор, зрівноважуються, і тертя в підшипниках стає незначним і практично постійним.

При цьому зменшується експлуатаційна границя за найменшою вимірюваною витратою, знижуються втрати тиску палива під час проходження через витратомір, зменшується зношення підшипників, і забезпечуються більш стабільні характеристики витратоміра в міру вироблення його ресурсу.

Під час змінення режимів роботи двигуна, тобто змінення витрати палива, виникають динамічні похибки. У роботі [23] показано, що зменшити динамічні похибки можна таким чином:

- зменшенням амплітуди й частоти пульсацій витрати;
- зменшенням моменту інерції турбіни;
- збільшенням швидкості потоку й кількості лопатей турбіни.

Щоб утворювався більш рівномірний потік, перед витратоміром не рекомендується встановлювати агрегати, що спричиняють вихрові збурення. Із тією ж метою перед витратоміром встановлюють напрямний апарат, що складається з напрямних лопатей, або напрямну решітку.

Необхідно зазначити, що у випадку великих діапазонів змінення в'язкості діаметр витратоміра має бути малим, щоб витратомір працював при великих числах Рейнольдса ( $10^4 \dots 10^5$ ), коли впливом в'язкості можна знехтувати. Однак при цьому відбувається значне збільшення гідравлічного опору витратоміра.

Для уникнення кавітації необхідно, щоб мінімальний статичний тиск, що виникає в зоні максимальної швидкості потоку в проточній частині витратоміра, завжди був вище тиску насиченої пари палива. В іншому випадку відбувається розрив суцільності рідини, а виміряна витрата значно перевищує дійсну.

Насамкінець необхідно зазначити, що згідно з Авіаційними правилами (АП 23/25/27/29.1337с), якщо встановлюється система вимірювання витрати палива, то кожен її елемент повинен мати засоби для перепуску палива у випадку, коли несправність цього елемента значно зменшує витрату палива.

### **9.2.10. Електрична проводка**

З досвіду експлуатації відомо, що електропроводка є критичною ланкою систем вимірювання параметрів палива і в багатьох випадках визначає їх надійність і безпеку. Електропроводка встановлюється на ЛА під час його складання, коли є підходи до місць її встановлення. Заміна електропроводки під час експлуатації є значно більш трудомістким процесом (як

за часом, так і у вартісному еквіваленті), ніж навіть заміна електронних блоків, показчиків або датчиків. Необхідно також урахувати, що електропроводка має працювати протягом десятків років у вкрай несприятливих умовах впливу палива. Усе це потребує ретельного підбору придатних матеріалів, площ перерізів, місць проходження проводки й розміщення рознімів, а також забезпечення можливості подальшого ремонту [31].

**Внутрішньобакова проводка** призначена для з'єднання датчиків та сигналізаторів, розташованих усередині паливних баків, з електричними рознімами, розміщеними на стінках баків. Тип внутрішньобакової проводки, першою чергою, визначається типом датчиків: ємнісних змінного або постійного струму або ультразвукових.

Для **ємнісних датчиків змінного струму** проводка має бути екранованою, причому безперервність екрана є дуже важливою умовою для нормальної роботи, оскільки дає змогу уникнути ємнісних зв'язків між проводом збудження й сигнальним проводом. Оскільки сертифікаційні вимоги щодо впливу електромагнітних полів високої інтенсивності (HIRF) постійно підвищуються, то постійно вдосконалюється й екранована проводка. Крім того, композиційні матеріали, якщо з них виготовлено паливні баки, не забезпечують захисту проводки від HIRF або блискавок, що потребує більш надійного екранування проводки. Захист паливних баків із композиційних матеріалів від впливу блискавок потребує спеціальних конструкторських рішень, наприклад зменшення довжини проводів, що проходять уздовж лонжеронів, для мінімізації струму, спричиненого блискавкою.

В **електроємнісних системах постійного струму** діоди кожного датчика здатні випрямляти високочастотне падіння випромінювання, спричиняючи зміщення вихідного сигналу, що призводить до похибок вимірювання. У металевих баках цього можна уникнути шляхом встановлення електричних фільтрів у рознімах. У баках з композиційних матеріалів не тільки всі проводи мають бути екранованими, але навіть датчики-паливоміри може потребуватися заключити в додаткову зовнішню металеву трубу-екран.

Проводка для **ультразвукових датчиків**, хоча й може екрануватися, все таки є більш стійкою до впливу високочастотного падіння випромінювання, оскільки сигнали таких датчиків є імпульсними та легше виділяються на фоні шумів.

Під час проектування внутрішньобакової проводки необхідно звертати увагу на її **живучість**. Якщо, наприклад, на легкому літаку відбувається втрата сигналу від усіх датчиків одного бака над суходолом, це зазвичай не призводить до катастрофи. Водночас для міжконтинентального лайнера така ситуація є неприпустимою. У цьому випадку застосовують двоканальні системи, розносять проводку одного каналу по передньому, а іншого — по задньому лонжеронам, якщо можливо, не розміщують проводку в зонах можливого нелокалізованого руйнування роторів двигунів. Ще раз зазначимо, що умови експлуатації внутрішньобакової електропроводки є надзвичайно жорсткими, оскільки вона піддається сумісному впливу па-

лива, сірки, води та плісені. Для підвищення живучості внутрішньобакової електропроводки слід дотримуватися таких рекомендацій:

- усі датчики та розніми мають бути електрохімічно сумісними з матеріалом проводки;
- проводка повинна мати фторопластову ізоляцію;
- необхідно використовувати нікельовані мідні проводи;
- усі кінці проводів мають бути скручені і з'єднані з металевими наконечниками;
- якщо можливо, проводка має проходити по верхній частині бака з відгалуженнями вниз, якщо необхідно;
- для запобігання тертю проводки її бажано розміщувати в спеціальних трубах або обплетенні;
- усі розніми повинні мати різні розміри для унеможливлення неправильного приєднання;
- відгалуження проводки, що прямують до датчиків, повинні мати вертикальні петлі для стікання води (що підходять до датчиків знизу вгору);
- петлі у відгалуженнях проводки мають забезпечувати виконання ремонту без заміни проводки;
- у випадку металевих баків для захисту від високочастотного випромінювання та блискавок проводку слід розміщувати всередині них, а розніми встановлювати в кореневих частинах крила;
- електричні розніми на стінках баків повинні бути паливостійкими й мати надійне контрування;
- розніми бажано розміщувати на знімних лючках так, щоб при знятті цих лючків забезпечувався доступ до внутрішньобакових рознімів;
- проводи, що підходять до рознімів на стінках бака, мають бути такими, щоб можна було замінити розніми без заміни проводів.

**Зовнішньобакова проводка** призначена для з'єднання рознімів на стінках баків з електричними або електронними блоками оброблення сигналів. Оскільки така проводка може розміщуватися під неметалевими обтічниками, вона не захищена від впливу високочастотного випромінювання. У деяких випадках може потребуватися подвійне екранування для її захисту від електромагнітних полів або блискавок. Для підвищення надійності проводки бажано мати мінімальну кількість електричних рознімів (особливо для електроємнісних систем змінного струму).

Відповідно до сучасних вимог проводи, що прямують до внутрішньобакових пристроїв, розміщують окремо від інших проводів і чітко маркують. Окреме розміщення виключає можливість займання всередині бака через коротке замикання проводів із пошкодженою ізоляцією від різних систем або потужний індукційний струм від силової проводки. Чітке кольорове маркування допомагає надійно ідентифікувати паливовимірвальну проводку під час подальшого встановлення або ремонту інших систем ЛА й уникнути помилкового приєднання.

### 9.2.11. Засоби індикації паливної системи

На сучасних ЛА спостереження за роботою систем здійснюється з допомогою кадрів на комплексних індикаторах систем та сигналізації (KICC, EICAS — engine indication and crew alerting system; SD — system display). Найбільш важливі події супроводжуються звуковими сигналами та мовною інформацією.

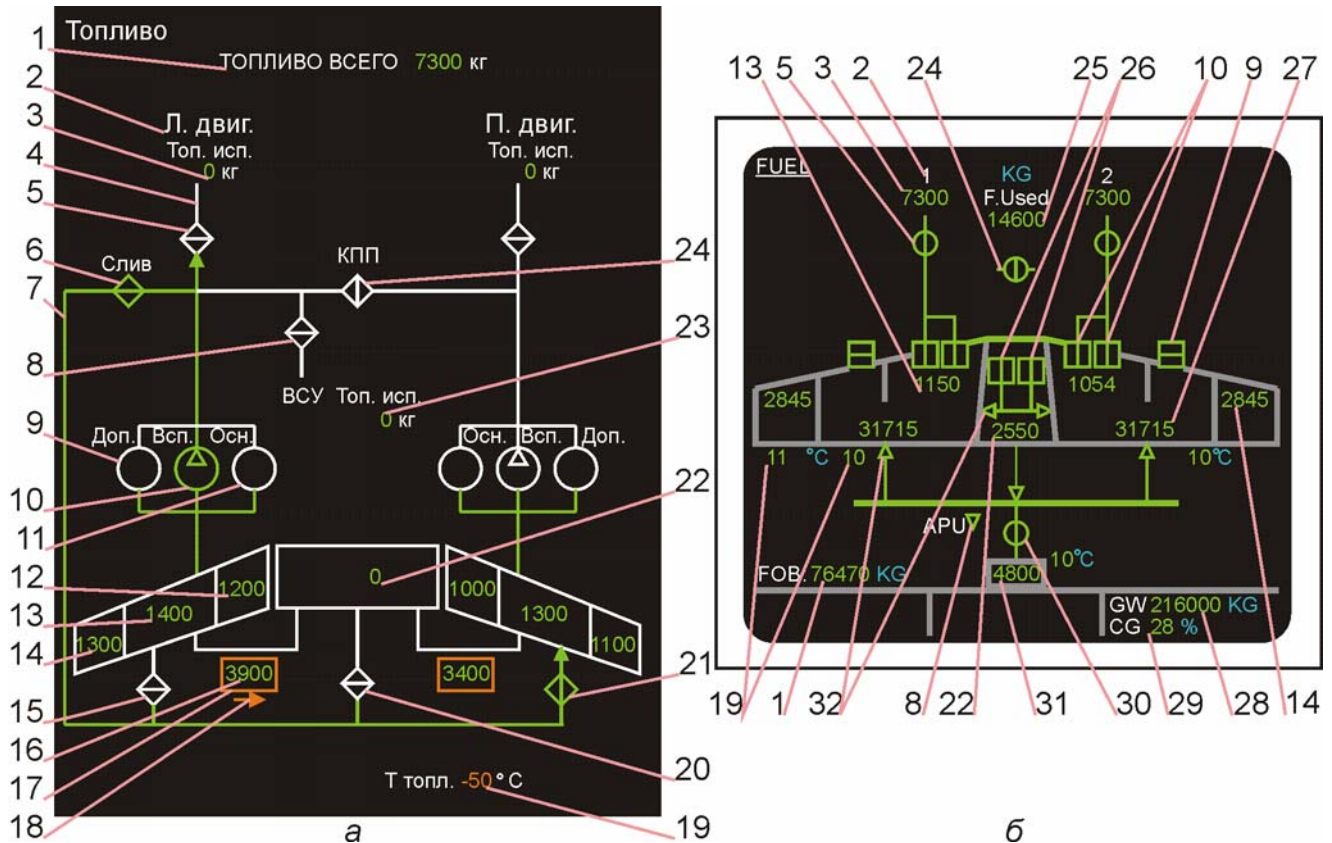


Рис. 9.23. Кадр «Паливо»: а — RRJ; б — А-330;

- 1 — сумарний запас палива; 2 — позначення двигунів; 3 — кількість палива, витраченого відповідним двигуном; 4 — неактивна лінія; 5 — протипожежні крани основних двигунів; 6 — кран зливання; 7 — лінія зливання; 8 — протипожежні крани ДСУ; 9, 11 — непрацюючі ПНЛ; 10 — працюючі ПНЛ; 12 — запас палива в кореновому відсіку; 13 — запас палива у витратному відсіку; 14 — запас палива в кінцевому відсіку; 15, 20, 21 — крани заправлення; 16 — запас палива в лівому баці; 17 — оранжева рамка під час дисбалансу; 18 — оранжева стрілка, що вказує напрям перекачування для вирівнювання дисбалансу; 19 — температура палива в баках; 22 — запас палива в центропланному баці; 23 — паливо, витрачене ДСУ; 24 — крани перехресного живлення; 25 — сумарна кількість витраченого палива; 26 — працюючі насоси перекачування; 27 — запас палива у витратному баці; 28 — поточна польотна маса; 29 — поточне центрування; 30 — ізолювальний кран бака в стабілізаторі; 31 — запас палива в стабілізаторі; 32 — індикація перекачування палива у витратні баки

**Кадр «Паливо»** викликається на екран KICC натисненням кнопки «Паливо» на пульті керування KICC. Кадр «Паливо» містить спрощену схему паливної системи та всю інформацію про кількість, витрату й темпе-

ратуру палива, а також про роботу паливних насосів і стан керувальних кранів (рис. 9.23) [328, 119].

**Кількість палива** в кожному баці відображається в цифровому вигляді всередині контурів паливних баків. У певному місці кадру відображається сумарна кількість палива за показаннями паливоміра ( $\Sigma$ СУИТ, Fuel On-Board, Fuel Total), а в разі його відмови — за показаннями витратоміра ( $\Sigma$ СИРТ, Calc Fuel). У нормальній ситуації кількість палива відображається зеленим кольором. При зниженні точності системи вимірювання палива (наприклад, у разі відмови одного каналу) дві останні цифри можуть відображатися перекресленими оранжевими лініями. При зменшенні кількості палива в черговому баці до залишку, що не виробляється, цифри можуть відображатися в оранжевій рамці. При зниженні рівня палива у витратному баці до заданого мінімального рівня або при переповненні бака колір цифр може змінитися на оранжевий або з'являється оранжеве підкреслення. У випадку появи дисбалансу між симетричними баками показання цих баків можуть перемкнутися в режим блимання або під баком із більшою кількістю палива може з'явитися оранжева стрілка, напрямлена в бік бака з меншою кількістю палива.

Кількість палива, витраченого кожним двигуном, зазвичай відображається у верхній частині кадру під позначенням двигуна. Може також відображатися сумарна кількість палива, витраченого всіма двигунами.








**Температура палива** в баках зазвичай відображається під контуром бака зеленим кольором. У випадку, якщо температура палива нижче заданої мінімальної або вище заданої максимальної, то колір цифр змінюється на оранжевий.

Якщо використовується БПП, то додатково відображаються поточна польотна маса й положення ЦМ. Під час роботи підсистеми аварійного зливання з'являється інформація про заданий залишок палива й розрахунковий час аварійного зливання.

**Паливні насоси** у вітчизняній практиці відображаються у вигляді кола, а в зарубіжній — у вигляді прямокутника (табл. 9.2).

Таблиця 9.2

Індикація стану насосів

Вітчизняне позначення			Зарубіжне позначення		
Індикація	Колір	Значення	Індикація	Колір	Значення
	Білий	Насос вимкнено		Основний — оранжевий; резервний — зелений	Насос вимкнено
	Зелений	Насос увімкнено		Зелений	Нормальна робота
	Оранжевий	Відмова насосу		Оранжевий	Ненормальна робота
	Оранжевий	Немає даних про насос		Оранжевий	Низький тиск за насосом



**Керувальні крани** у вітчизняній практиці відображаються у вигляді ромба, а в зарубіжній — у вигляді кола (табл. 9.3).

Таблиця 9.3

Індикація стану кранів

Вітчизняне позначення			Зарубіжне позначення		
Індикація	Колір	Значення	Індикація	Колір	Значення
	Зелений	Відкритий		Зелений	Відкритий
	Оранжевий	Відмова крана		Оранжевий	Заклинений у відкритому положенні
	Білий	Закритий		ПК — оранжевий КПЖ — зелений	Закритий
	Оранжевий	Немає даних про стан крана		Оранжевий	Заклинений у закритому положенні
	Білий	У проміжному положенні		Оранжевий	У проміжному положенні

**Заправлення, зливання, подання та перекачування палива** відображають у вигляді з'єднувальних ліній і стрілок різного кольору (табл. 9.4).

Таблиця 9.4

Індикація стану паливних ліній

Вітчизняне позначення			Зарубіжне позначення		
Індикація	Колір	Значення	Індикація	Колір	Значення
	Зелений	Є перекачування		Зелений	Нормальне перекачування (авто)
				Зелений	Нормальне перекачування (вручну)
	Оранжевий	Немає даних про перекачування		Оранжевий	Ненормальне перекачування
				Оранжевий	Кран перекачування в проміжному положенні
	Білий	Немає перекачування	Немає індикації		Немає перекачування

## 9.3. Підсистема керування паливом

### 9.3.1. Призначення, вимоги та класифікація

Підсистему керування паливом **призначено** для керування:

- заправленням і зливанням палива на землі та в польоті;
- поданням палива до двигунів і перехресним живленням;
- перекачуванням палива й положенням ЦМ ЛА;
- аварійним зливанням палива;
- видаванням палива заправляваному ЛА;
- наддуванням паливних баків і підсистемою нейтрального газу.

Підсистеми керування паливом можна поділити на системи з ручним та автоматичним керуванням. У системах з **ручним** керуванням екіпаж безпосередньо керує увімкненням-вимкненням паливних насосів і відкриттям-закриттям керувальних кранів. Такі системи застосовувалися на ЛА минулих поколінь, доки системи автоматичного керування не досягли достатньо високого рівня функціональності й надійності. Основним недоліком таких систем було високе навантаження на екіпаж, що зазвичай потребувало введення ще одного члена екіпажу — бортінженера — для керування системами ЛА.

У системах з **автоматичним** керуванням більшість команд формується автоматикою. У теперішній час екіпаж втручається в керування паливною системою тільки в нештатних ситуаціях (наприклад, у разі відмов, увімкнення аварійного зливання, вимкнення подання палива при пожежі двигуна тощо).

Системи автоматичного керування паливною системою можна, своєю чергою, поділити на системи з **жорстким і реконфігуровним порядком вироблення/перекачування**. У першому випадку порядок вироблення строго заданий розробником і не може бути змінений у польоті. Такі системи характеризуються простотою керування, однак не можуть справлятися із частковими відмовами. Реконфігуровні системи здатні автоматично змінювати порядок вироблення/перекачування в разі часткових відмов або бойових пошкоджень, однак вони є значно складнішими й дорожчими.

Залежно від елементної бази системи керування можна поділити на гідромеханічні, електричні й електронні системи керування. У **гідромеханічних системах** (див. рис. 6.5–6.8) керування здійснюється командним паливом, а для приведення в дію насосів може використовуватися активне паливо, що відбирається за ПН, ПНЛ, ПНД або НАП. Такі системи характеризуються високою надійністю, є повністю незалежними від роботоздатності електричної системи ЛА, мають найбільшу пожежо- та вибухобезпеку, оскільки виключається розміщення потужних електричних споживачів (електронасосів та електростанцій) у паливних баках. Недоліками таких систем є жорсткий порядок вироблення/перекачування й велика маса ліній командного/активного палива. Гідромеханічні системи широко застосовуються у військовій авіації (особливо палубній), у системах керування дозаправленням у польоті та для захисту баків від переповнення під час заправлення на землі.

В **електричних системах** команди на вимкнення паливних насосів та на відкриття/закриття кранів перекачування видаються електричними сигналізаторами рівня. Такі системи мають значно меншу масу керувальних ліній, дають змогу реалізувати більш складні закони керування. Їх недоліками є потенційна небезпека ініціювання вибуху й пожежі та залежність від електроживлення. Електричні системи керування повсюдно застосовувалися на ЛА попередніх поколінь.

**Електронні системи** керування характеризуються наявністю електронних керувальних пристроїв, здатних урахувати велику кількість параметрів й реалізувати складні закони керування. Ці системи в автоматичному режимі дають змогу виконувати реконфігурування, зменшують навантаження на конструкцію й балансувальний опір літака шляхом оптимізації розміщення палива на ньому. Для спрощення діагностики й локалізації відмов їх оснащують системами вбудованого контролю. Їх недоліками можна вважати високу вартість розроблення й сертифікації. Електронні системи керування застосовуються практично на всіх сучасних ЛА.

До органів керування паливною системою ставляться такі **вимоги**:

1. Органи керування кранами/клапанами силової установки, розміщені в кабіні екіпажу, повинні мати засоби, що дають змогу льотному екіпажу вибрати кожне необхідне положення або функцію крана/клапана й показують льотному екіпажу вибране положення або функцію крана/клапана, а також ситуацію, коли кран/клапан не зайняв вибраного положення або не виконав вибраної функції (АП 23/25/27/29.1141f).

2. Органи керування системою аварійного зливання палива повинні мати захисний пристрій, що перешкоджає ненавмисному ввімкненню системи. Орган керування системою аварійного зливання не має розміщатися поблизу будь-якого органа ввімкнення вогнегасників або іншого органа керування засобами гасіння пожежі (АП 25.1161).

### **9.3.2. Органи керування паливною системою**

Органи керування паливною системою розміщуються на панелі «Паливо», зазвичай розташованій у верхній центральній частині приладової дошки, що є доступною із робочих місць обох пілотів. Якщо до складу екіпажу входить бортінженер, то ці органи керування дублюються й на його робочому місці. Керування протипожежними кранами здійснюється з окремої панелі «Протипожежні крани», розміщеної безпосередньо під панеллю ВКД або у верхній центральній частині приладової дошки.

На деяких літаках минулих поколінь (наприклад, КС-130) органи керування було організовано **за функціональною ознакою** (подання до двигуна, перекачування, аварійне зливання тощо). Це давало змогу зменшити кількість операцій, які мав виконувати екіпаж для вирішення кожного завдання. У цьому випадку один перемикач міг керувати декількома кранами або насосами. При цьому було можливим керувати тим самим краном або насосом від різних перемикачів однієї панелі. Це призводило до втрати взаємно однозначної відповідності між положенням органів керування в кабіні екіпажу і

кранами або насосами в системі, що утруднювало психологічне сприйняття стану системи й потребувало тривалого тренування екіпажу.

На сучасних ЛА органи керування організовано **за конструктивною ознакою**, тобто завжди є взаємно однозначна відповідність між органом керування в кабіні екіпажу і краном або насосом. Цим досягається простота сприйняття екіпажем інформації про стан системи. З цією ж метою панель керування зазвичай виконується у вигляді мнемосхеми, що ілюструє паливну систему, так що насоси й керувальні крани розташовуються на схемі приблизно в тих самих місцях, що й у реальній системі.

Органами керування насосами є тумблери або кнопки-табло, органами керування кранами — поворотні перемикачі (що імітують форму крана), тумблери або кнопки-табло. Поворотні перемикачі широко застосовувалися на зарубіжних ЛА минулих поколінь з огляду на їх наочність (рукоятка перемикача, розміщена вздовж паливної лінії, означала відкритий кран, а поперек — закритий). При використанні тумблерів була потрібна сигнальна лампа, що вказувала поточне положення крана або невідповідність положення крана положенню перемикача.

На сучасних ЛА практично повсюдно використовуються кнопки-табло, що є найбільш наочними. Кнопки-табло насосів і кранів є вимикачами, нижня їх частина світиться постійно при ввімкненому електроживленні. Для ввімкнення насоса або відкриття крана необхідно натиснути кнопку-табло, яка має залишатися в заглибленому положенні. При цьому має засвітитися верхня частина кнопки-табло, інформуючи екіпаж про роботу насоса або відкриття крана. Для вимкнення насоса або закриття крана необхідно повторно натиснути кнопку-табло, при цьому вона має вийти із заглибленого положення, а її верхня частина має погаснути.

Як приклад розглянемо панелі керування паливом двох пасажирських літаків Ан-148 і В-787. Панелі «Паливо» (рис. 9.24, а, в) містять кнопки-табло для кожного електровідцентрового насоса 2, 3 (як підкачувального, так і перекачувального), а також кнопки-табло для кожного крана перехресного живлення 1. Крім того, тут же може розміщатися цифровий індикатор 4 сумарного запасу палива на кожен двигун. Лінії мнемосхеми, що ілюструють рух палива, сприяють швидкому сприйняттю поточного стану системи екіпажем.

Панель «Пожежні крани» (рис. 9.24, б) містить тумблери 5 керування протипожежними кранами для кожного двигуна, прикриті захисними ковпачками 6 від випадкового переміщення, а також сигнальні лампи 7 положення кранів.

Панель «Аварійне зливання» (рис. 9.24, г) містить кнопку-табло ввімкнення системи аварійного зливання 9, ручку настроювання залишку палива 8 і кнопки-табло відкриття головних кранів аварійного зливання 10. Для виконання аварійного зливання екіпаж має ввімкнути систему кнопкою 9. При цьому в кадрі «Паливо» на екрані KICC (SD) з'явиться рядок «Зливання до залишку:» («Fuel to remain:»). За замовчуванням задається маса палива, що відповідає максимальній посадковій масі літака. Потім пілоти можуть змінити це значення, витягнувши й повертаючи ручку 8 у відповідний бік (зменшення або збільшення). Коли необхідне значення встановлено, екіпаж відкриває

головні крани аварійного зливання кнопками 10. Аварійне зливання автоматично припиняється при досягненні заданої маси палива [49, 166].

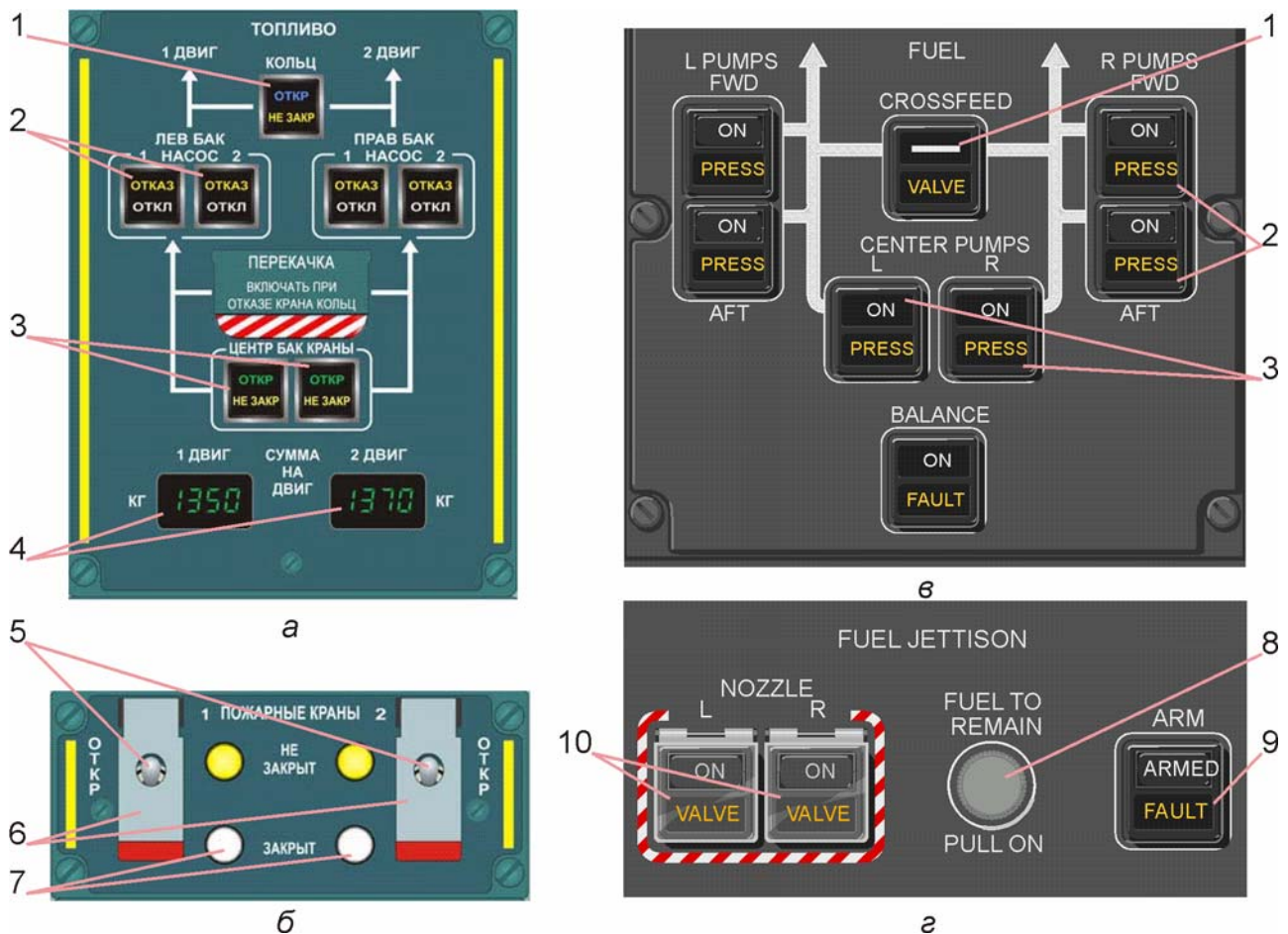


Рис. 9.24. Панелі керування: а — «Паливо» Ан-148; б — «Пожежні крани» Ан-148; в — «Паливо» В-787; г — «Аварійне зливання» В-787;

- 1 — кнопки-табло кранів перехресного живлення; 2 — кнопки-табло ПНЛ консольних баків; 3 — кнопки-табло насосів центропланних баків; 4 — індикатори запасу палива; 5 — тумблери протипожежних кранів; 6 — захисні ковпачки; 7 — сигнальні лампи положення кранів; 8 — ручка настроювання залишку палива; 9 — кнопка-табло ввімкнення системи аварійного зливання; 10 — кнопки-табло відкриття головних кранів аварійного зливання

### Контрольні запитання

1. Для чого призначено підсистему вимірювання та індикації параметрів палива?
2. Які індикатори повинна мати підсистема вимірювання та індикації параметрів палива?
3. Які основні компоненти містить підсистема вимірювання та індикації параметрів палива?
4. Що вимірює паливовимірювальна підсистема?
5. Які фактори ускладнюють роботу паливовимірювальної підсистеми?
6. Які засоби застосовуються для підвищення точності паливовимірювальної підсистеми?

7. Як вибирають кількість і розміщення паливомірів?
8. Яку інформацію видає витратовимірювальна підсистема?
9. Чому на сучасних ЛА застосовуються цифрові системи вимірювання параметрів палива?
10. Як класифікують підсистеми вимірювання залежно від заданої точності?
11. Що являє собою двоканальна схема? У чому полягають її переваги й недоліки? Де вона застосовується?
12. Що являє собою незалежна схема («цегляний мур»)? У чому полягають її переваги й недоліки? Де вона застосовується?
13. Що являє собою двічі двоканальна схема? У чому полягають її переваги й недоліки? Де вона застосовується?
14. У чому полягає відмінність між паливомірами й сигналізаторами рівня? З якою метою їх застосовують?
15. На якому принципі базується робота електроємнісних паливомірів? Де вони застосовуються?
16. Чому дорівнює відносна діелектрична проникність повітря й авіаційного палива?
17. У чому полягає причина виникнення паразитної ємності?
18. Яким чином виключають вплив паразитної ємності?
19. Від чого залежать діелектричні властивості палива?
20. Що являє собою занурений компенсатор? З якою метою їх устатковують?
21. Що являє собою вертикальний компенсатор? Коли його використовують?
22. Чим спричиняються електричні витоки в електроємнісних паливомірах? Як знижують їх вплив?
23. Що являє собою електроємнісний датчик змінного струму? У чому полягають його переваги й недоліки?
24. Що являє собою електроємнісний датчик постійного струму? У чому полягають його переваги й недоліки?
25. Що являє собою активний електроємнісний датчик? У чому полягають його переваги й недоліки?
26. У чому полягають причини нелінійної залежності електричної ємності від рівня палива в баці?
27. Що являють собою механічні методи лінеаризації залежності електричної ємності від рівня палива в баці?
28. Що являє собою електричний метод лінеаризації залежності електричної ємності від рівня палива в баці?
29. Що являє собою електронний метод лінеаризації залежності електричної ємності від рівня палива в баці?
30. Чому ультразвуковими паливомірами рівень палива вимірюють знизу, а не зверху?
31. З якою метою в ультразвукових паливовимірювальних системах застосовуються датчики швидкості?

32. На якому принципі базується робота ультразвукових паливомірів?
33. Яким чином знижують вплив бризків і сплесків на поверхні палива на розсіяння сигналу?
34. Яким чином знижують вплив бульбашок повітря й води в паливі на розсіяння й передчасне відбиття сигналу?
35. Опишіть конструкцію ультразвукового паливоміра.
36. Чим конструкція ультразвукового датчика швидкості відрізняється від конструкції паливоміра?
37. Як класифікують поплавцеві паливоміри?
38. Що являють собою поплавцеві паливоміри? У чому полягають їх переваги й недоліки? Де вони застосовуються?
39. З якою метою застосовують сигналізатори рівня?
40. Що являють собою індуктивні сигналізатори рівня? Де вони застосовуються?
41. Що являють собою термістори? У чому полягають їх переваги й недоліки? Де вони застосовуються?
42. Що являють собою оптичні сигналізатори рівня? У чому полягають їх переваги й недоліки?
43. З якою метою на багатьох літаках встановлюють вторинну систему вимірювання кількості палива?
44. Що являє собою магнітна мірна лінійка? Яким чином за її допомогою вимірюють кількість палива?
45. Якою є похибка вимірювання кількості палива з допомогою магнітних мірних лінійок?
46. Яким чином урахується кутове положення літака під час вимірювання кількості палива з допомогою мірних лінійок?
47. Що являє собою порожниста мірна лінійка? Яким чином з її допомогою вимірюють кількість палива?
48. Що являє собою датчик вільної води? На якому принципі базується його робота?
49. Що являє собою густиномір з вібрувальним циліндром? Яким чином з його допомогою вимірюють густину палива? У чому полягають його переваги й недоліки?
50. Що являє собою густиномір з вібрувальним диском? Яким чином з його допомогою вимірюють густину палива? У чому полягають його переваги й недоліки?
51. З якою метою в паливних системах застосовують сигналізатори тиску?
52. Що являють собою сигналізатори тиску? На якому принципі базується їх робота?
53. Що являє собою ротаційно-магнітний спосіб вимірювання частоти обертання турбіни витратоміра?
54. Яким чином використовується принцип магнітного опору для вимірювання частоти обертання турбіни витратоміра?
55. Що являє собою однороторний витратомір? Об'ємну чи масову витрату він вимірює?

56. Що являє собою двороторний витратомір із синхронним електро-мотором? У чому полягають його переваги й недоліки?
57. Що являє собою безмоторний двороторний витратомір? У чому полягають його переваги й недоліки?
58. Які методи використовують для підвищення точності вимірювання витратомірів?
59. Що має бути передбачено в паливній системі в разі встановлення витратоміра?
60. У чому полягають причини підвищеної уваги до надійності й безпеки електропроводки?
61. Чому електропроводка для ємнісних датчиків змінного струму має бути екранованою?
62. У чому полягає недолік паливних баків із композиційних матеріалів з огляду на екранування?
63. Які шкідливі фактори впливають на внутрішньобакову електропроводку?
64. Які рекомендації необхідно враховувати для підвищення живучості внутрішньобакової електропроводки?
65. Чому проводи, що прямують до внутрішньобакових пристроїв, мають розміщуватися окремо від інших проводів і чітко маркуватися?
66. Що таке КІСС? Для чого його призначено?
67. Яка інформація наводиться в кадрі «Паливо»?
68. Якими символами позначаються паливні насоси у вітчизняних і зарубіжних системах індикації?
69. Якими символами позначаються керувальні крани у вітчизняних і зарубіжних системах індикації?
70. Для чого призначено підсистему керування паливом?
71. У чому полягають причини переходу на автоматичне керування паливом?
72. У чому полягають переваги й недоліки гідромеханічних систем керування паливом? Де вони застосовуються?
73. У чому полягають переваги й недоліки електричних систем керування паливом? Де вони застосовуються?
74. У чому полягають переваги й недоліки електронних систем керування паливом? Де вони застосовуються?
75. Які вимоги ставляться до органів керування паливною системою?
76. Що розуміють під організацією органів керування за функціональною ознакою? Чому такий підхід не використовується на сучасних ЛА?
77. Що розуміють під організацією керування за конструктивною ознакою?
78. У чому полягає наочність поворотних перемикачів?
79. Що таке кнопки-табло? У чому полягають їх переваги?
80. Яким чином здійснюється захист органів керування аварійним зливанням і протипожежними кранами від випадкового ввімкнення?



## 10. ПРИКЛАДИ ПАЛИВНИХ СИСТЕМ

Для того щоб краще зрозуміти викладене вище, доцільно розглянути декілька прикладів паливних систем ЛА різних класів.

### 10.1. Паливні системи пасажирських літаків

#### 10.1.1. Паливна система літака *Super King Air B200*

*Super King Air B200* являє собою легкий пасажирський літак низькоплан, розроблений компанією *Beech Aircraft* і призначений для перевезення 15 пасажирів на відстань до 3600 км на висоті до 10670 м [154]. Літак оснащено двома ТГД *Pratt & Whitney Canada PT6A-42* потужністю 625 кВт кожен. Літак здійснив перший політ 1972 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку зберігається у шести паливних баках (рис. 10.1): по одному витратному баку 32 розміщено у кожній гондолі двигуна; по одному головному баку — у кожній консольній частині крила; по одному додатковому баку 36 — у центроплані між мотогондолою і фюзеляжем. Своєю чергою, кожен головний бак складається із двох баків у носку крила 7, двох м'яких баків 4 і бака-кесона 5, об'єднаних в одну ємність.

Усі баки сполучені з атмосферою через заглиблений забірник дренажу 2, з'єднаний із виступним обігріваним забірником 3, які розміщені на нижній поверхні крила поблизу мотогондолою. Один із забірників виконано заглибленим для запобігання зледенінню. Виступний забірник, доданий як резервний, обігрівається для уникнення зледеніння. Ці забірники дренажу оснащено двома полум'ягасниками 1.

**Підсистема заправлення та зливання.** Передбачено тільки відкрите заправлення. Головний і витратний баки, розташовані в одній консолі крила, заправляються через заливну горловину 6, розміщену поблизу кінцівки крила. На деяких літаках наявні додаткові заливні горловини 8 у кожному внутрішньому баці в носку крила. Кожен додатковий бак заправляється через власну заливну горловину 39. Тарілчасті клапани, установлені в кожній заливній горловині, запобігають втраті палива або стисненню м'якого бака у випадку неправильного закриття або втрати кришки. Перед кожним польотом виконується зливання палива із відстійників баків (по п'ять на кожній консолі), насосів і фільтрів для перевірки на наявність забруднення. Для зливання палива використовуються два зливні крани 27, розміщені в кожній магістралі подання відразу за ПНД 28.

**Підсистема подання** — незалежна всмоктуванням або насосом. У нормальній ситуації паливо подається до підкачувального насоса двигуна 28 всмоктуванням через самопливний клапан 14. На виході з кожного бака, перед тим як паливо потрапить до підкачувального або перекачувального насоса, встановлено сітчасті фільтри.

Електричний резервний ПНЛ 29, розміщений у нижній частині кожного витратного бака 32, виконує три функції: є резервним насосом на випадок відмови ПНД; використовується під час роботи на бензині за умов високих температур вище 6100 м; також потрібний під час перехресного живлення. Електроенергія для роботи резервного ПНЛ подається від двох незалежних джерел. Основним джерелом енергії є шина живлення номер 3 або номер 4. Іншим джерелом енергії є безпосередньо шина акумулятора.

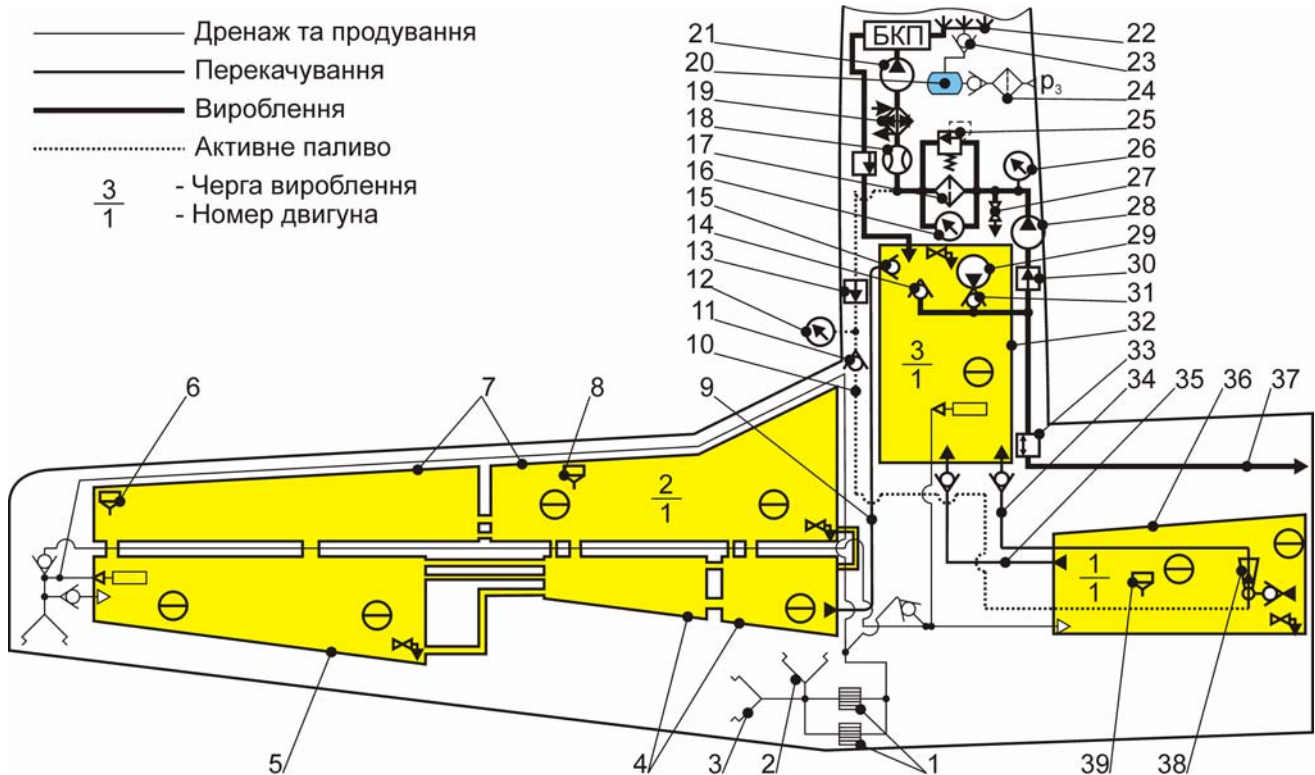


Рис. 10.1. Схема паливної системи літака Super King Air B200:

1 — полум'ягасники; 2, 3 — забірники дренажу; 4, 5, 7, 32, 36 — баки; 6, 8, 39 — заливні горловини; 9 — лінія перекачування самопливом; 10 — лінія активного палива; 11, 15, 23, 31 — зворотні клапани; 12, 16, 26 — сигналізатори тиску; 13 — кран активного палива; 14 — самопливний клапан; 17 — фільтр; 18 — витратомір; 19 — паливомастильний теплообмінник; 20 — продувальний бачок; 21 — ОНД; 22 — колектор форсунок; 24 — повітряний фільтр; 25 — перепускний клапан; 27 — кран зливання; 28 — ПНД; 29 — ПНЛ; 30 — протипожежний кран; 33 — кран перехресного живлення; 34 — трубопровід перекачування з додаткового бака; 35 — трубопровід резервного перекачування самопливом; 37 — трубопровід перехресного живлення; 38 — струминний насос перекачування

Система містить два запірних крани 30, які розміщено на протипожежній перегородці безпосередньо за кожним із ПНЛ. Ці крани отримують електроенергію від головних шин, а також від шини акумулятора.

В аварійній ситуації під час польоту на одному двигуні може бути необхідним подання палива до працюючого двигуна із баків, розміщених з протилежного боку. Для цього пілот має перемістити вимикач резервних

ПНЛ у положення «Off» («Викл»), а потім перемкнути закритий ковпачком перемикач «Crossfeed Flow» («Перехресне живлення») із середнього положення «Off» уліво або вправо залежно від напрямку потоку палива. При цьому відкривається кран перехресного живлення 33, умикається резервний ПНЛ з боку, звідки виконується перехресне живлення, і перекривається кран активного палива 13 з боку, який живиться.

ПНД 28 (низького тиску з приведенням у дію від двигуна) розміщено на корпусі приводу на задньому боці коробки приводів двигуна. Цей насос працює під час обертання ротора високого тиску й забезпечує достатнє подання палива під час запуску, зльоту, в усіх умовах польоту (за виключенням роботи на бензині в умовах високих температур на висотах вище 6100 м) і під час перехресного живлення. У випадку відмови ПНД (тиск падає нижче 70 кПа) на табло світлової сигналізації засвічується відповідна червона лампа «Fuel press» («Тиск палива»). Ця лампа гасне в разі ввімкнення резервного ПНЛ на відповідному боці.

Із ПНД паливо надходить до 20-мікронного основного паливного фільтра 17, розміщеного на протипожежній перегородці. Цей фільтр містить умонтований перепускний клапан 25, що відкривається для забезпечення безперебійного подання палива до двигуна у випадку обмерзання або забивання фільтра. Далі паливо проходить датчик витратоміра 18 і підігрівач палива 19, що використовує тепло від мастила двигуна для нагрівання палива.

ОНД 21 (високого тиску з приведенням у дію від двигуна) змонтовано на корпусі приводів сумісно з блоком керування паливом (БКП). Відмова цього насоса призводить до негайного зривання горіння. ОНД обладнано вмонтованим сітчастим фільтром для захисту насоса.

Передбачено систему продування палива «різницею тисків». Тиск повітря за компресором ( $p_3$ ) надуває невеликий продувальний бачок 20. Під час зупинення двигуна тиск палива в колекторі форсунок 22 падає, дозволяючи відкритися зворотному клапану 23, що поєднує цей бачок із колектором форсунок. Цей тиск продування викидає паливо з паливних трубопроводів двигуна через форсунки в камеру згоряння. Робота системи є повністю автоматичною й не потребує дій екіпажу. Під час наступного запуску двигуна тиск палива в колекторі закриває цей зворотний клапан, дозволяючи тиску повітря  $p_3$  надути продувальний бачок.

**Підсистема перекачування** — променева з виділеними групами баків, самопливом і насосом. Якщо додаткові баки 36 заправлені, то вони виробляються першою чергою. Під час перекачування палива з них витратні баки 32 підтримуються повними. Активне паливо для роботи струминних насосів 38, розміщених у додаткових баках, відбирається від паливної системи двигуна за ПНД і спрямовується через кран активного палива 13, що керує перекачуванням. Кран активного палива відкривається (живиться) системою керування для перекачування палива із додаткового бака у

витратний бак. Коли двигун запущено, тиск за ПНД замикає сигналізатор тиску 26, який після закінчення часу затримки 30...50 с, щоб уникнути зниження тиску палива під час запуску, живить кран активного палива 13. При вичерпанні додаткових паливних баків поплавцевий сигналізатор нижнього рівня знеструмлює кран активного палива після затримки 30...60 с, що є необхідним для запобігання багаторазовим перемиканням крана активного палива через плескання палива.

У випадку відмови крана активного палива або його кола керування втрата тиску активного палива за наявності залишку палива в додатковому баці розпізнається сигналізатором тиску 12 і поплавцевим клапаном відповідно. При цьому засвічується лампа «No transfer» («Немає перекачування») на панелі керування паливною системою. Також передбачено ручне керування системою перекачування.

Головний бак спроектовано так, щоб паливо перетікало у витратний бак самопливом. Зворотний клапан 15 у лінії 9 перекачування самопливом із консольної частини крила запобігає зворотній течії палива.

**Підсистема вимірювання палива.** Літак обладнано системою вимірювання з датчиками ємнісного типу. Максимальна можлива похибка індикації системи становить 3 % від повної шкали. Система вимірювання призначена для роботи з авіаційними гасами Jet A, Jet A1, JP-5 та JP-8 і компенсує змінення густини палива залежно від змінення температури. При використанні інших палив система буде відображати неправильні показання. У випадку використання широкофракційного палива Jet B або JP-4 застосовують коефіцієнт 0,96. Під час використання бензину застосовують коефіцієнт 0,94.

### **10.1.2. Паливна система літака Ан-38**

Ан-38 являє собою легкий пасажирський літак-верхньоплан, розроблений ДП «Антонов» і призначений для перевезення 27 пасажирів на відстань до 1600 км на висоті до 9000 м [45]. Літак оснащено двома ТГД Allied Signal TPE331-14GR-801E потужністю 1103 кВт кожен. Літак здійснив перший політ 1994 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо розміщено у трьох баках-кесонах (рис. 10.2): двох витратних баках 14 (по одному в кожній консолі крила) та одному спільному баці першої черги 3 у центроплані. У кожному баці є витратні (насосні) відсіки 1, відокремлені противідливними нервюрами 2.

Сполучення паливних баків із атмосферою здійснюється через два повітрязбірники 15 дренажу, які розміщено на нижній обшивці сухих відсіків 17 поблизу кінців крила. Для запобігання руйнуванню баків у разі забивання повітрязбірників дренажу поруч із кожним з них до дренажного трубопроводу паралельно приєднано вакуум-клапан 16.

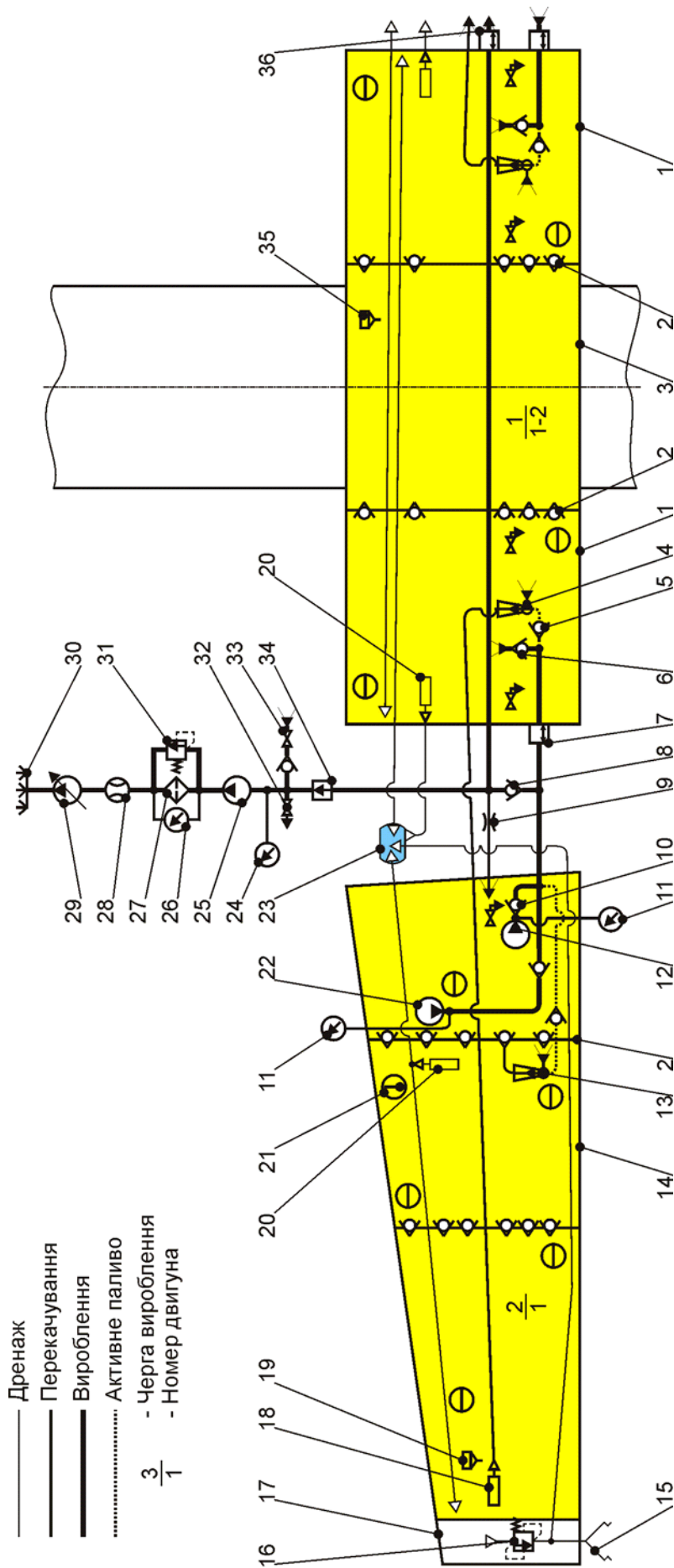


Рис. 10.2. Схема паливної системи літака Ан-38:

1 — витратні відсіки; 2 — противідливні нервюри; 3 — бак у центроплані; 4, 13 — струминні насоси; 5, 8, 10 — зворотні клапани; 6 — самопливний клапан; 7 — кран керування перекачуванням; 9 — трубопровід перепуску з жиклером; 11, 24 — сигналізатори тиску; 12, 22 — ПНЛ; 14 — консольний бак; 15 — забірник дренажу із атмосфери; 16 — вакуум-клапан; 17 — сухой відсік; 18 — поплавцевий клапан перекачування; 19, 35 — заливні горловини; 20 — поплавцеві клапани дренажу; 21 — датчик температури; 23 — дренажний бачок; 25 — ПНД; 26 — сигналізатор різниці тиску; 27 — фільтр; 28 — витратомір; 29 — насос-регулятор; 30 — колектор форсунок; 31 — перепусковий клапан; 32 — кран зливання; 33 — штуцер консервації; 34 — протиопожежний кран; 36 — кран перехресного живлення

Від повітрязбірника дренажний трубопровід прямує до дренажного бачка 23, розміщеного в сухому відсіку крила за двигуном. Від дренажного бачка в баки прямує три трубопроводи. Нижній трубопровід призначено для зливання в бак у центроплані палива, що потрапило до бачка. На його кінці встановлено поплавцевий клапан 20, що перешкоджає потраплянню палива із бака в центроплані до дренажного бачка. Два верхніх трубопроводи, що відходять від бачка, призначено для сполучення із атмосферою надпаливного простору баків. Трубопроводи дренажу мають по два виходи в бак для забезпечення дренажу під час крену.

**Підсистема заправлення та зливання.** Передбачено тільки відкрите заправлення. Кожен бак заправляється через окрему заливну горловину 19, 35, розміщену у верхній точці бака.

При працюючих ПНЛ зливання палива здійснюється через крани зливання 32. При непрацюючих ПНЛ зливання можливе тільки через клапани зливання відстою в баках.

**Підсистема подання** є конвертованою: при нормальній роботі — послідовна, насосна; при відмові ПНЛ — паралельна, всмоктуванням. У витратному відсіку кожного витратного бака 14 розміщено два внутрішньо-бакових електровідцентрових ПНЛ ЭЦН-75Б: передній 22 і задній 12. Насос 12 встановлено вище насоса 22 для забезпечення подання палива під час від'ємних перевантажень. Від кожного насоса відходять три трубопроводи. У верхньому трубопроводі розміщено електропроводку; один нижній призначено для підведення палива до сигналізатора тиску 11; інший нижній — для відведення палива до блока зворотних клапанів 10. Зворотні клапани призначено для запирання одного непрацюючого насоса під час роботи іншого.

При відмові обох ПНЛ паливо виробляється з усіх баків завдяки розрідженню, що створюється ПНД. При цьому з допомогою пружин у зворотних клапанах 10 першою чергою паливо виробляється із бака в центроплані через самопливний клапан 6. Після досягнення залишку в ньому 180 кг необхідно закрити кран керування перекачуванням 7, щоб уникнути підсмоктування повітря. Подальше вироблення здійснюється із витратних баків через непрацюючі відцентрові насоси.

Магістралі подання лівого й правого двигунів з'єднані між собою трубопроводом перехресного живлення з краном кільцювання 36. Стравлювання повітряних пробок із трубопроводу кільцювання постійно здійснюється через трубопровід з жиклером 9.

У кожній лінії подання палива до двигуна розміщено: протипожежний кран 34, кран зливання 32, штуцер консервації 33, ПНД 25, фільтр 27 із перепускним клапаном 31, витратомір 28, насос-регулятор 29 і колектор паливних форсунок 30.

**Підсистема перекачування** — променева зі спільним баком. Із бака в центроплані паливо перекачується в кожен витратний бак струминним насосом 4. Підсистема перекачування підтримує витратні баки повними за

наявності палива в баці у центроплані. На кінцях трубопроводів перекачування встановлено поплавцеві клапани перекачування 18, що запобігають переповненню витратних баків. Після витрачення палива із бака в центроплані екіпаж закриває крани 7 керування перекачуванням.

У витратних баках є система внутрішньобакового перекачування у витратні відсіки струминними насосами 13.

Живлення струминних насосів активним паливом здійснюється від обох ПНЛ відповідної групи. Зворотні клапани 5 у трубопроводах активного палива запобігають підсмоктуванню повітря під час живлення всмоктуванням.

**Підсистема вимірювання палива** використовує електроємнісні датчики паливоміра (по п'ять у кожному витратному баці та чотири — у баці в центроплані). Підсистема вимірювання має три канали — по одному на бак. Похибка роботи підсистеми вимірювання не перевищує  $\pm 2\%$ . Для сигналізації резервного залишку палива використовуються індуктивні сигналізатори рівня. У кожному витратному баці встановлено датчик температури палива 21.

### **10.1.3. Паливна система літака Dash 8-Q400**

Dash 8-Q400 являє собою пасажирський літак-верхньоплан, розроблений Bombardier Aerospace за участі партнерів. Його призначено для перевезення від 58 до 72 пасажирів на відстань до 2400 км на висоті до 7620 м [211]. Літак оснащено двома ТГД Pratt & Whitney Canada PW150A потужністю 3729 кВт кожен. Літак здійснив перший політ 1998 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Усе паливо на літаку зберігається у двох крилових баках-кесонах, які простягаються від борту фюзеляжу до нервюри, з якої починається елерон (рис. 10.3). Кожен криловий бак поділено на три секції: дренажний бак 1, основний бак 3 і витратний відсік 5. Дренажний бак розміщено між двома нервюрами до кореня від елерона. Основний бак простягається від дренажного бака до фюзеляжу й витратного відсіку. Витратний відсік знаходиться у внутрішній задній частині крилового бака. Кожен основний бак має одну магнітну мірну лінійку 4 як альтернативний засіб вимірювання кількості палива, коли літак знаходиться на землі. Мірні лінійки розміщено на нижній поверхні крила. Їх відградувано в літрах або галонах США.

Клапани зливання відстою 1 (рис. 10.4) із нижніх точок дренажних, основних баків і витратних відсіків розміщено на нижній поверхні крила.

Дренажний бак використовується для вентиляції основних баків і повернення палива. Два зовнішніх поплавцевих дренажних клапани 3, 37 та одна внутрішня дренажна труба з'єднують основний бак із дренажним. Кожен дренажний бак сполучається з атмосферою через вмонтовані вертикальні труби та два окремих повітрозабірники НАСА 38 на нижній поверхні кожної консолі. Усе паливо, яке може випліснутися в дренажний бак у польоті, повертається назад зниженим тиском в основному баці в міру вироблення палива.

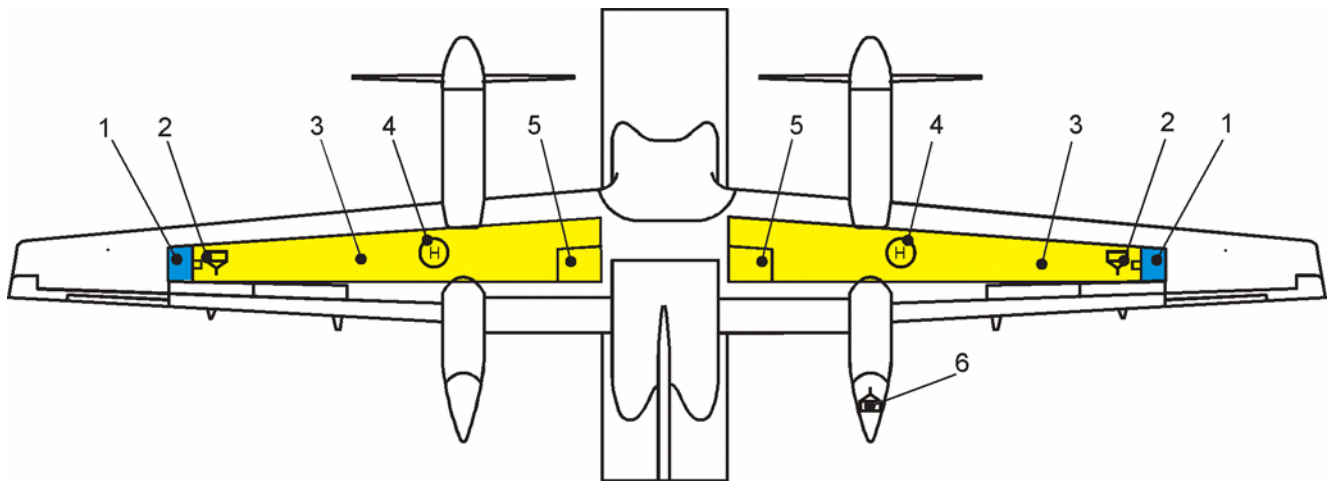


Рис. 10.3. Схема розміщення паливних баків літака Dash 8-Q400:  
 1 — дренажні баки; 2 — горловини відкритого заправлення; 3 — основні баки;  
 4 — магнітні мірні лінійки; 5 — витратні відсіки; 6 — штуцер централізованого заправлення/зливання

**Підсистема заправлення та зливання** забезпечує закриті й відкриті заправлення та зливання. Відкрите заправлення може бути виконано через дві заливні горловини 35, розміщені на верхній поверхні крила.

Підсистема закритого заправлення/зливання містить: один штуцер заправлення 6, один головний кран заправлення 5, два дренажних клапани 2, два крани перекачування 19, два бакових крани заправлення 7, два електромагнітних клапани 9 та комплект трубопроводів.

Усі операції заправлення/зливання керуються з панелі заправлення/зливання, розміщеної поблизу штуцера заправлення. Для заправлення необхідним є живлення постійним струмом. Заправлення може виконуватися в автоматичному або ручному режимі. Коли поворотний перемикач на панелі заправлення/зливання встановлено в положення «Preselect refuel» («Авто запр») або «Refuel» («Ручн запр»), табло «Master valve closed» («Головний кран закрито») гасне, показуючи, що головний кран заправлення 5 відкрито. Головний кран заправлення 5 закривається під час закриття кришки панелі заправлення/зливання незалежно від положення поворотного перемикача. Під час заправлення тиск палива відкриває дренажні клапани 2 у кожному баці для забезпечення достатньої вентиляції через них.

Коли відповідний дренажний клапан відкривається, засвічується жовте табло «Dump valve open» («Дренажний клапан відкрито»). Дренажний клапан дає змогу повітрю вийти з бака під час заправлення й запобігає руйнуванню у випадку переповнення бака, що спричинено відмовою обох (основного й резервного) кранів заправлення. У цьому випадку паливо буде перетікати у дренажний бак через дренажний клапан 2; якщо його рівень досягне висоти вертикальних труб, то паливо буде вилитися зовні через повітрозабірники НАСА 38.



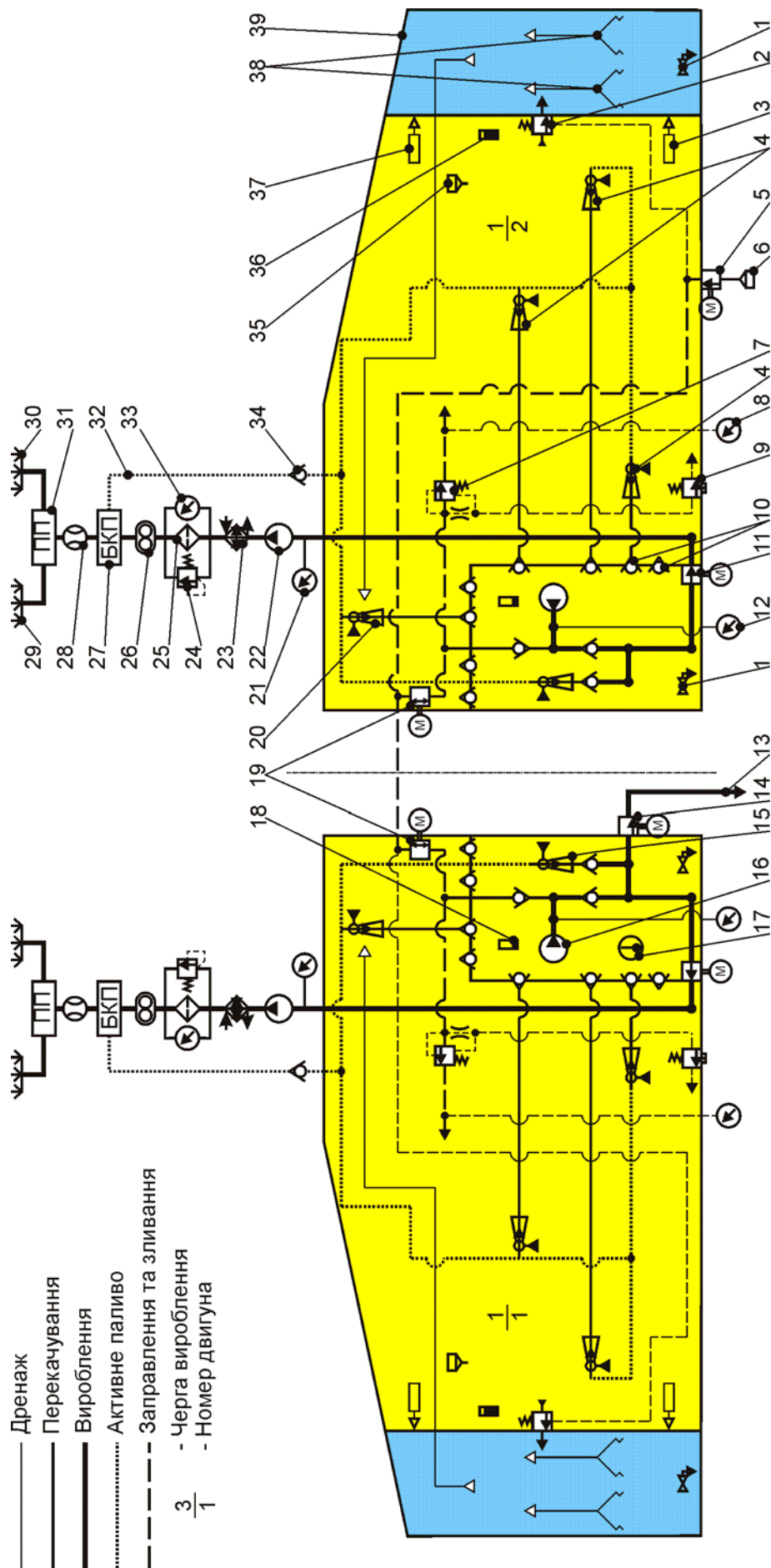


Рис. 10.4. Схема паливної системи літака Dash 8-Q400:

1 — клапан зливу; 2 — дренажний клапан; 3, 37 — зовнішні дренажні клапани; 4, 20 — струминні насоси перекачування; 5 — головний кран заправлення; 6 — штуцер централізованого заправлення; 7 — баковий кран заправлення; 8, 12, 21 — сигналізатори тиску; 9 — електромагнітний клапан; 10 — зворотні клапани; 11 — протипожежний кран двигуна; 13 — лінія живлення ДСУ; 14 — протипожежний кран ДСУ; 15 — струминний ПНЛ; 16 — допоміжний ПНЛ; 17 — датчик температури; 18 — сигналізатор нижнього рівня; 19 — крани перекачування; 22 — ПНД; 23 — паливомастильний теплообмінник; 24 — перепускний клапан; 25 — основний фільтр; 26 — ОНД; 27 — блок керування паливом; 28 — витратомір; 29, 30 — колектори форсунок; 31 — подільник потоків; 32 — лінія активного палива; 33 — сигналізатор різниці тиску; 34 — зворотний клапан; 35 — заливна горловина; 36 — сигналізатор верхнього рівня; 38 — повітрязабірнікі дренажу; 39 — дренажний бак

Перед заправленням в автоматичному режимі з допомогою тумблера «Incr-Decr» («Більше-Менше») установлюють потрібну кількість палива на індикаторі заправлення/зливання. Коли задану кількість буде заправлено, електромагнітний клапан 9 закриється й спричинить закриття гідромеханічного бакового крана заправлення 7, щоб припинити подання палива у відповідний бак.

Під час заправлення в ручному режимі необхідна кількість палива в кожному баці забезпечується тумблерами «Precheck-Open-Close» («Попередня перевірка-Відкр-Закр»). Індикатор заправлення/зливання буде відображати кількість палива в кожному баці. Коли поворотний перемикач встановлено в положення «Refuel», заправлення буде тривати доти, доки тумблери «Precheck-Open-Close» не будуть переведені в положення «Close» («Закр»), або поворотний перемикач буде встановлено в положення «Off» («Викл»), або сигналізатори верхнього рівня виявлять, що бак повний.

Паливо подається до штуцерів заправлення з максимальним тиском заправлення 350 кПа, що забезпечує швидкість заправлення приблизно 473 л/хв. Для нормальної роботи системи є необхідним мінімальний тиск заправлення 140 кПа.

Два тумблери «Precheck-Open-Close» використовуються для перевірки роботи автоматики відповідного клапана верхнього рівня під час заправлення, гарантуючи роботу системи запобігання переповненню баків. При переведенні тумблера в положення «Precheck» («Попередня перевірка») для цього бака імітується стан повного бака, і сигналізатор верхнього рівня 36 закриває електромагнітний клапан 9, який, своєю чергою, перекриває гідромеханічний баковий кран заправлення 7, що припиняє подання палива до цього бака. При цьому засвічується відповідне жовте табло «Refuel shutoff» («Заправлення перекрито»). Після відпускання тумблера заправлення продовжується. Якщо під час заправлення переривається живлення постійним струмом, то заправлення припиняється.

Коли поворотний перемикач встановлено в положення «Preselect defuel» («Авто. зливання»), система вимірювання палива закриває крани заправлення/зливання автоматично при досягненні заданої кількості палива. Коли поворотний перемикач встановлено в положення «Defuel» («Ручн. зливання»), зливання продовжується доти, доки поворотний перемикач не буде встановлено в положення «Off». Якщо доступним є живлення змінним струмом (змінної частоти), то відповідний допоміжний насос увімкнеться, допомагаючи процесу зливання. При відсутності живлення змінним струмом необхідно використовувати зливання всмоктуванням. Незалежно від наявності живлення змінним струмом для зливання необхідним є живлення постійним струмом.

**Підсистема подання** — паралельна без перемикання. Паливо подається до кожного двигуна із відповідного витратного відсіку незалежно від положення літака основним струминним насосом 15 або допоміжним

насосом змінного струму 16 і надходить до ПНД 22. Тиск на вході до ПНД вимірюється сигналізатором тиску 21. Якщо тиск спаде нижче заданої межі, то засвічується відповідне табло «Eng fuel press» («Тиск палива у двигуні»).

Допоміжний насос змінного струму (змінної частоти) у кожному витратному відсіку є резервним джерелом тиску підкачування палива для зльоту, посадки і на випадок, коли відповідний основний струминний насос не забезпечує необхідного тиску палива. Робота допоміжних насосів керується вручну з приладової дошки. Тиск допоміжного насоса вимірюється сигналізатором тиску 12. Перехресного живлення двигунів паливом не передбачено.

Протипожежний кран двигуна 11 закривається при витягуванні відповідної рукоятки «Pull fuel/hyd off» («Тягни викл палив/гідро») на протипожежній панелі.

За протипожежним краном 11 паливо підігрівається в паливомастильному теплообміннику 23 і фільтрується перед входом до БКП 27. При забиванні паливного фільтра 25 паливо перепускається навколо фільтра через перепускний клапан 24. Сигналізатор перепаду тиску 33 спрацьовує, коли перепад тиску є дещо меншим за потрібний для відкриття перепускного клапана, унаслідок чого з'являється попереджувальне повідомлення «Fuel fltr bypass» («Палив. фільтр забито»).

БКП 27 керує витратою палива, що подається у двигун, виходячи з потреби цифрової системи керування двигуном із повною відповідальністю FADEC. FADEC розраховує кількість палива, що подається, виходячи з потрібної тяги та різних даних від датчиків зовнішніх умов і параметрів двигуна, таких як крутільний момент, частота обертання роторів низького й високого тиску, а також вільної турбіни. ОНД 26 подає паливо під тиском до БКП. Надлишок палива, що подається ОНД 26 до БКП, повертається назад на вхід до насоса та в паливну систему літака як активне паливо на приведення в дію основного й перекачувальних струминних насосів.

ДСУ живиться паливом із лівого витратного відсіку через власний протипожежний кран 14.

**Підсистема перекачування.** Паливо можна перекачати із одного бака до іншого з допомогою допоміжного ПНЛ змінного струму 16 через підсистему заправлення. Це може бути потрібним для корекції дисбалансу палива (особливо в разі відмови одного двигуна замість перехресного живлення). Якщо система вимірювання палива виявляє дисбаланс палива більш ніж 272 кг, жовте повідомлення «Balance» («Баланс») блимає прямо над написом «Fuel» («Паливо») на індикаторі двигуна (engine display — ED).

Перемикач «Transfer» («Перекачування») на панелі «Fuel control transfer» («Керування перекачуванням палива») керує підсистемою перекачування палива. Коли перемикач «Transfer» увімкнено, автоматично

вмикається допоміжний насос в баці-джерелі для перекачування палива в бак-одержувач. За сигналом від працюючого насоса засвічується зеленим кольором відповідний сегмент кнопки-табло «On» («Вімк»). Електрокеровані крани перекачування палива 19 відкриваються для перекачування й закриваються, коли перекачування припиняється.

Внутрішньобакове перекачування палива в кожному баці виконується струминними насосами перекачування 4, 20, які забирають паливо з нижніх точок бака, підтримуючи витратний відсік повним. Зворотні клапани 10, розміщені в перегородках кожного витратного відсіку, забезпечують його заповнення паливом самопливом, якщо подання палива струминними насосами є недостатнім.

**Підсистема вимірювання палива** містить дев'ять електроємнісних датчиків-паливомірів у кожному баці для розрахунку загальної кількості палива. Кількість палива в кожному баці відображається в числовій формі в нижній центральній частині ED. «Fuel Page» (кадр «Палив») на МФІ також показує кількість палива в кожному баці на двох зображених аналогових кругових шкалах та під ними — загальну кількість палива в числовій формі. Кількість палива може відобразитися в кілограмах (кг). Витрата палива для кожного двигуна подається в числовому вигляді на ED у кілограмах за годину (кг/год). Кількість палива в кожному баці також відображається на панелі заправлення/зливання.

Температура палива в градусах Цельсія ( $^{\circ}\text{C}$ ) у лівому витратному відсіку вимірюється датчиком температури 17 і відображається в числовій формі на МФІ в кадрі «Палив». Температура палива на вході до двигуна після того, як воно пройшло через паливомастильний теплообмінник для лівого й правого двигунів, відображається в числовому вигляді в нижній частині ED прямо під відповідною кількістю палива в баці. Цифри світяться білим кольором зі знаком « $\pm$ », і їх колір змінюється на жовтий або червоний, якщо температура знаходиться поза заданим діапазоном. Між двома цими температурами на вході відображається розмірність « $^{\circ}\text{C}$ ».

#### **10.1.4. Паливна система літака Gulfstream G150**

Gulfstream G150 являє собою адміністративний літак-низькоплан, розроблений компанією Gulfstream Aerospace. Літак призначено для перевезення від 4 до 9 пасажирів на відстань до 5468 км на висоті до 12500 м [261]. Літак оснащено двома ТРДД Honeywell TFE731-40AR-200G, установленими на пілонах зверху хвостової частини фюзеляжу. Кожен двигун розвиває статичну тягу 19,65 кН. Літак здійснив перший політ 2005 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо розміщено у двох консольних баках 2 (рис. 10.5), баці в центроплані 3, двох витратних баках 1 та фюзеляжному баці 4. Баки в консолях і в центроплані, розташовані між переднім і заднім лонжеронами, є баками-кесонами. Кожен консольний бак розділено на три відсіки противідливними нервюрами, які дають

змогу паливу текти тільки до кореня. Витратні баки знаходяться всередині бака в центроплані, але не з'єднані з ним. Фюзеляжний бак м'якого типу розміщено позаду заднього герметичного шпангоута. Вертикальна труба 8 (рис. 10.6) розділяє фюзеляжний бак на верхню й нижню частини за рівнем 11 верхньої кромки труби. Паливо із верхньої частини фюзеляжного бака постійно перетікає в бак у центроплані через вертикальну трубу 8, а паливо із його нижньої частини постійно перетікає самопливом у консольні баки через лінії перекачування 6.

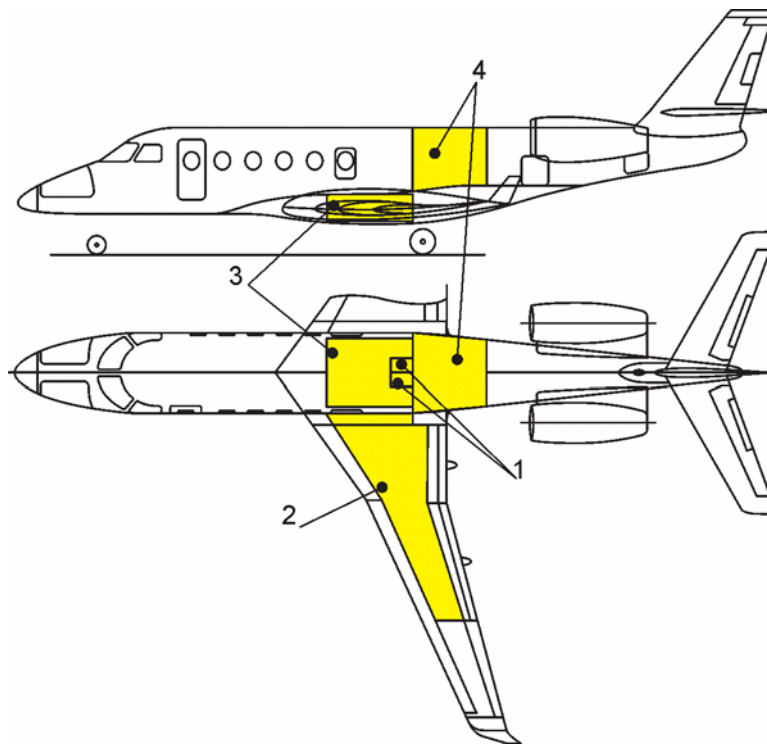


Рис. 10.5. Схема розміщення паливних баків літака Gulfstream G150:  
1 — витратні баки; 2 — консольний бак; 3 — бак у центроплані;  
4 — фюзеляжний бак

Дренаж усіх баків виконується через спільний розширювальний простір 14 у верхній частині фюзеляжного бака. Цей розширювальний простір сполучається із атмосферою по двох незалежних лініях через необмерзаючі повітрязбірники НАСА 2, розміщені на нижній поверхні кожної консолі. Крім того, зовнішні відсіки консолей додатково з'єднані поплавцевими дренажними клапанами 1 із тими ж повітрязбірниками НАСА 2. Розширювальний простір гарантується рівнем розміщення поплавцевого клапана заправлення 13 і заливної горловини.

**Підсистема заправлення та зливання** — каскадна, забезпечує можливість як відкритого, так і закритого заправлення. Заливна горловина, розміщена на верхньому правому боці фюзеляжу перед повітрязбірником правого двигуна, є резервним засобом заправлення паливом. Максимальна маса палива під час використання відкритого заправлення — на 297 кг менша, ніж під час заправлення під тиском.

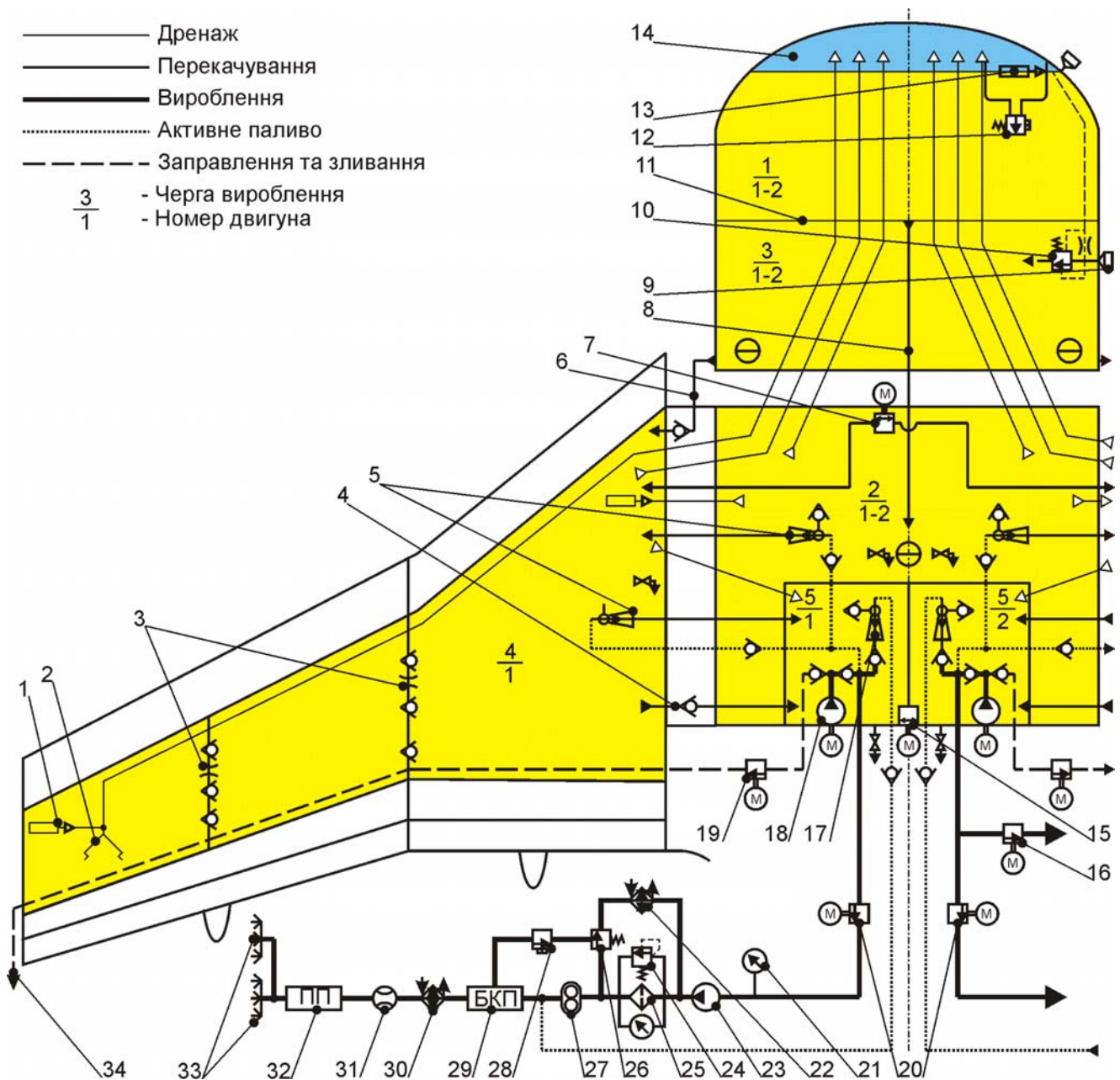


Рис. 10.6. Схема паливної системи літака Gulfstream G150:

1 — поплавцевий дренажний клапан; 2 — повітрязабірник дренажу; 3 — отвори переливання; 4, 6 — лінії переливання самопливом; 5 — струминні насоси перекачування; 7, 15 — передній і задній крани об'єднання баків; 8 — вертикальна труба переливання; 9 — штуцер заправлення; 10 — клапан заправлення; 11 — рівень зрізу вертикальної труби; 12 — електромагнітний клапан; 13 — поплавцевий клапан; 14 — розширювальний простір; 16 — протипожежний кран ДСУ; 17 — струминний ПНЛ; 18 — резервний ПНЛ постійного струму; 19 — кран аварійного зливання; 20 — протипожежні крани двигунів; 21 — сигналізатор тиску; 22, 30 — ПМТ; 23 — ПНД; 24 — перепускний клапан фільтра; 25 — фільтр; 26 — клапан керування температурою; 27 — ОНД; 28 — електромагнітний керувальний клапан; 29 — БКП; 31 — витратомір; 32 — подільник потоків; 33 — основні та допоміжні паливні форсунки; 34 — патрубок аварійного зливання

Для того щоб ЦМ літака залишався в допустимих межах, в обох випадках баки заповнюються в такому порядку: консольні й витратні баки; нижня частина фюзеляжного бака; бак у центроплані; верхня частина фюзеляжного бака. Крім того, у верхній частині противідливних нервюр є отвори переливання 3, що дають змогу заправляти консольні баки з боку фюзеляжу.

Можливим є повне або часткове закриття заправлення. Максимальний тиск заправлення становить 385 кПа. Під час заправлення паливо надходить у фюзеляжний бак через клапан заправлення 10, розміщений у нижній частині фюзеляжного бака, і переливається самопливом в інші баки. Клапан заправлення 10 працює під дією тиску палива, що заправляється, і керується поплавцевим клапаном 13, який знаходиться у верхній частині фюзеляжного бака.

Поплавцевий клапан заправлення 13 обмежує максимальний рівень і гарантує розширювальний простір у верхній частині фюзеляжного бака. Поплавцевий клапан заправлення 13 поміщено в посудину зі зливним патрубком, що має нормально відкритий підпружинений електромагнітний клапан 12. Коли бак повний, поплавець піднімається і перекриває керувальну лінію від клапана заправлення, що приводить до закриття клапана заправлення 10 тиском палива, що надходить. Електромагнітний клапан 12 забезпечує часткове заправлення. Під час живлення електромагнітний клапан перекриває зливний патрубок. При цьому поплавець 13 перекриває лінію від клапана заправлення 10, що, своєю чергою, приводить до закриття клапана заправлення 10.

На землі паливо зливається через підсистему аварійного зливання. Закритий ковпачком перемикач «Defuel» («Зливання») не дає змоги закрити кришку панелі заправлення, поки він знаходиться в положенні «Defuel».

**Підсистема подання** — незалежна. Паливо подається до кожного двигуна тільки із відповідного витратного бака. Подання палива з одного витратного бака до іншого двигуна не передбачено. У кожному витратному баці розміщено один струминний ПНЛ 17 та один резервний ПНЛ постійного струму 18, відокремлені зворотними клапанами. Струминний ПНЛ приводиться в дію активним паливом, що відбирається за ОНД 27 з приведенням у дію від двигуна. Активне паливо, очищене фільтром 25 двигуна, забезпечує надійну роботу струминного ПНЛ. Залежно від режиму роботи двигуна тиск на виході зі струминного ПНЛ становить приблизно 84...140 кПа. Цього тиску достатньо для роботи двигуна на всіх режимах і для приведення в дію перекачувальних струминних насосів. У кожній лінії активного палива, що прямує від двигуна, встановлено зворотний клапан для запобігання втратам палива із витратних баків у випадку пошкодження цієї лінії.

Лінія подання палива до ДСУ відгалужується від магістралі живлення правого двигуна через електромоторний протипожежний кран ДСУ 16. Цей

кран встановлено якомога ближче до відгалуження, що зменшує кількість потенційних місць витоку із лінії живлення маршового двигуна.

**Підсистема перекачування** — каскадна зі спільними баками. Для збереження центрування в заданих межах паливо перекачується з одних баків в інші відповідно до певного порядку вироблення, який підтримується автоматично перекачувальними насосами, вертикальною трубою переливання та лініями переливання. Спочатку паливо переливається із верхньої частини фюзеляжного бака через вертикальну трубу 8 у бак у центроплані. Потім паливо із бака в центроплані перекачується струминними насосами 5 центроплана в консольні баки. Після спорожнювання бака в центроплані нижня частина фюзеляжного бака виробляється через лінії переливання 6 у консольні баки. Потім паливо перекачується із консольних баків у витратні баки.

Струминні насоси перекачування приводяться у дію активним паливом, що відбирається на виході зі струминного ПНЛ 17 або резервного ПНЛ 18 постійного струму. Зворотні клапани в лініях активного палива запобігають підсмоктуванню повітря через струминні насоси перекачування у випадку, коли подання палива до двигунів здійснюється всмоктуванням.

Паливна система містить два електромоторних крани об'єднання баків. Передній кран 6, розміщений у трубопроводі, об'єднує лівий і правий консольні баки й проходить через бак у центроплані попереду витратних баків. Задній кран 15, розміщений у лівому витратному баці, об'єднує лівий і правий витратні баки. Ці крани керуються одним перемикачем і використовуються для корекції бічного дисбалансу палива. Коли ці крани відкрито, паливо може перетікати в бік меншого рівня самопливом.

**Підсистема аварійного зливання** використовується для зливання палива із одного або обох витратних баків одночасно з допомогою резервного ПНЛ 18 постійного струму. У колі кожного крана зливання є поплавцевий сигналізатор, який автоматично закриває електромоторний кран аварійного зливання 19 для припинення зливання після зниження рівня палива у відповідній консолі до залишку 272 кг. Так що аварійне зливання із іншої консолі продовжується. Патрубок аварійного зливання 34 розміщено між зовнішнім закрилком та елероном на кожній консолі.

**Підсистема вимірювання палива** постійно відстежує й відображає кількість палива в кожному баці, кількість витраченого палива та температуру палива.

### **10.1.5. Паливна система літака Airbus-320**

Airbus-320 являє собою середньомагістральний пасажирський літак-низькоплан, розроблений Airbus Industry. Літак призначено для перевезен-



ня від 150 до 179 пасажирів на відстань до 4900 км на висоті до 11275 м [118]. Літак оснащено двома ТРДД CFM International CFM56, установленими на пілонах під крилом. Кожен двигун розвиває статичну тягу 111 кН. Літак здійснив перший політ 1987 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо розміщено у консолях крила та в центральному баці 4 (рис. 10.7). У кожній консолі розміщено внутрішній 3 і зовнішній 2 баки, а також дренажний бак 1 зовні від зовнішнього бака.

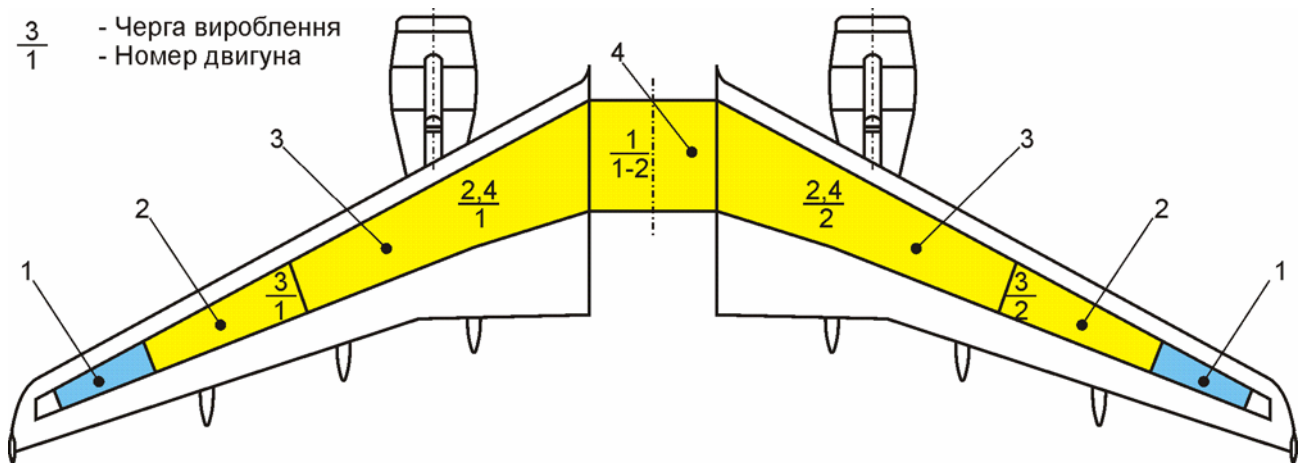


Рис. 10.7. Схема розміщення паливних баків літака Airbus-320:

1 — дренажні баки; 2 — зовнішні баки; 3 — внутрішні баки; 4 — центральний бак

Літак обладнано підсистемою дренажу відкритого типу (рис. 10.8). У кожному дренажному баці є один повітрязабірник НАСА 3 з полум'ягасником 2 і зовнішній розривний диск 1, розміщений на знімній кришці в нижній частині бака. Розривний диск 1 підтримує надмірний тиск у баці в заданих межах (-3...+5 кПа). У випадку блокування потоку повітря в дренажний бак (або із бака) розривний диск руйнується й скидає тиск. Паливо, що потрапило в дренажний бак, постійно перекачується в найближчий зовнішній бак струминними насосами. Інший розривний диск 1, установлений у внутрішньому баці, також підтримує надмірний тиск у баці в заданих межах ( $\pm 15,4$  кПа).

Дренажний стрингер 8 з'єднує внутрішній бак із дренажним баком. Дренажний трубопровід 7 прямує до центрального бака від лівого дренажного бака. Зовнішній бак з'єднується із внутрішнім через поплавцевий клапан 4. Зворотні клапани 5 установлено в нижніх точках ліній дренажу для зливання палива із цих ліній назад у паливні баки.

Міжбакові розривні диски 6 і 9 гарантують, що тиск у центральному або зовнішньому баці, відповідно, не перевищить тиску у внутрішньому баці більше, ніж на задану величину (6,9...7,5 кПа). В іншому випадку вони зруйнуються і скинуть тиск у внутрішній бак. Усі розривні диски мають вуг-

лецевий розривний диск і збиральну сітку, що запобігає потраплянню фрагментів диска в бак під час його руйнування.

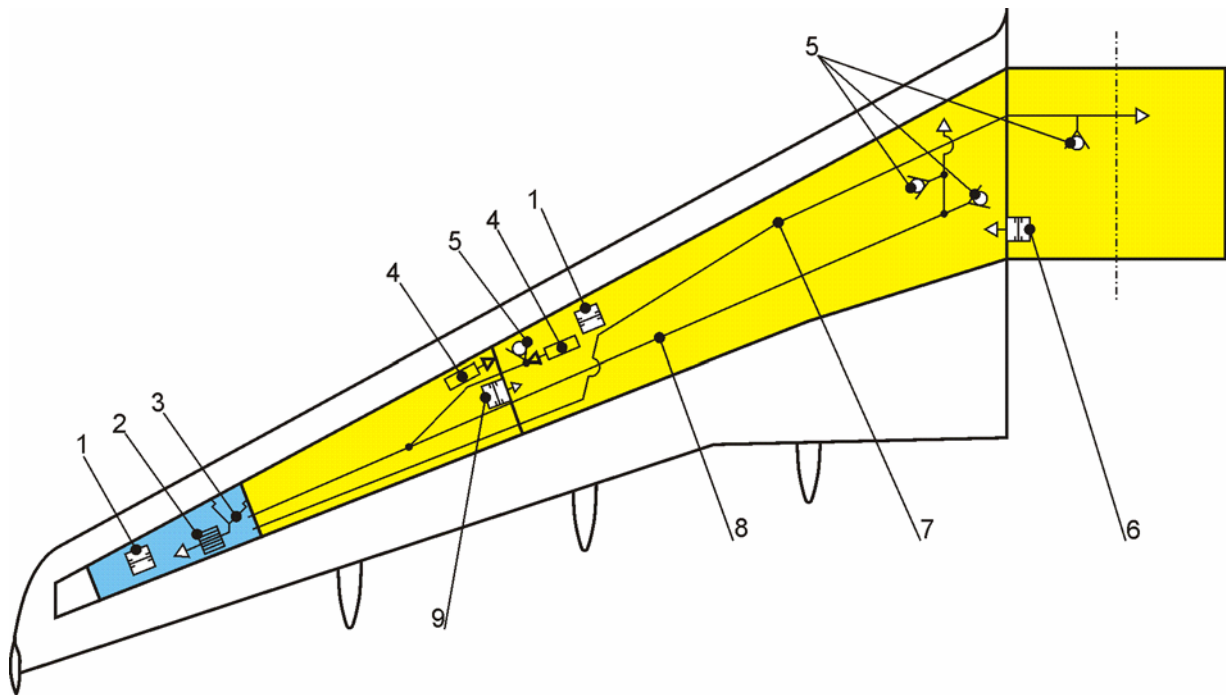


Рис. 10.8. Схема підсистеми дренажу літака Airbus-320:

- 1 — зовнішній розривний диск; 2 — полум'ягасник; 3 — повітрозабірник НАСА; 4 — поплавцеві клапани дренажу; 5 — зворотні клапани; 6, 9 — міжбачкові розривні диски; 7 — дренажний трубопровід; 8 — дренажний стрингер

**Підсистема заправлення та зливання** (рис. 10.9) — незалежна під тиском. Штуцер заправлення 7 установлено в носку кожної консолі крила, а панель керування заправленням/зливанням розміщено з правого боку підфюзеляжного обтічника. Магістраль заправлення/зливання з'єднує штуцер заправлення із клапанами заправлення. Є три електрогідромеханічних клапани заправлення: клапан 27 у центральному баці і два клапани 6, по одному в кожному внутрішньому консольному баці. Заправлення зазвичай виконується в автоматичному режимі, потрібна кількість палива встановлюється на пульті заправлення. Можливим є також заправлення в ручному режимі. В автоматичному режимі заправлення починається із зовнішніх баків. Якщо вибрана кількість палива перевищує місткість крилових баків, то одночасно заправляється й центральний бак. Після заповнення зовнішнього бака паливо переливається до внутрішнього бака через трубу переливання 2.

Клапан входу повітря 4 з'єднує магістраль заправлення із надпаливним простором зовнішнього бака через трубу після закінчення заправлення. Це дає змогу повітрю надходити до магістралі заправлення, а паливу — зливатися із магістралі у внутрішній бак через клапан зливання палива 33. Під час заправлення клапан зливання палива 33 перебуває в закритому стані під тиском палива в магістралі заправлення. Після відімкнення джерела тиску клапан відкривається, і паливо зливається.

Крилові баки можуть також заправлятися зверху через заливні горловини 1, розміщені на верхній поверхні зовнішніх крилових баків.

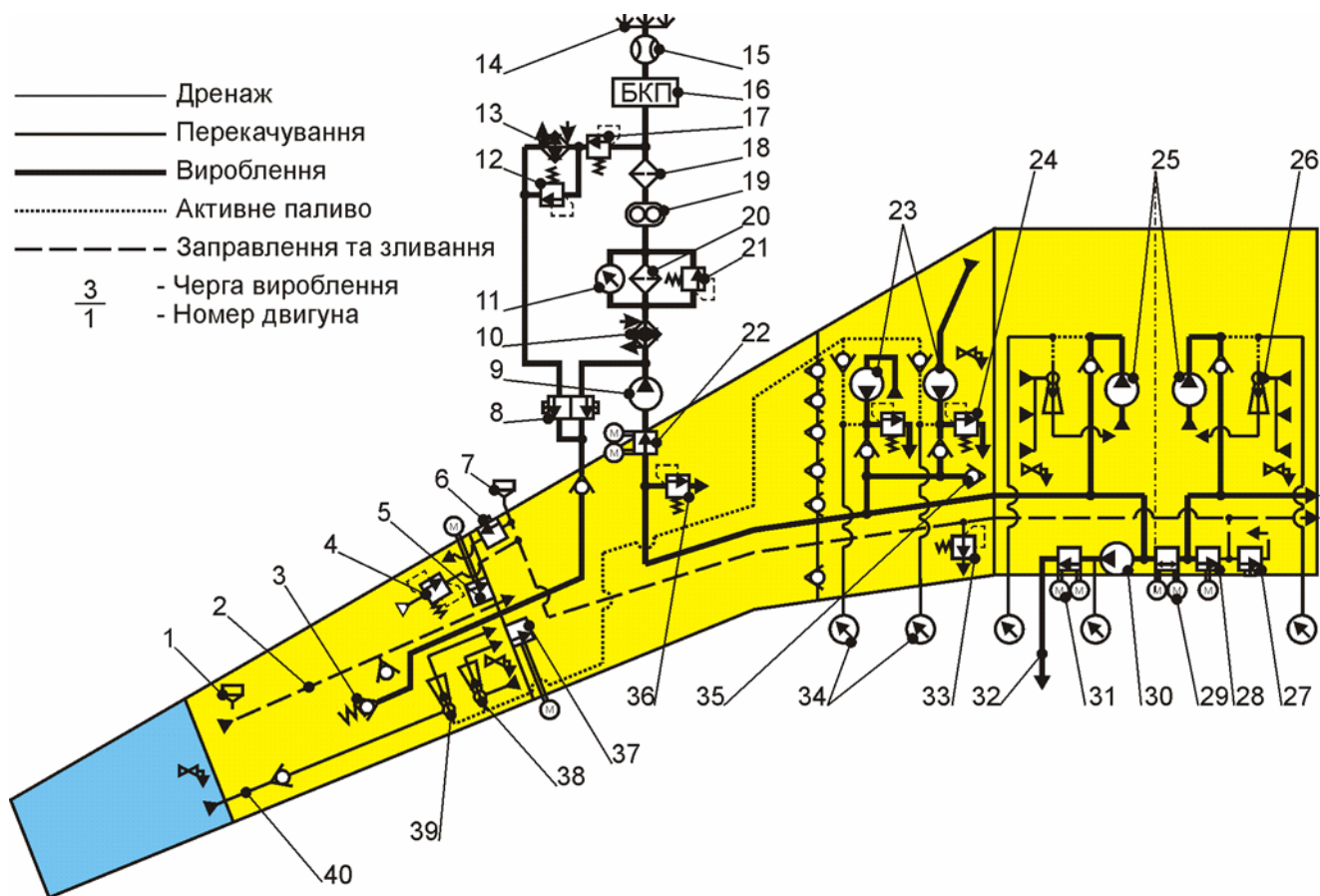


Рис. 10.9. Схема підсистем заправки, подання та перекачування літака Airbus-320:

1 — заливна горловина; 2 — труба переливання; 3 — клапан, що підтримує тиск; 4 — клапан входу повітря; 5, 37 — міжбакові крани переливання; 6 — клапан заправки крилових баків; 7 — штуцер заправки під тиском; 8 — клапан повернення палива; 9 — ПНД; 10 — ПМТ; 11 — сигналізатор різниці тиску; 12 — перепускний клапан теплообмінника ІПГ; 13 — теплообмінник ІПГ; 14 — паливні форсунки; 15 — витратомір; 16 — БКП; 17 — перепускний клапан; 18 — фільтр високого тиску; 19 — ОНД; 20 — фільтр низького тиску; 21 — перепускний клапан фільтра; 22 — протипожежний кран; 23, 25 — ПНЛ; 24 — клапан послідовності; 26, 38, 39 — струминні насоси; 27 — клапан заправки центрального бака; 28 — кран зливання; 29 — кран перехресного живлення; 30 — насос ДСУ; 31 — протипожежний кран ДСУ; 32 — лінія живлення ДСУ; 33 — клапан зливання палива; 34 — сигналізатори тиску насосів; 35 — самопливний клапан; 36 — клапан скидання повітря; 40 — лінія відкачування палива із дренажного бака

Кран зливання 28, установлений між підсистемою подання палива та магістраллю заправки, дає змогу злити паливо через штуцер заправки 7 або перекачати паливо на землі баковими насосами з одного бака в інший.

**Підсистема подання.** Літак обладнано змішаною підсистемою подання палива до двигунів. Паливо виробляється в такому порядку. Споча-

тку паливо їх центрального бака подається до обох двигунів. Потім паливо із кожного внутрішнього бака подається до відповідного двигуна до залишку 750 кг у кожному внутрішньому баці. Після цього паливо із зовнішніх баків переливається в найближчі внутрішні баки. Паливо, що залишилося, із внутрішніх баків подається до відповідних двигунів. Паливо зберігається в зовнішніх крилових баках з двох причин: для розвантаження крила та для збільшення критичної швидкості флатера.

Підсистема подання палива до двигунів містить два ПНЛ 23 у кожному внутрішньому консольному баці та два ПНЛ 25 у центральному баці. ПНЛ 23, установлені у кореневій частині крила, відокремлені протидливною нервюрою, що утворює витратний відсік. Паливо всмоктується на вході до ПНЛ через подовжувальні трубки зі вхідними фільтрами. Кожен ПНЛ установлено в монтажному пристрої, який дає змогу замінити підкачувальний вузол насоса при наявності палива в баці. У верхній частині монтажного пристрою розміщено дренажний клапан, що випускає газ, відокремлені від палива насосом, назад у бак. Клапан скидання повітря 36, установлений у верхній точці між насосом і протипожежним краном, випускає газ, що потрапили в лінію живлення двигуна.

Усі крилові ПНЛ залишаються ввімкненими протягом усього польоту. Насоси центрального бака видають більший тиск палива, ніж крилові насоси. Крім того, кожен криловий насос обладнано клапаном послідовності 24, який гарантує, що паливо із центрального бака подається до двигунів першим. Коли тиск палива на вході до клапана перевищує 174 кПа, клапан відкривається, перепускаючи паливо, що подається насосом назад у внутрішній бак.

У випадку відмови або вимкнення одного з крилових насосів витрата іншого насоса є достатньою для двигуна. По одному самопливному клапану 35 установлено в кореневій частині кожного внутрішнього бака. Під час нормальної роботи клапан закрито тиском насосів, але у випадку відмови всіх насосів у внутрішньому баці клапан дає змогу живити двигун паливом всмоктуванням. Подання всмоктуванням із центрального бака є неможливим. Двиготворний кран перехресного живлення 29 дає змогу обом двигунам живитися з одного боку або живити один двигун з обох боків. Двиготворний протипожежний кран двигуна 22 припиняє подання палива у двигун. Він керується екіпажем з допомогою стоп-крана двигуна або пожежної кнопки.

За протипожежним краном 22 розміщено ПНД 9, що прокачує паливо через паливомастильний теплообмінник 10, фільтр низького тиску 20, обладнаний перепускним клапаном 21 і сигналізатором перепаду тиску 11, та утворює достатній тиск на вході до ОНД 19. ОНД 19 подає паливо через фільтр високого тиску 18 до блока керування паливом 16, який спрямовує дозоване паливо через витратомір 15 у паливні форсунки 14.

Подання палива до ДСУ відгалужується від лінії живлення двигуна. Тиск палива для ДСУ утворюється ПНЛ або насосом ДСУ 30 із лівого вну-

трішнього бака. При відкритому крані перехресного живлення 29 паливо може подаватися до ДСУ від лінії живлення правого двигуна. Якщо тиск палива в лінії живлення ДСУ 32 падає нижче 150 кПа, то насос ДСУ 30 вмикається для забезпечення надійного подання палива до ДСУ. Оскільки паливо надходить до ДСУ через герметичний фюзеляж, протипожежний кран ДСУ 31 має два електромотори, що живляться від різних шин постійного струму для забезпечення надійної роботи.

**Підсистема рециркуляції палива.** Деяка кількість палива, що подається в кожен двигун, за фільтром високого тиску 18 спрямовується через теплообмінник інтегрованого приводу генераторів (ІПГ) 13, де воно охолоджує мастило, до клапана повернення палива 8 і назад у зовнішній паливний бак. Зворотний клапан у лінії рециркуляції запобігає течії палива із крилового бака у двигун, коли підсистему вимкнено. Клапан, що підтримує тиск 3, зберігає тиск близько 108 кПа в лінії рециркуляції. Цей тиск запобігає кипінню гарячого палива в трубопроводі.

FADEC керує клапаном повернення палива 8. Під час переповнення зовнішнього бака паливо переливається у внутрішній бак через трубу переливання 2. Під час живлення двигунів із центрального бака крилові баки будуть переповнюватися й підсистема автоматично вимкне насос 25 центрального бака, коли внутрішній бак буде повним. Насоси крилового бака будуть живити двигун доти, доки не буде вироблено приблизно 500 кг палива, після чого рівень палива опуститься нижче сигналізатора переповнення, і логіка схеми перезапустить насоси центрального бака.

**Підсистема перекачування.** Паливо із кожного зовнішнього бака переливається самопливом у відповідний внутрішній бак через два електромоторних міжбакових крани переливання 5, 37. Після відкриття крани блокуються у відкритому положенні. Вони закриваються автоматично на початку наступної операції заправлення. Два сигналізатори рівня встановлено в кожному внутрішньому баці. Кожен сигналізатор керує двома кранами переливання (одним у кожній консолі), гарантуючи, що переливання виконується одночасно в обох консолях.

Паливо, що потрапило в кожен дренажний бак, постійно перекачується струминним насосом 39 до заднього міжбакового крана переливання 37. Зворотний клапан у лінії відкачування 40 із дренажного бака запобігає перетіканню палива в дренажний бак через струминний насос у випадку, якщо всі ПНЛ відмовили або їх вимкнено. Струминні насоси 26 і 38 перекачують паливо, що залишилося у відповідних баках, до входу в насоси або до заднього крана переливання.

**Підсистема вимірювання палива** містить підсистему індикації кількості палива (fuel quantity indication — FQI), магнітні мірні індикатори (MMI) і підсистему вимірювання рівня палива.

Підсистема вимірювання кількості палива, що вимірює масу палива в баках літака, складається з блока індикації кількості палива (fuel quantity indication computer — FQIC), бортового замінного модуля (on-board

replaceable module — OBRM), паливомірів і густиномірів. Двоканальний FQIC керує підсистемою FQI. OBRM, підключений до FQIC, містить програмне забезпечення для роботи FQIC. Набір паливомірів 3 (рис. 10.10) електроємнісного типу встановлено в кожному баці. Густиноміри 4 розміщено в нижніх частинах баків. Для вимірювання рівня палива на землі в кожній консолі крила встановлено п'ять MMI 1, один MMI встановлено в центральному баці.

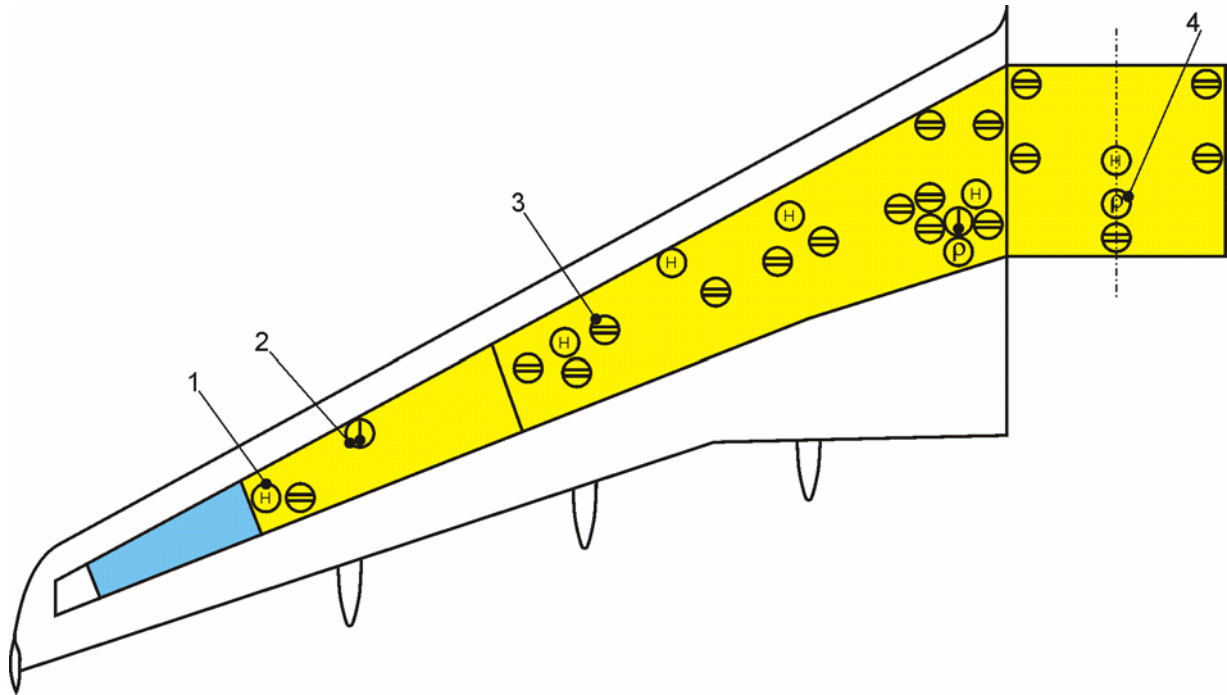


Рис. 10.10. Схема підсистеми вимірювання палива літака Airbus-320:  
1 — магнітний мірний індикатор; 2 — датчик температури; 3 — електроємнісний паливомір; 4 — густиномір

Підсистема вимірювання рівня палива містить набір термісторів для вимірювання різних рівнів (верхнього, нижнього, повного, нижче повного, переповнення) палива в баках. Ця інформація потім використовується для керування роботою насосів центрального бака, міжбакових кранів переливання та клапана керування поверненням палива із ІПГ.

### **10.1.6. Паливна система літака Boeing-777**

Boeing-777 являє собою міжконтинентальний пасажирський літак-низькоплан, розроблений компанією Boeing. Літак призначено для перевезення від 305 до 550 пасажирів на відстань до 13330 км на висоті до 13100 м [31, 165]. Залежно від модифікації літак оснащено двома ТРДД Pratt Whitney PW4084/4090, Rolls-Royce Trent 800 або General Electric GE90, установленими на пілонах під крилом. Кожен двигун розвиває статичну тягу 329...511 кН. Первинний варіант B-777-200 здійснив перший політ 1994 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Усе паливо розміщено в трьох баках-кесонах, розташованих у консолях крила та центроплані

(рис. 10.11). Баки знаходяться між переднім і заднім лонжеронами крила. Між двигунами передній лонжерон крила зміщено трохи назад, щоб уникнути пошкодження бака уламками ротора у випадку його нелокалізованого руйнування.

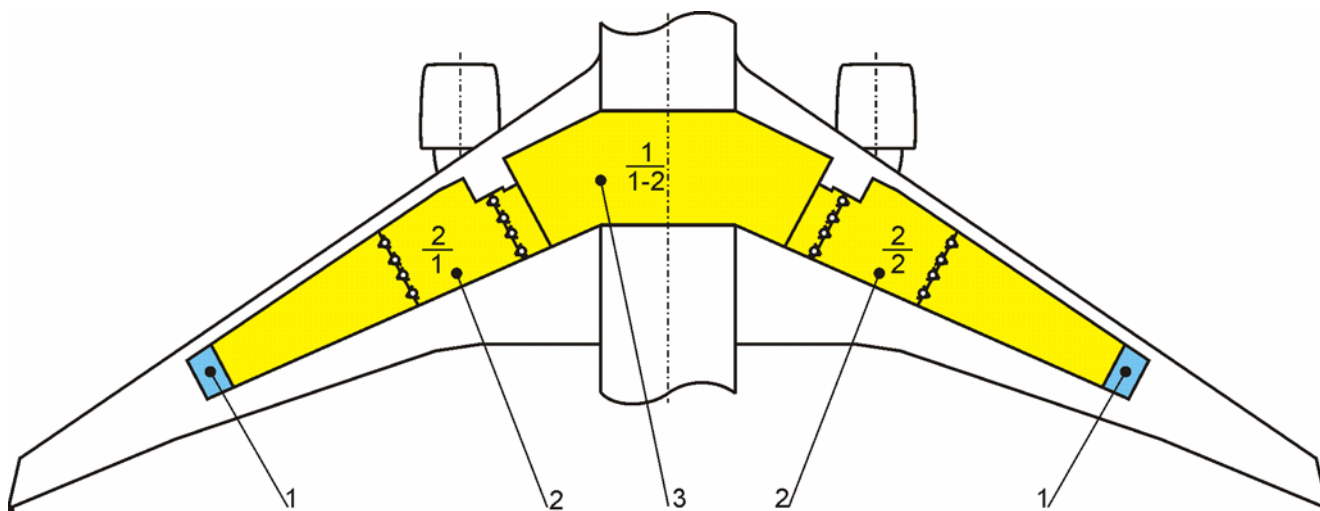


Рис. 10.11. Схема розміщення паливних баків літака Boeing-777:  
1 — дренажні баки; 2 — головні баки; 3 — центральний бак

Центральний бак 3 складається з трьох частин: центропланної секції та двох секцій у кореневих частинах консолей. Паливо може вільно переливатися в межах центрального бака в боковому напрямку. Головні баки 2 прилягають до зовнішніх нервюр центрального бака. У передніх кореневих частинах головних баків виконано сухі відсіки, які запобігають виплискуванню палива на двигун у випадку руйнування ротора. По дві ПВН установлені в кожному головному баці для запобігання неконтрольованому зміщенню ЦМ літака та відтоку палива від насосів.

Дренаж паливних баків здійснюється через два дренажних баків-кесони, розміщені зовні відносно кожного головного бака (рис. 10.12). У кожному дренажному баці встановлено повітрязабірник НАСА 1 для відновлення зовнішнього динамічного тиску повітря й полум'ягасник 2 для запобігання проникненню прямого удару блискавки в паливні баки. У дренажних бачках також розміщено переставний комбінований запобіжний клапан 9, який відкривається при перевищенні заданої різниці тиску між навколишньою атмосферою й дренажним баком у будь-якому напрямку.

Як поздовжні лінії дренажу використовуються дренажні стрингери 7. Шість поплавцевих дренажних клапанів 6, установлених в нижніх точках ліній дренажу, використовуються для зливання палива, що потрапило до них, назад у центральний бак. Зовнішні поплавцеві дренажні клапани 3 перекривають дренажні отвори, коли паливо відливається у зовнішні відсіки консолей, для запобігання потраплянню палива в дренажні баки. Якщо ж паливо все-таки потрапило в дренажний бак, то зворотний клапан 8 дає змогу злити його назад у головний бак.

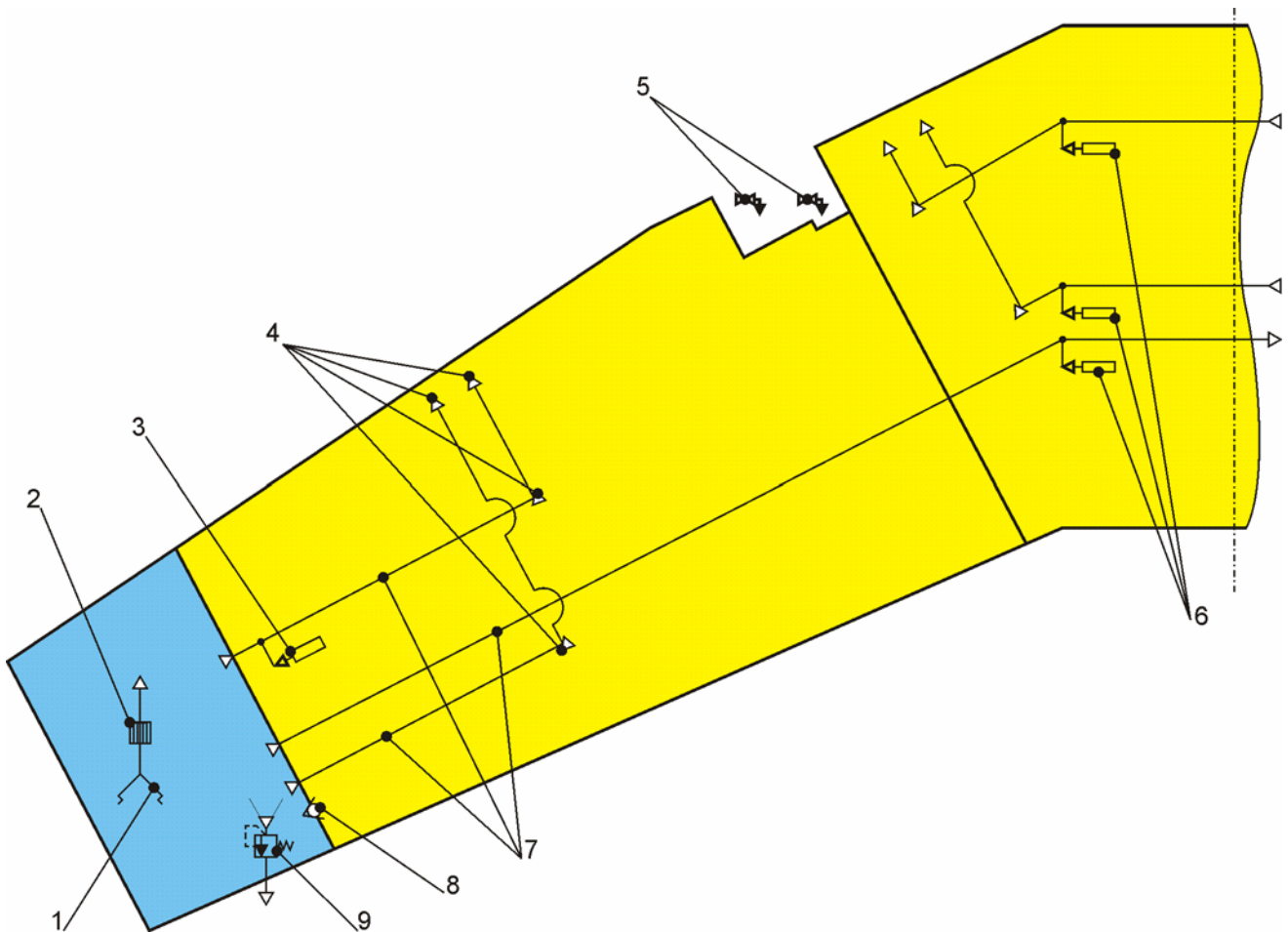


Рис. 10.12. Схема підсистеми дренажу літака Boeing-777:

1 — повітрязбірник NACA; 2 — полум'ягасник; 3, 6 — поплавцеві дренажні клапани; 4 — дренажні отвори; 5 — зливні клапани сухого відсіку; 7 — дренажні стрингери; 8 — зворотний клапан; 9 — запобіжний клапан

**Підсистема заправлення та зливання** (рис. 10.13). Передбачено тільки закрите заправлення. Панель централізованого заправлення/зливання розміщується тільки в носку лівої консолі крила, де встановлено два штуцери заправлення 12 по боках панелі заправлення. Трубопровід заправлення, що проходить усі три баки вздовж заднього лонжерона, також використовується для аварійного зливання. Є шість бакових кранів заправлення: по два крани 2, 4 у кожному головному баці та два крани 8 у центральному баці.

Для мінімізації залишку, що не виробляється, у нижніх точках трубопроводу заправлення встановлено зливні клапани 6. Ці клапани працюють таким чином. Коли трубопровід перебуває під тиском, клапани запобігають течії палива в головні баки. Коли головний бак повний, зливний клапан запобігає перетіканню палива із бака у трубопровід. Коли головний бак неповний, паливо зливається із трубопроводу заправлення/аварійного зливання в головний бак. Вакуум-клапани 13 забезпечують нормальну роботу зливних клапанів 6. Коли паливо зливається через зливні клапани, тиск у трубопроводі падає, що приводить до відкриття ва-



куум-клапанів 13. унаслідок чого повітря заповнює трубопровід, так що паливо продовжує зливатися.

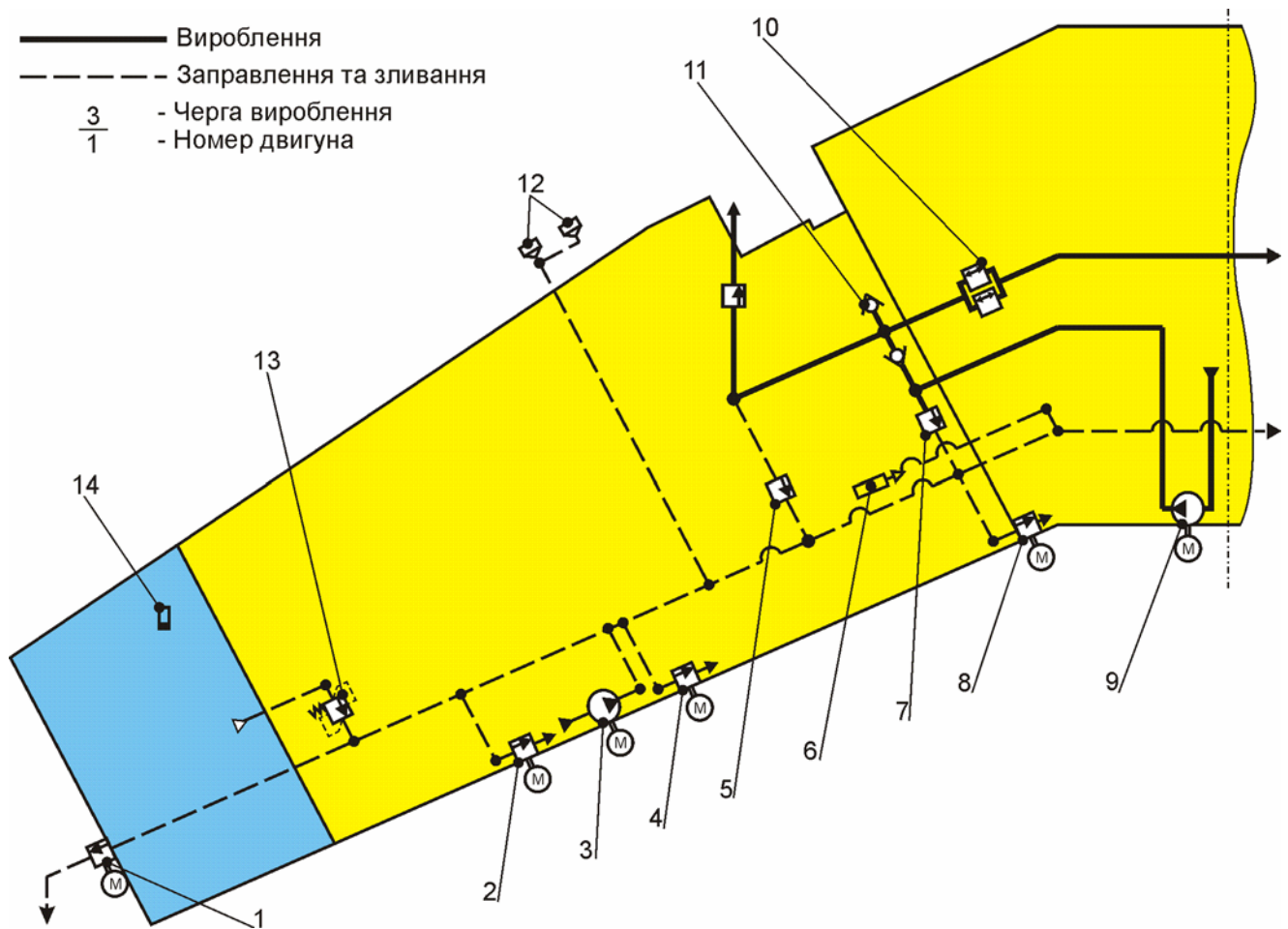


Рис. 10.13. Схема підсистем заправлення, зливання та аварійного зливання літака Boeing-777:

1 — головний кран аварійного зливання; 2, 4 — крани заправлення головного бака; 3 — насос аварійного зливання; 5 — кран зливання (тільки справа); 6 — зливний клапан трубопроводу; 7 — ізолювальний кран; 8 — кран заправлення центрального бака; 9 — насос пересилювання/аварійного зливання; 10 — кран перехресного живлення; 11 — самопливний клапан; 12 — штуцери заправлення; 13 — вакуум-клапан; 14 — поплавцевий сигналізатор

Передбачено два способи зливання: зливання під тиском літакових насосів і зливання всмоктуванням наземним насосом. Для зливання палива насосами літака відкривають кран зливання 5, що з'єднує магістраль подання палива у двигун із трубопроводом заправлення. Один із кранів перехресного живлення 10 має бути відкритим, щоб паливо з лівого боку потрапило до крана зливання. Потім вмикають насоси підкачування, і паливо подається через кран 5 до штуцерів заправлення 12.

Зливання всмоктуванням виконується наземним насосом через ті ж самі штуцери 12, кран зливання 5 і самопливні клапани 11.

Також підсистема зливання може бути використана для міжбакового перекачування палива на землі. У цьому випадку паливо можна перекача-

ти з одного бака до іншого насосами підкачування через крани заправлення 2, 4, 8.

**Підсистема подання.** В усіх дводвигунових літаках фірми Boeing використовується паралельна («override» — пересилуванням) схема подання палива (рис. 10.14). Це дає змогу виробляти паливо із центрального бака першою чергою. Така схема потребує значного перерозмірювання насосів пересилування (установлених у центральному баці), але вони також використовуються для аварійного зливання, що потребує значної потужності насосів для забезпечення зливання палива в межах заданого часу.

У кожному баці встановлено по два насоси змінного струму. Подача кожного насоса є достатньою для роботи одного двигуна при будь-яких умовах. Усі насоси — зовнішньобакові, розміщені в задньому лонжероні й оснащені забірними патрубками. Напірні патрубки насосів пересилування 9 з'єднані із магістраллю подання палива до двигуна через зворотні клапани для запобігання зворотному потоку палива через непрацюючі насоси 9. Поки центральний бак не порожній, насоси пересилування утворюють більший тиск на виході й пересилують насоси підкачування 1, 3 головних баків, які працюють вхолосту. Після спорожнення центрального бака насоси пересилування вимикаються, а насоси підкачування головних баків автоматично починають подавати паливо до двигуна.

Насоси підкачування 1, 3 також подають активне паливо до струминних насосів 5 відкачування палива, які перекачують паливо, що залишилося, із центрального бака в головні баки, коли низький рівень палива в центральному баці перешкоджає нормальній роботі насосів пересилування. Коли головний бак повний, вихідний поплавцевий клапан закривається, запобігаючи перекачуванню палива через напірну лінію струминного насоса 5. Вхідний поплавцевий клапан запобігає поданню активного палива до струминного насоса, аж поки центральний бак не буде практично порожнім. Таким чином, відбувається запобігання занадто ранньому перекачуванню палива в головний бак, якщо вихідний поплавцевий клапан відмовив. Зворотний клапан у струминному насосі запобігає перетіканню палива із головного бака в центральний.

Крім того, насоси підкачування 1, 3 і насоси пересилування 9 відповідно подають активне паливо до струминних насосів 2, 8 відкачування води. Унаслідок цього відстояна вода перемішується, формуються крапельки малого розміру і ця суміш із виходів зі струминних насосів подається на вхід до насосів підкачування або пересилування.

У випадку відмови всіх насосів підкачування двигуни можуть підсмоктувати паливо через самопливні клапани 11 до висоти живлення самопливом — 7620 м. У лівій частині центрального бака встановлено два крани перехресного живлення 10, з'єднані паралельно, що забезпечує необхідну надійність відповідно до вимог експлуатації на маршрутах збільшеної дальності (Extended Operations — ETOPS).

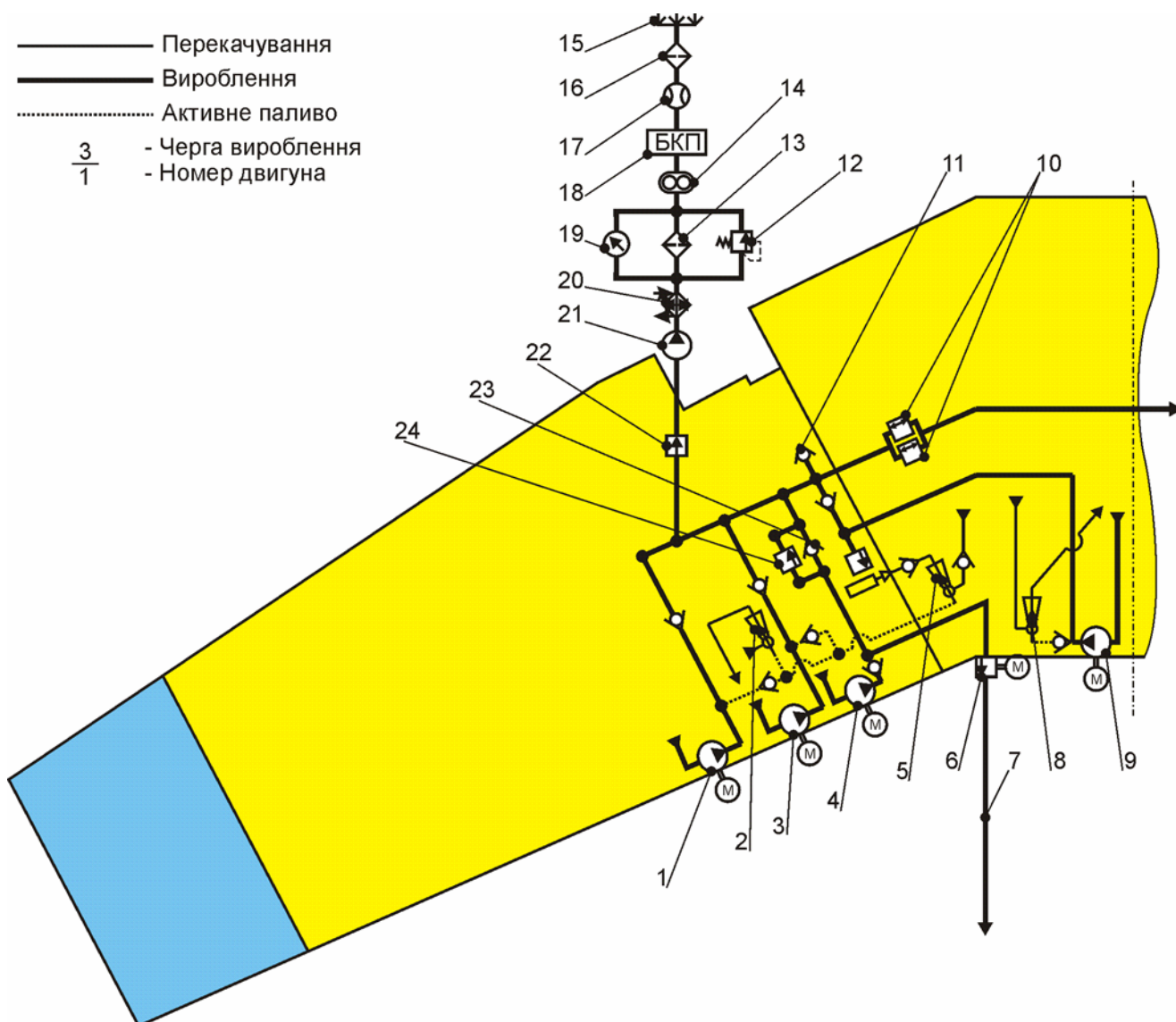


Рис. 10.14. Схема підсистеми подання літака Boeing-777:

1, 3 — задній і передній насоси підкачування; 2, 5, 8 — струминні насоси відкачування; 4 — насос ДСУ; 6 — протипожежний кран ДСУ; 7 — лінія живлення ДСУ; 9 — насос пересилування/аварійного зливання; 10 — крани перехресного живлення; 11 — самопливний клапан; 12 — перепускний клапан фільтра; 13 — фільтр низького тиску; 14 — ОНД; 15 — паливні форсунки; 16 — фільтр високого тиску; 17 — витратомір; 18 — БКП; 19 — сигналізатор тиску; 20 — ПМТ; 21 — ПНД; 22 — протипожежний кран двигуна; 23 — зворотний клапан ДСУ; 24 — ізолювальний кран ДСУ

ПНД 21 прокачує паливо через ПМТ 20 і фільтр низького тиску 13. ОНД 14 подає паливо до блока керування паливом 18. ОНД також живить командним паливом агрегати двигуна. Основне паливо надходить через витратомір 17 і фільтр високого тиску 16 до паливних форсунок 15.

Для живлення ДСУ в лівому головному баці є спеціальний підкачувальний насос 4 постійного струму. Насос ДСУ вмикається автоматично при відсутності живлення змінним струмом і встановленні перемикача ДСУ в положення «On» («Увімк»). Паливо може також подаватися до ДСУ будь-

яким насосом змінного струму через зворотний клапан 23. На землі при наявності живлення змінним струмом лівий передній насос підкачування 3 змінного струму вмикається автоматично незалежно від положення його перемикача, а насос постійного струму вимикається. У польоті насос 4 постійного струму вмикається автоматично й подає паливо через ізолювальний кран ДСУ 24 для швидкого зустрічного запуску лівого двигуна у випадку відмови обох двигунів і втрати живлення змінним струмом.

Паливо надходить до ДСУ, розміщеної у хвостовій частині фюзеляжу, через протипожежний кран ДСУ 6 і трубопровід 7. Паливні лінії в герметичній зоні розміщено в кожусі з дренажем за борт, обладнаному полум'ягасниками.

**Підсистема аварійного зливання** працює через трубопроводи заправлення (див. рис. 10.13). Підсистема аварійного зливання містить два насоси пересилювання/аварійного зливання 9 у центральному баці, один насос аварійного зливання 3 у кожному головному баці, два ізолювальних крани 7 і два головних крани аварійного зливання 1 із патрубками. Головні крани аварійного зливання 1 не можуть бути ненавмисно відкриті на землі.

Коли екіпаж приводить у готовність (arms) підсистему аварійного зливання, система вимірювання та індикації палива (СВІП) обчислює масу залишку палива після аварійного зливання до максимальної посадкової маси. Екіпаж може підкоректувати масу залишку палива ручкою перемикача «Fuel-to-remain» («Залишок палива»). Потім екіпаж має натиснути перемикачі зливних кранів, що відкривають головні крани аварійного зливання 1 та ізолювальні крани 7 і вмикають насоси аварійного зливання 3 у головних баках. Насоси пересилювання/аварійного зливання 9 необхідно вмикати вручну. Протягом аварійного зливання час аварійного зливання, що залишився, у хвиликах відображається в кадрі «Fuel» («Паливо») на EICAS. Аварійне зливання припиняється автоматично в момент досягнення заданого залишку палива. Коли літак є сильно навантаженим і має переднє центрування, для підтримання ЦМ у заданих межах паливо насамперед зливається з центрального бака, а насоси аварійного зливання головних баків умикаються із затримкою.

Кожен кран аварійного зливання 1 керується незалежно. Та у випадку, якщо один з них є нероботоздатним або заклиненим, паливо може бути злите через інший. Насос аварійного зливання 3 головного бака встановлено так, що він не може злити паливо нижче мінімальної безпечної кількості. Патрубки аварійного зливання розміщено по внутрішніх кромках елеронів.

**Підсистема вимірювання палива.** Boeing-777 є першим цивільним літаком, де використовується ультразвукова підсистема вимірювання палива. Це дає змогу зняти вимогу до неперервності екранування внутрішньобакової електропроводки. СВІП виконує такі функції: вимірює рівень і масу палива; керує процесом заправлення; виявляє вільну воду в баках.

СВІП містить (рис. 10.15): ультразвукові паливоміри 1, ультразвукові датчики швидкості 5, ультразвукові датчики вільної води 3, густиноміри 2, датчик температури 4, магнітні мірні лінійки 6, електропроводку та блок вимірювання кількості палива (БВКП). Внутрішньобакову електропроводку виконано у вигляді крученої пари. Зовнішньобакова електропроводка має подвійне екранування для забезпечення електромагнітного захисту від удару блискавки.

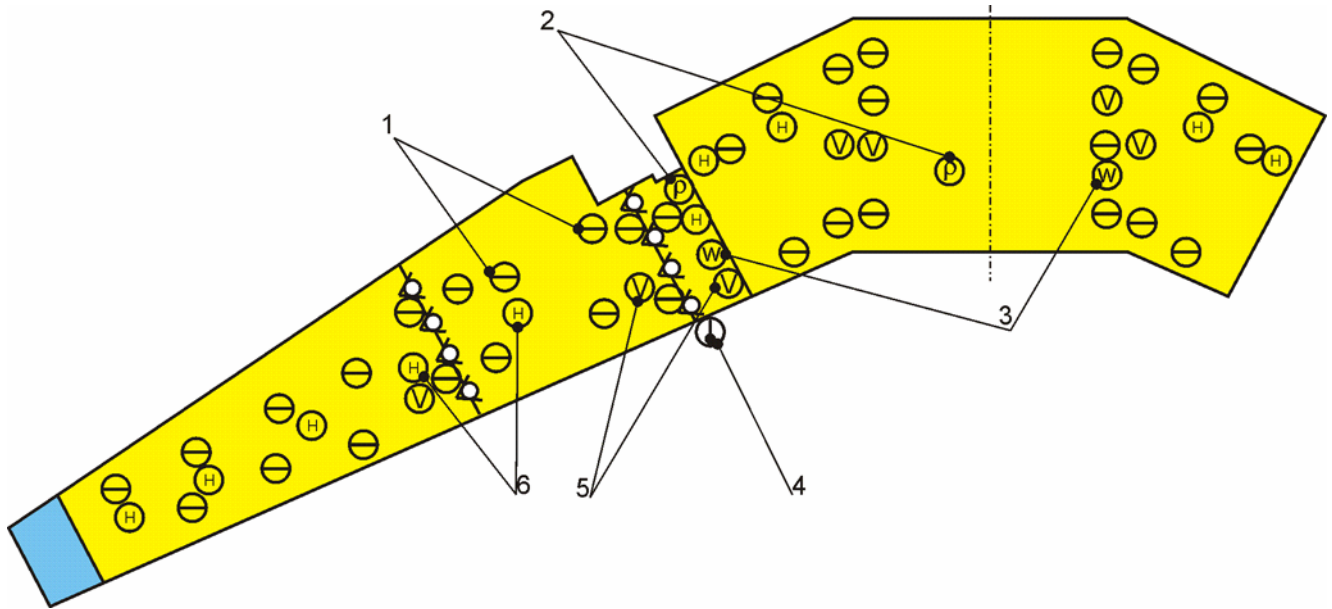


Рис. 10.15. Схема підсистеми вимірювання палива літака Boeing-777:

1 — ультразвукові паливоміри; 2 — густиноміри; 3 — ультразвукові датчики вільної води; 4 — датчик температури; 5 — датчики швидкості; 6 — магнітні мірні лінійки

У кожному головному баці встановлено сімнадцять ультразвукових паливомірів 1, три датчики швидкості 5, один датчик вільної води 3, один густиномір 2 і шість магнітних мірних лінійок 6. Один датчик температури 4 встановлено в лівому головному баці. У центральному баці розміщено шістнадцять ультразвукових паливомірів, чотири датчики швидкості, один датчик вільної води, один густиномір і чотири магнітних мірних лінійки.

Ультразвукові паливоміри вимірюють рівень палива. Сигнал від БВКП прямує до випромінювача паливоміра. При цьому ультразвуковий імпульс проходить через паливо всередині оболонки до його поверхні, відбивається й повертається назад до випромінювача. БВКП вимірює час руху імпульсу і за цим показником визначає рівень палива.

У нижній точці кожного бака встановлено один ультразвуковий датчик вільної води. Його конструкція схожа на перевернутий паливомір. Крім того, у його оболонці є вертикальні щілини для забезпечення гарантованого визначення поверхні розділення паливо/вода. Ультразвукові сигнали від випромінювача датчика прямують униз до поверхні розділення паливо/вода. Зі збільшенням кількості вільної води поверхня розділення піднімається, час двобічного руху сигналу пропорційно зменшується, що вико-

ристовується процесором для генерації повідомлення на панель обслуговування.

Структура БВКП (рис. 10.16) містить два ідентичних, але незалежних канали, кожен з яких містить канал кола введення-виведення й карту ARINC 629/429. В архітектурі «цеглиний мур» використовуються три дво-канальних комутаційних пристрої (Dual channel Data Concentrator — DDC) і три кола для незалежного вимірювання в кожному баці. Кожен канал у середині DDC взаємодіє з усіма датчиками в одному баці. Потім розраховані маси палива для кожного бака передаються у два незалежні канали введення-виведення і через них — у дві системи керування інформацією літака (Airplane Information Management System — AIMS) і на інтегровану панель заправки (Integrated Refuel Panel — IRP).

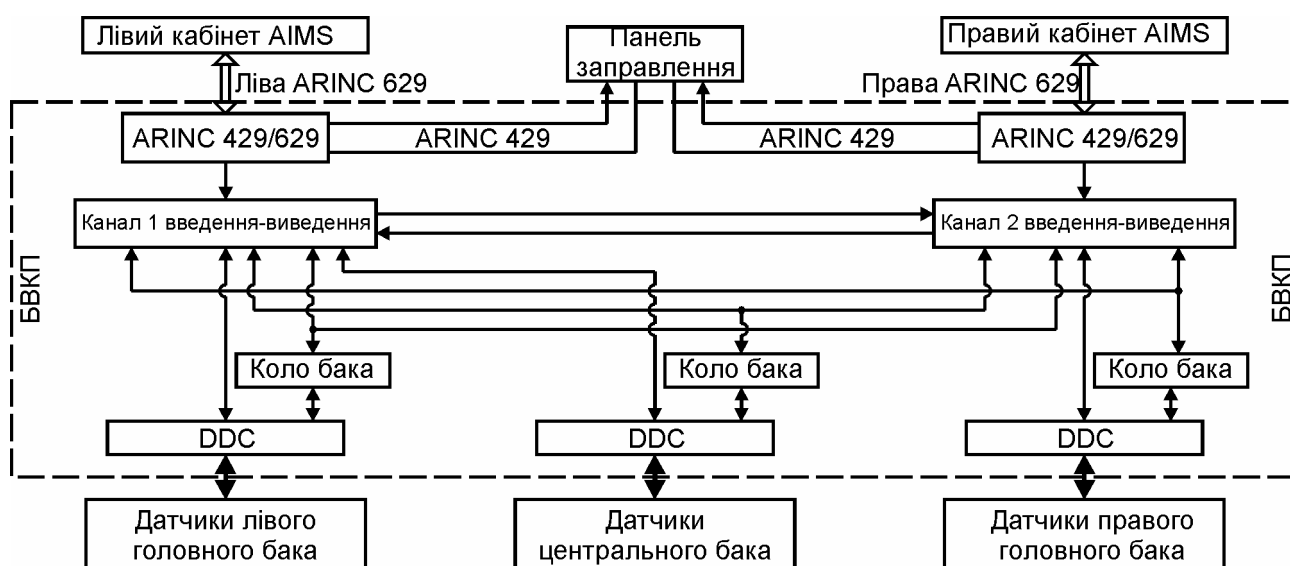


Рис. 10.16. Архітектура БВКП літака Boeing-777

БВКП мають високовідмовостійку структуру. У випадку відмови комутаційного пристрою або електричного кола бака забезпечується вимірювання в усіх трьох баках. Завдяки наявності допоміжного кола для забезпечення роботи кола бака інший канал комутаційного пристрою проблемного бака може бути використаний безпосередньо із колом введення-виведення для розрахунку кількості палива.

### 10.1.7. Паливна система літака Ил-96

Ил-96 являє собою далекомагістральний пасажирський літак низькоплан, розроблений ОКБ С. В. Ільюшина. Літак призначено для перевезення від 235 до 300 пасажирів на відстань до 7500 км на висоті до 12000 м [58]. Залежно від модифікації літак оснащено чотирма ТРДД ПС-90 конструкції П. О. Соловйова або Pratt & Whitney PW2037, установленими на пілонах під крилом. Кожен двигун розвиває статичну тягу 156 кН. Первинний варіант Ил-96-300 здійснив перший політ 1988 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку розміщено в дев'яти баках-кесонах між лонжеронами крила: один у центроплані крила та по чотири в кожній консолі (рис. 10.17).

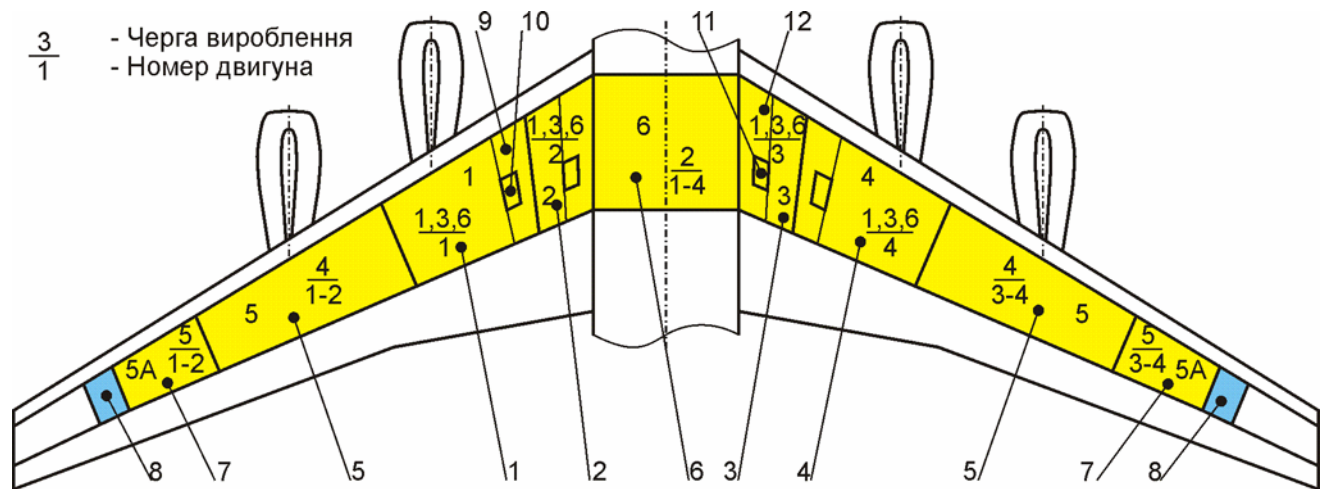


Рис. 10.17. Схема розміщення паливних баків літака Іл-96:  
 1 — бак № 1; 2 — бак № 2; 3 — бак № 3; 4 — бак № 4; 5 — баки № 5; 6 — бак № 6; 7 — баки № 5А; 8 — дренажні баки; 9, 12 — передвитратні відсіки; 10, 11 — витратні відсіки

Баки в корневих частинах консолей (по два баки в кожній консолі) — витратні. Нумерація ВБ відповідає нумерації двигунів, у які із них подається паливо: лівий зовнішній ВБ — 1, лівий внутрішній — 2, правий внутрішній — 3, правий зовнішній — 4. Зовні від ВБ розміщено чергові баки № 5 і № 5А (7), а за ними дренажні баки 8. Чергові баки № 5 і № 5А є спільними для двигунів, розміщених під однією консоллю крила. У центроплані розміщено бак № 6 — спільний для всіх двигунів. У середині кожного ВБ двома противідливними нервюрами відокремлено передвитратні відсіки 9, 12. Додаткова перегородка відокремлює витратні відсіки 10, 11.

Дренаж усіх паливних баків, крім баків № 5А, здійснюється за променевою схемою з допомогою дренажних стрингерів 2 (рис. 10.18). Заглиблені повітрязабірники дренажу 6 встановлено на знімних кришках у негерметичних сухих відсіках за дренажними баками. На двох окремих дренажних каналах, що прямують від кожного повітрязабірника, встановлено чотири вакуумних клапани 5 (що відкриваються при перепаді тиску -2 кПа) і два запобіжних клапани 4 (що відкриваються при перепаді тиску 20 кПа), що сполучають дренажний бак із атмосферою у випадку закупорки повітрязабірника 6.

Дренаж баків № 1–5 здійснюється у двох точках: у внутрішній передній і зовнішній верхній з поплавцевим клапаном 1. Бак у центроплані з'єднується окремим стрингером із кожним дренажним баком і має шість точок з'єднання: чотири попереду та дві вверху із поплавцевими клапанами. Передні точки сполучення баків із лініями дренажу використовуються при додатному куті тангажу (під час набору висоти). Дренаж через поплавцеві клапани здійснюється при від'ємних і навколонульових кутах тангажу

(тобто під час зниження та стоянки). Баки № 5А дренуються через баки № 5 по трубопроводу переливання 7.

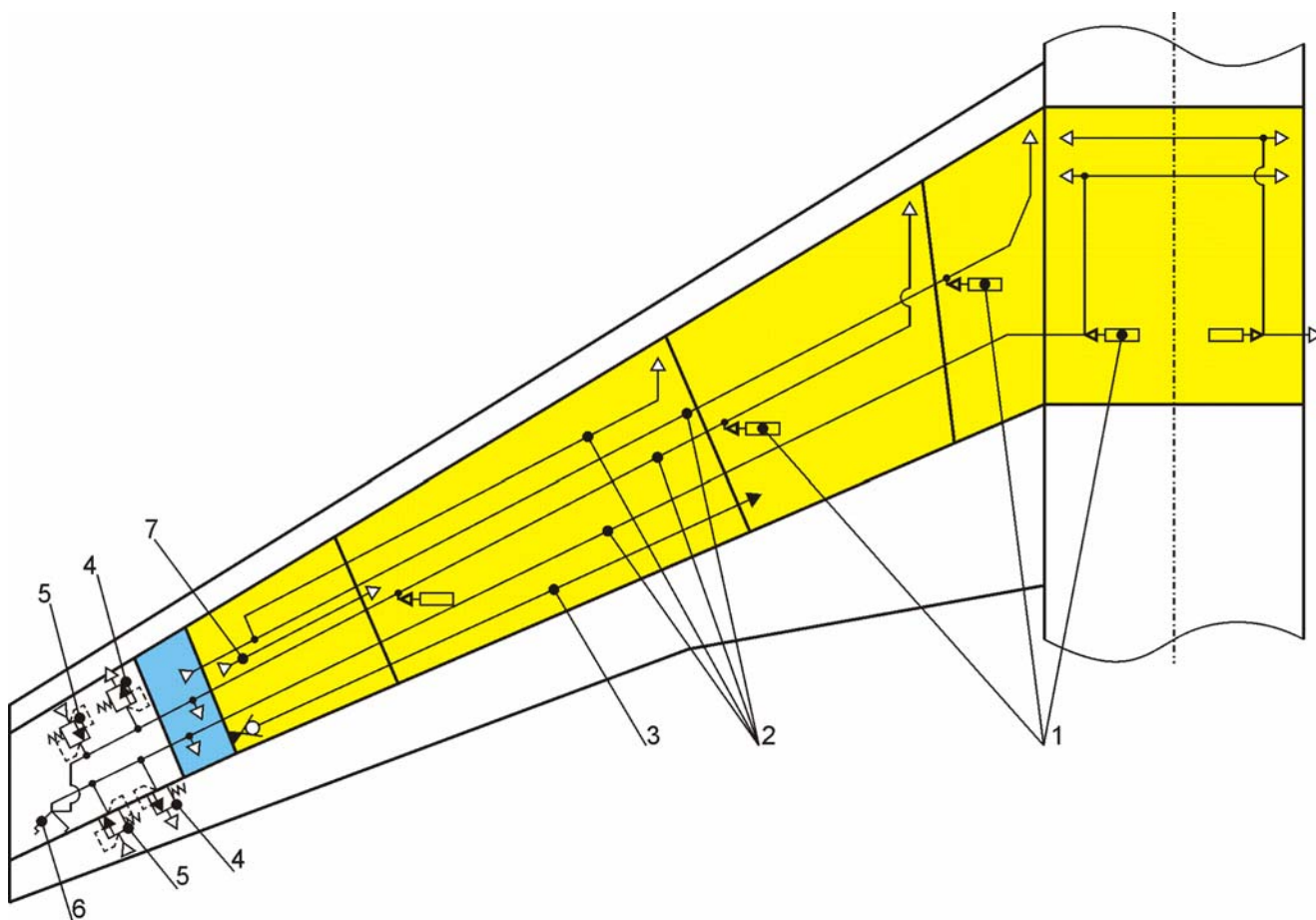


Рис. 10.18. Схема підсистеми дренажу літака Іл-96:

1 — поплавцеві дренажні клапани; 2 — дренажні стрингери; 3 — трубопровід переливання палива із дренажного бака; 4 — запобіжні клапани; 5 — вакуумні клапани; 6 — повітрязабірник дренажу; 7 — трубопровід переливання

Паливо, що потрапило в дренажні баки, самопливом переливається в баки № 1 або № 4 по трубопроводах переливання 3 зі зворотними клапанами, що запобігають зворотному перетіканню палива із ВБ у дренажні баки.

**Підсистема заправлення та зливання** (рис. 10.19). На літаку передбачено як закрите, так і відкрите заправлення. Підсистема закритого заправлення є суміщеною з підсистемами аварійного зливання та міжбакового перекачування.

Чотири бортових штуцери заправлення 4 встановлено в ніші правого обтічника крила із фюзеляжем. Два електромоторних головних крани заправлення 6 призначено для припинення заправлення, коли надмірний тиск на сигналізаторі 8 у будь-якому баці перевищує граничний (20 кПа).

Вісім кранів-клапанів заправлення баків 9, 11, 17, 24 встановлено на вході палива в баки. Кожен кран-клапан являє собою послідовно встановлені електромоторний кран і гідромеханічний клапан. Кран відкривається за командою на заправлення або перекачування в цей бак, а закривається



в момент досягнення заданої кількості палива в баці або коли тиск на сигналізаторі 8 перевищує граничний. Клапан закривається в момент досягнення максимально допустимого рівня (рівня поплавцевого клапана 23) у відповідному баці. Заправлення баків № 5 здійснюється переливанням із баків № 5А по трубопроводах переливання 27.

Клапани подвійної дії 5 призначено для відкачування палива в паливозаправник після закінчення заправлення (із ділянки магістралі між головними кранами заправлення 6 і штуцерами заправлення 4), а також для запобігання появі високого тиску палива в цій ділянці магістралі при його тепловому розширенні, якщо відкачування після заправлення не було виконано. При максимально допустимому тиску заправлення 450 кПа забезпечується витрата 6600 л/хв.

Вісім заливних горловин 26, установлених у верхніх точках консольних баків, можуть бути використані для відкритого дозаправлення баків вище рівня, що забезпечується підсистемою заправлення під тиском.

**Підсистема подання** — незалежна. До кожного основного двигуна паливо подається з витратного відсіку ВБ двома внутрішньобаковими ПНЛ 41, 42 змінного струму, що працюють одночасно та з'єднані паралельно через зворотні клапани. Перед зворотними клапанами до кожного ПНЛ під'єднано сигналізатор тиску. Далі паливо через протипожежні крани 18, 21 проходить до ПНД 29, який забезпечує прокачування палива через ПМТ 30 і фільтр низького тиску 38. Установлений за ним ОНД 32 забезпечує необхідний тиск для роботи БКП 33. Після нього паливо проходить через витратомір 34, фільтр високого тиску 35, подільник потоків 36 і потрапляє до форсунок 37.

Лінії живлення сусідніх двигунів з'єднані трубопроводами із кранами перехресного живлення 10, 14 «по перетинній магістралі» (усього три крани).

ДСУ живиться паливом тільки з витратного відсіку бака № 3. Для цього у стінці заднього лонжерона встановлено два насоси 1 постійного струму, за якими є протипожежний кран 2. Два насоси ДСУ також з'єднані паралельно, але працює тільки один із них, а інший є резервним.

**Підсистема перекачування** використовується для перекачування палива: із чергових баків № 6, № 5 і № 5А у витратні; із основних частин ВБ у передвитратні відсіки; із передвитратних відсіків у витратні; а також із одного ВБ до іншого ВБ. Із бака № 6 перекачування виконується в усі чотири ВБ за променевою схемою зі спільним баком; із баків № 5 і № 5А — у баки відповідної консолі за каскадною схемою зі спільними баками.

Перекачування між ВБ є резервним і може бути використане для перекачування палива із ВБ при відмові відповідного двигуна або при появі дисбалансу між ВБ. Воно виконується зовнішніми ПНЛ 41 по лініях аварійного зливання та заправлення 20, а керується вручну з допомогою кранів-клапанів заправлення 9, 11, 17, 24 та аварійного зливання 12, 16.

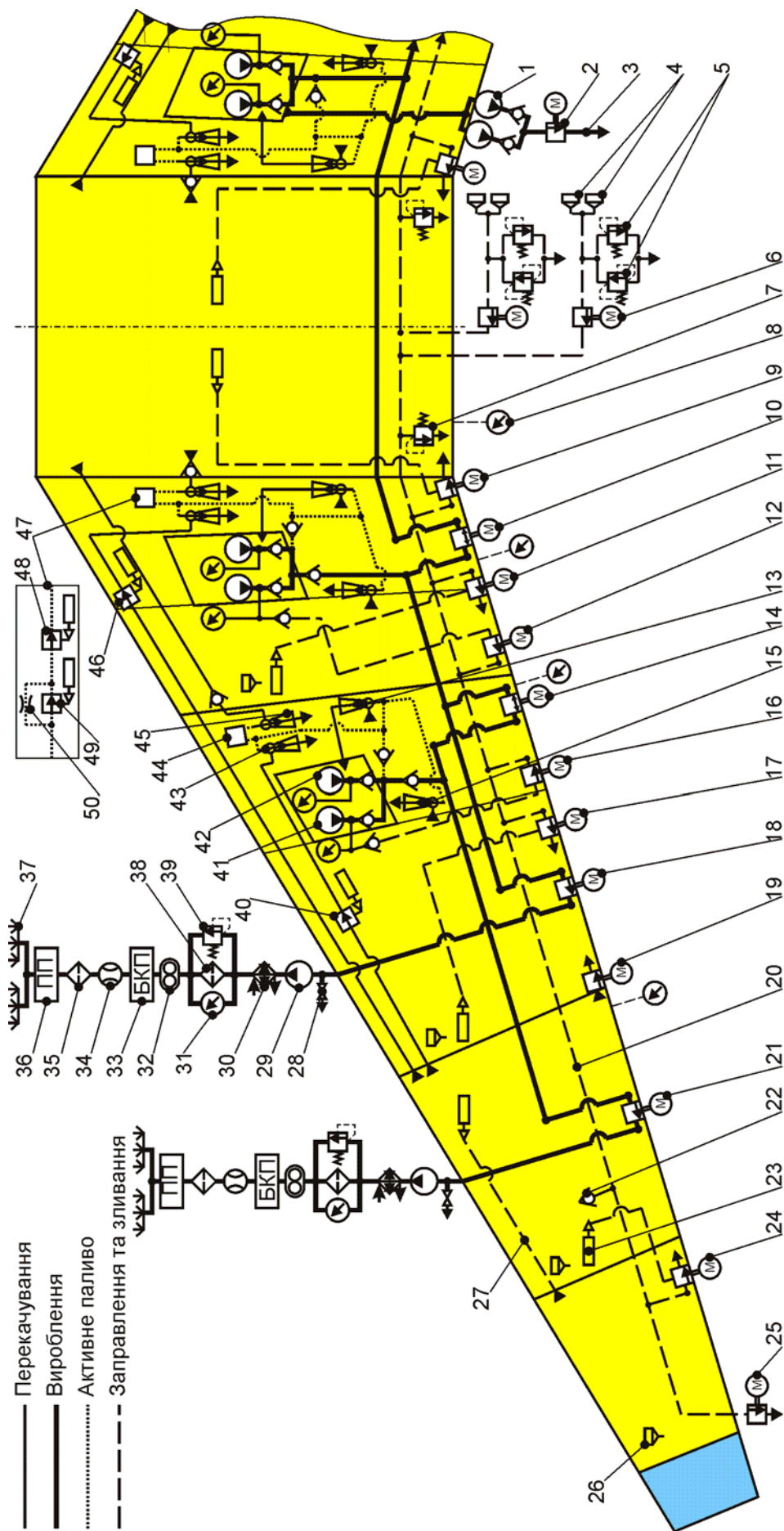


Рис. 10.19. Схема підсистем управління, подання, перекачування та аварійного зливання літака Іл-96:

1 — насос ДСУ; 2 — протипожежний кран ДСУ; 3 — лінія живлення ДСУ; 4 — штуцери управління; 5 — клапан по-  
 двійної дії; 6 — головний кран управління; 7 — клапан зливання; 8, 31 — сигнализатори тиску; 9, 11, 17, 24 — крани-  
 клапани управління; 10, 14 — КПЖ; 12, 16, 19 — крани аварійного зливання; 13, 15, 43, 45 — СН; 18, 21 — проти-  
 пожежні крани; 20 — лінія управління; 22 — ЗХ; 23 — поплавцевий клапан; 25 — головний кран аварійного зливан-  
 ня; 26 — заливна горловина; 27 — труба переливання; 28 — кран зливання; 29 — ПНД; 30 — ПМТ; 32 — ОНД; 33 —  
 БКП; 34 — витратомір; 35, 38 — фільтри; 36 — подільник потоків; 37 — форсунки; 39 — перепускний клапан;  
 40, 46, 48, 49 — клапани перекачування; 41, 42 — ПНЛ; 44, 47 — блоки клапанів перекачування; 50 — жиклер

Інші види перекачування здійснюються струминними насосами. Міжбакове перекачування керується автоматично поплавцевими клапанами, внутрішньобакове — без керування. У кожному ВБ встановлено по чотири струминних насоси, активне паливо для їх роботи відбирається від ПНЛ цього ж ВБ через зворотний клапан (який запобігає підсмоктуванню повітря через струминні насоси під час живлення двигунів всмоктуванням). Струминний насос 15 виконує перекачування із основної частини ВБ у передвитратний відсік. Струминний насос 13 перекачує паливо з передвитратного відсіку у витратний.

Порядок вироблення палива вибрано з урахуванням зниження навантаження на крило. Спочатку паливо частково виробляється з ВБ. Після зниження рівня палива у ВБ до рівня встановлення поплавцевих клапанів верхнього рівня 48 (у блоках клапанів 44 або 47) клапани 48 відкриваються й активне паливо, проходячи через жиклер 50, починає перекачування із бака № 6 у ВБ струминним насосом 45. При цьому поплавцеві клапани робочого рівня 49 залишаються закритими. Оскільки в цьому випадку вироблення палива двигуном перевищує перекачування з бака № 6, рівень палива у ВБ продовжує знижуватися. Коли він досягне рівня встановлення поплавцевих клапанів робочого рівня 49, вони також відкриваються й активне паливо проходитиме в обхід жиклера 50. При цьому витрата активного палива до струминних насосів бака № 6 збільшиться й забезпечить таку продуктивність перекачування із бака № 6, що дорівнює витраті палива із ВБ у двигун. При цьому рівень палива у ВБ залишається приблизно постійним (16000 л) до спорожнювання бака № 6, після чого продовжиться вироблення палива із ВБ.

Паливо із баків № 5 і 5А виробляється із затримкою для розвантаження крила і збільшення критичної швидкості флатера. Перекачування палива із баків № 5 у ВБ тієї ж консолі починається при заданому залишку палива в передвитратному відсіку ВБ (5000 л). У цей момент відкривається поплавцевий клапан перекачування 40 або 46 і струминний насос 43 починає перекачування. Під час перекачування у ВБ автоматично підтримується заданий залишок палива. При зменшенні кількості палива в баці № 5 до заданого рівня (700 л) відкривається міжбаковий поплавцевий клапан у лінії переливання 27 і починається перетікання палива із бака № 5А в бак № 5. При цьому в баці № 5 автоматично підтримується заданий рівень палива. Крім того, якщо необхідно, паливо із баків № 5 і 5А може бути перелите самопливом у найближчий ВБ через електромоторний кран 19. Після спорожнювання баків № 5 і 5А продовжується вироблення палива із ВБ.

**Підсистема аварійного зливання.** У цій підсистемі зливання палива виконується з допомогою ПНЛ з ВБ. Для цього зовнішні ПНЛ 41 з'єднано з лінією заправлення 20 через електромоторні крани аварійного зливання 12 і 16, а на кінцях лінії заправлення встановлено по одному головному крану аварійного зливання 25. Якщо відмовив один із головних кранів 25, то можливим є аварійне зливання через кран, що залишився

роботоздатним. Витрата палива під час аварійного зливання становить 2500 л/хв через два головних крани або 1300 л/хв через один. Під час аварійного зливання сигналізаторами рівня автоматично забезпечується залишок палива 4000 л у кожному ВБ.

Паливо з інших баків спочатку перекачується у ВБ підсистемою перекачування. Із баків № 5 і 5А паливо переливається в зовнішні ВБ через крани аварійного зливання 19.

**Підсистема керування та вимірювання палива** складається з трьох частин: вимірювальної, автоматичної та обчислювальної. У вимірювальній частині використовуються електроємнісні датчики-паливоміри (рис. 10.20) для вимірювання маси палива в кожному баці й обчислюється сумарна маса палива. В автоматичній частині використовуються індуктивні сигналізатори рівня для запобігання перезавантаженню паливом і зупинення аварійного зливання. Обчислювальна частина — блоки електронних перетворювачів.

У паливних баках встановлено 46 датчиків-паливомірів, зібраних у 13 груп, кожна з яких належить до складу самостійного каналу вимірювання. У чергових баках усі датчики зібрано в одну групу. У ВБ одна група містить датчики, розміщені в основній частині бака, а інша — у витратному й передвитратному відсіках. Кожна група датчиків має по одному датчику із температурним компенсатором. Похибка вимірювання маси палива становить  $\pm 3\%$  від повного заправлення.

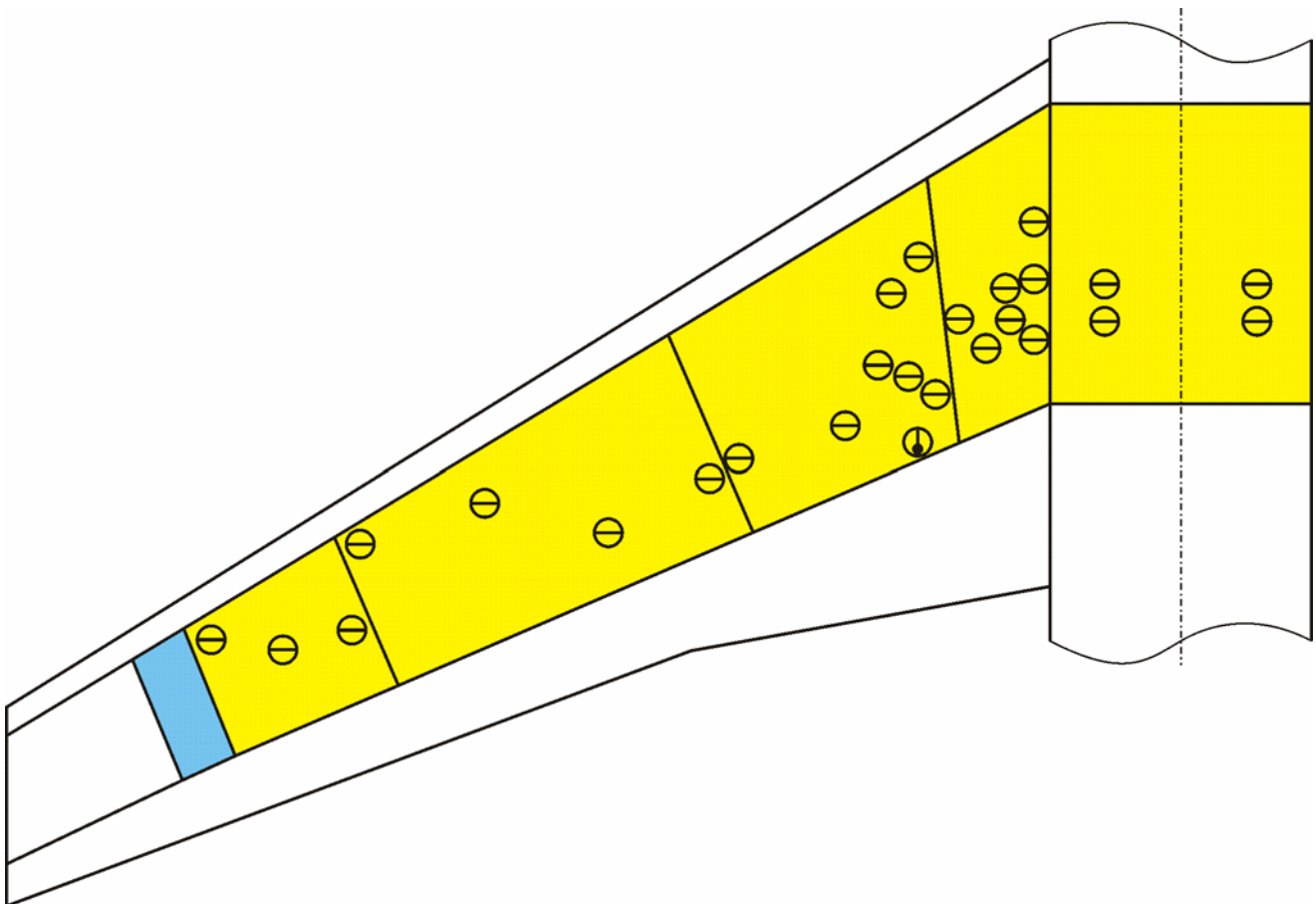


Рис. 10.20. Схема розміщення датчиків-паливомірів літака Іл-96

Для вимірювання температури палива в правій консолі крила встановлено датчик температури.

### 10.1.8. Паливна система літака Airbus-380

A-380 являє собою міжконтинентальний пасажирський літак низькоплан, розроблений Airbus Industry та призначений для перевезення від 525 до 853 пасажирів на відстань до 15200 км на висоті до 13115 м [31, 122, 123]. Літак оснащено чотирма ТРДД Rolls-Royce RB211-TRENT 900, установленими на пілонах під крилом. Кожен двигун розвиває статичну тягу 360 кН. Первинний варіант A-380-800 здійснив перший політ 2005 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку розміщено в одинадцяти паливних баках (рис. 10.21). У крилі розміщено витратні баки 1, 2, 3, 4, внутрішні баки 11, середні баки 6 і зовнішні баки 8. У кожному ВБ є витратний відсік 5, 12, у якому встановлено ПНЛ.

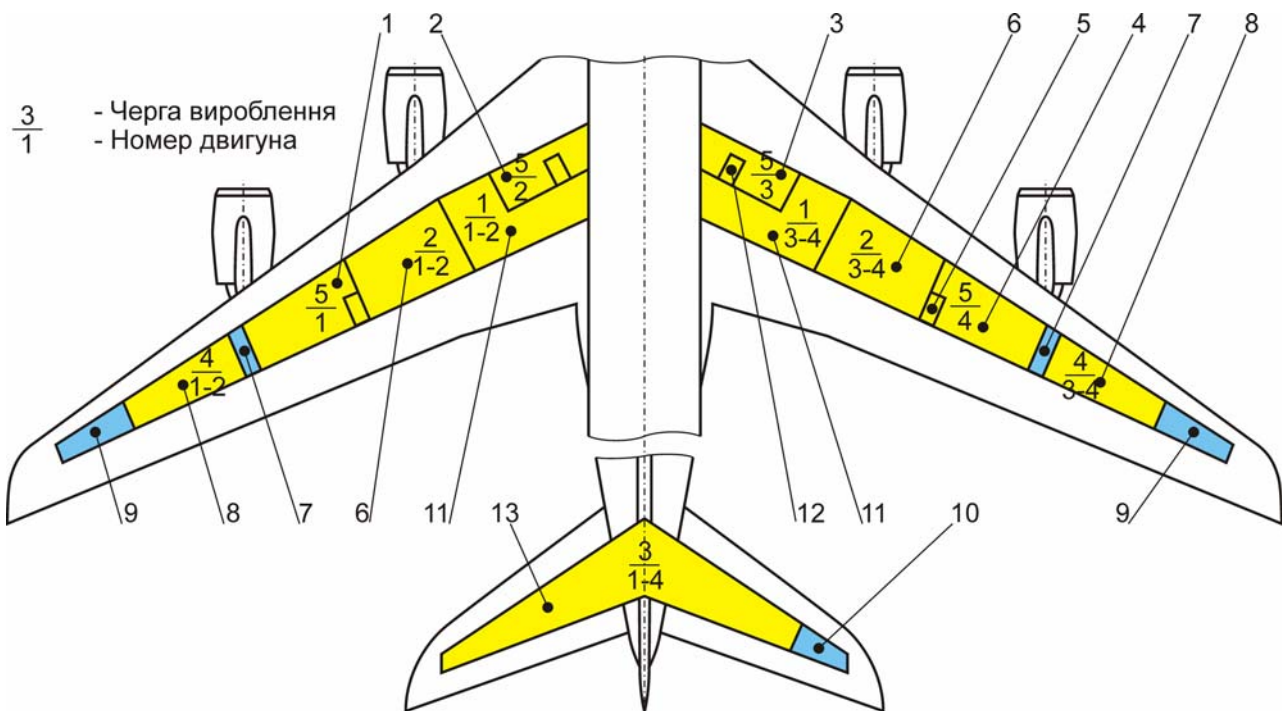


Рис. 10.21. Схема розміщення паливних баків літака Airbus-380:

1, 2, 3, 4 — ВБ; 5, 12 — витратні відсіки; 6 — середні баки; 7 — внутрішні дренажні баки; 8 — зовнішні баки; 9 — зовнішні дренажні баки; 10 — дренажний бак; 11 — внутрішні баки; 13 — балансувальний бак

У стабілізаторі розміщено балансувальний бак 13. У центроплані паливних баків немає. У кожній консолі крила є внутрішній 7 і зовнішній 9 дренажні баки. У правій консолі стабілізатора також є дренажний бак 10. Ці баки використовуються для тимчасового зберігання палива, що виплеснулося в них, і для дренажу. Кожен бак оснащено одним або кількома клапанами зливання відстою.

Підсистема дренажу підтримує тиск повітря в паливних баках близьким до тиску за бортом і запобігає позамежовій різниці тиску, що здатна

спричинити пошкодження паливних баків або конструкції літака (рис. 10.22). Три внутрішніх консольних баки дреноються через спільний колектор 1, а два зовнішні баки дреноються незалежно по дренажних лініях 6, 7 у внутрішній дренажний бак, з'єднаний із зовнішнім дренажним баком двома лініями дренажу 2. Балансувальний бак з'єднується з дренажним баком у стабілізаторі переднім 8 і заднім 9 дренажними трубопроводами.

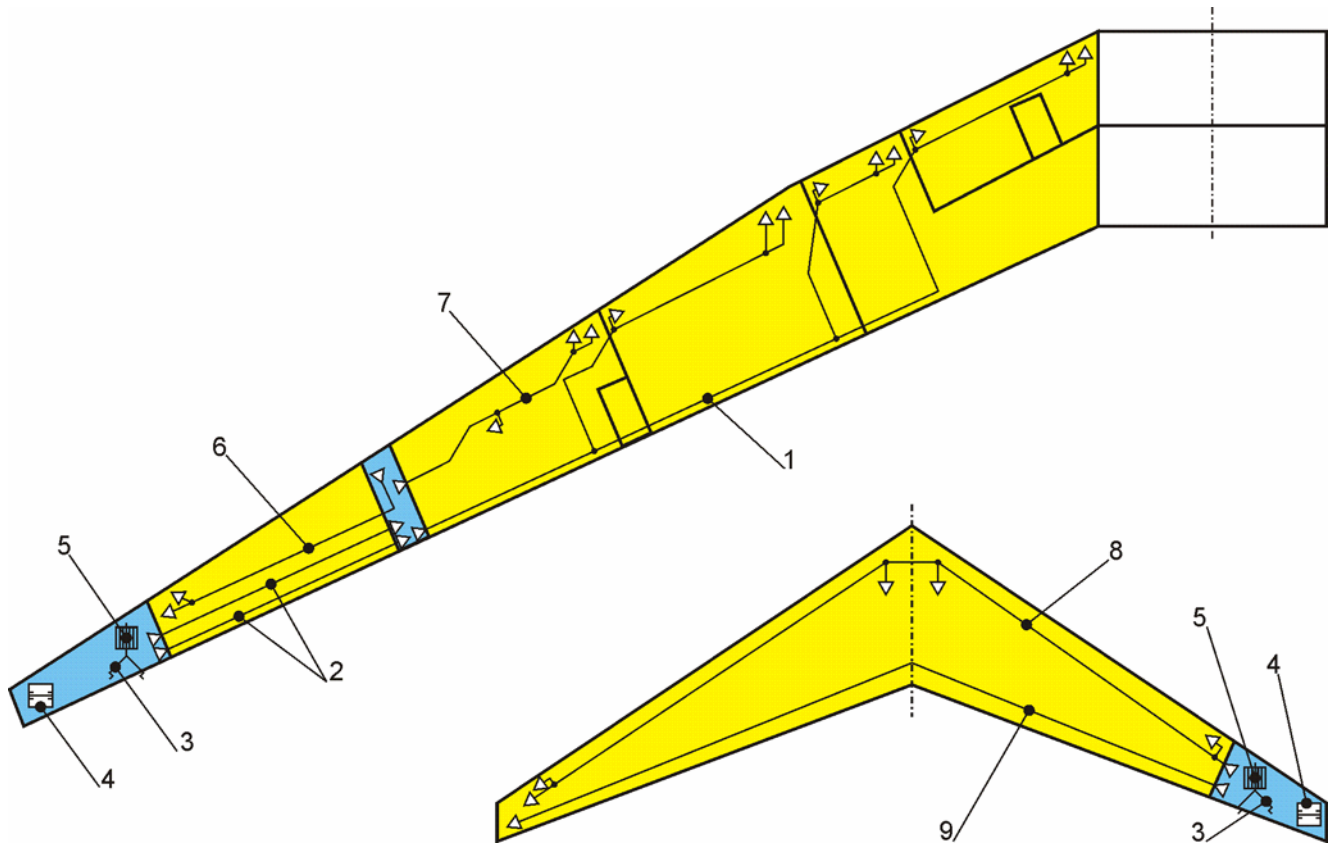


Рис. 10.22. Схема підсистеми дренажу літака Airbus-380:

1, 2, 6, 7, 8, 9 — лінії дренажу; 3 — повітрязабірники дренажу; 4 — розривні диски; 5 — полум'ягасники

Зовнішні дренажні баки і дренажний бак у стабілізаторі сполучаються з атмосферою через повітрязабірники НАСА 3 і полум'ягасники 5. У випадку потрапляння в дренажні баки великої кількості палива полум'ягасники дають змогу цьому паливу вільно витікати назовні. Розривні диски 4, розміщені в зовнішніх дренажних баках і в дренажному баці у стабілізаторі, гарантують, що тиск в баках не вийде за експлуатаційні обмеження.

**Підсистема заправлення та зливання** є суміщеною з підсистемою перекачування палива (рис. 10.23). Два штуцери заправлення/зливання 26, установлені в носку кожної консолі крила, з'єднуються із задньою магістраллю 7 через перекиривний кран заправлення 27 і з передньою магістраллю 29 через допоміжний кран заправлення 28. Таким чином, наявними є два незалежних шляхи в кожен консольний паливний бак, а також два вхідних крани 3, 5, 9, 12, 31 у кожному баці, по одному від кожної магістралі.

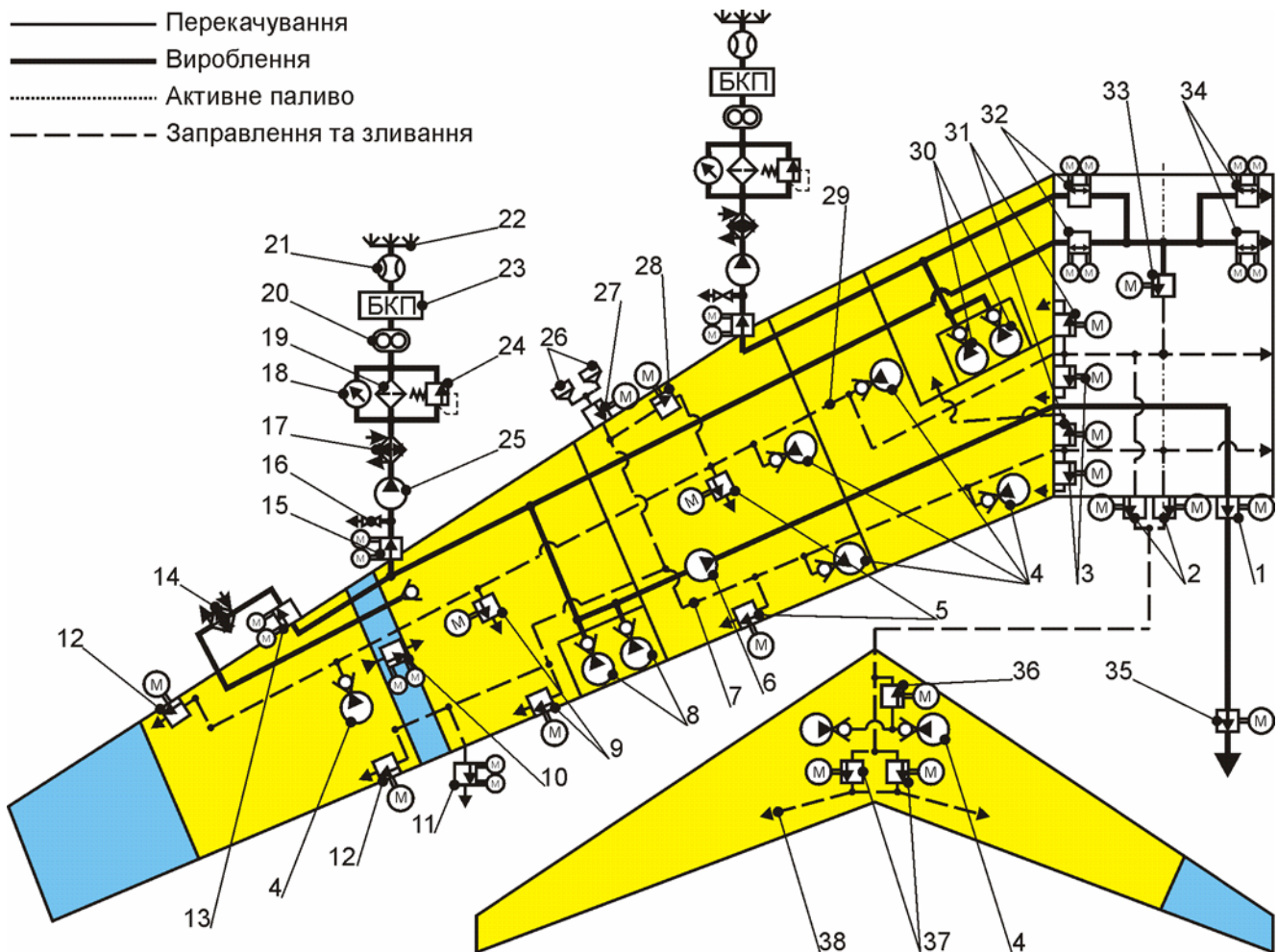


Рис. 10.23. Схема підсистем заправлення, подання, перекачування та аварійного зливання літака Airbus-380:

- 1 — перекривний кран магістралі ДСУ; 2 — перекривні крани балансувальної магістралі; 3 — входні крани внутрішнього бака; 4 — перекачувальні насоси; 5 — входні крани середнього бака; 6 — насос ДСУ (тільки справа); 7 — задня магістраль; 8, 30 — ПНЛ; 9 — входні крани ВБ № 1; 10 — кран переливання; 11 — кран аварійного зливання; 12 — входні крани зовнішнього бака; 13 — перекривний кран; 14 — паливорідинний теплообмінник; 15 — протипожежний кран; 16 — кран зливання; 17 — ПМТ; 18 — сигналізатор тиску; 19 — фільтр; 20 — ОНД; 21 — витратомір; 22 — паливні форсунки; 23 — БКП; 24 — перепускний клапан; 25 — ПНД; 26 — штуцери заправлення; 27 — перекривний кран заправлення; 28 — допоміжний кран заправлення; 29 — передня магістраль; 31 — входні крани ВБ № 2; 32, 34 — крани перехресного живлення; 33 — кран перекачування/зливання; 35 — протипожежний кран ДСУ; 36 — перекривний кран балансувального бака; 37 — входні крани балансувального бака; 38 — заправний дифузор

Балансувальна магістраль також з'єднується із кожною магістраллю через перекривні крани балансувальної магістралі 2. Балансувальна магістраль закінчується двома входними кранами балансувального бака 37, які забезпечують єдиний шлях заправлення балансувального бака. Коли чотири паливних шланги з'єднані зі штуцерами заправлення/зливання, мініма-

льний час заправлення літака (від стану порожніх баків до стану повного заправлення) при тиску заправлення 280 кПа становить приблизно 60 хв.

Ті ж самі вхідні крани використовуються для зливання палива з літака всмоктуванням наземним насосом. Для зливання палива під тиском кран перекачування/зливання 33 з'єднує підсистему подання палива до двигунів з передньою магістраллю.

Операції заправлення/зливання керуються або зі стельової панелі кабіни пілотів, або з панелі заправлення, розміщеної в правому нижньому обтічнику крила із фюзеляжем. Система керування кількістю палива (Fuel Quantity Management System — FQMS) забезпечує захист від перебалансування й перезавантаження. Під час автоматичного заправлення FQMS обчислює необхідну масу палива в кожному баці для досягнення наземного цільового положення ЦМ (використовуючи значення ZFM та ZFCG) і визначає, які баки отримають паливо, коли вони його отримають, яку кількість палива вони отримають. Під час заправлення маса палива в зовнішніх консольних баках є обмеженою для уникнення зайвого згинального моменту, спричиненого масою палива та двигунів.

**Підсистема подання** палива до двигунів — незалежна. Паливо подається до кожного двигуна із витратного відсіку 5, 12 відповідного ВБ (див. рис. 10.21). У кожному витратному відсіку встановлено два ПНЛ 8, 30 (див. рис. 10.23): один основний насос та один резервний. Кожен ПНЛ має сигналізатор тиску, що вимірює тиск палива на виході. При низькому тиску за основним ПНЛ відповідний резервний ПНЛ вмикається автоматично.

Протипожежні крани двигунів 15 дають змогу припинити подання палива до двигуна у випадку пожежі на ньому. Вони керуються перемикачами «Eng Master» («Стоп-кран») або кнопками «Fire» («Пожежа»).

Лінії перехресного живлення та чотири крани перехресного живлення 32, 34 дають змогу живити будь-який двигун із будь-якого ВБ по перехресній магістралі.

На літаку є два паливорідинних теплообмінники 14 для охолодження гідравлічної рідини високого тиску. Ці пристрої є резервними й використовуються тільки у випадку відмови основного повітряно-рідинного теплообмінника. По лінії перепуску від трубопроводу подання палива до двигуна № 1 або 4 деяка кількість палива може надходити до паливорідинного теплообмінника 14 через перекривний кран 13, де охолоджує гідравлічну рідину, і потім повертається у відповідний ВБ. Керування перекривним краном 13 — повністю автоматичне. Перепуск заборонено при недостатній кількості палива у відповідному ВБ.

ДСУ живиться паливом з лінії подання палива до двигуна № 4 (дзеркально до показаного на рис. 10.23). При будь-якому працюючому ПНЛ двигуна № 4 тиску зазвичай достатньо для роботи ДСУ. У випадку, якщо тиск у лінії є недостатнім, насос ДСУ 6 постійного струму вмикається автоматично й подає паливо до ДСУ. У лінії живлення ДСУ є два протипожежні крани. Перекривний кран магістралі ДСУ 1 (розміщений у крилі) за-



побігає поданню палива в лінію живлення ДСУ, коли ДСУ не працює. Протипожежний кран ДСУ 35 (розміщений у хвості фюзеляжу) перекриває подання палива до ДСУ. Крани 1 і 35 закриваються автоматично у випадку пожежі ДСУ, її відключення або коли FQMS визначає, що лінія живлення ДСУ пошкоджена.

**Підсистема перекачування** колекторної схеми зі спільними баками. На літаку використовуються три види перекачування: основне — перекачування із чергових баків у витратні; розвантажувальне — перекачування для зниження навантаження на крило в польоті та на землі; балансувальне — перекачування для керування положенням ЦМ і для врахування умов поздовжнього балансування літака. Усі види перекачування керуються автоматично FQMS.

Перекачування в крилі зазвичай виконується з використанням передньої магістралі 29 (або задньої магістралі 7 у випадку відмови), перекачувальних насосів 4 і входних кранів 3, 5, 9, 12, 31. У випадку відмови насоса в зовнішньому баці паливо може бути перелите самопливом у зовнішній витратний бак через кран переливання 10.

Балансувальне перекачування виконується через балансувальну магістраль і кран 2 для з'єднання із задньою магістраллю (або із передньою у випадку відмови). Перекачування назад є можливим тільки на землі. У міру вироблення палива ЦМ літака буде зміщуватися назад доти, доки не буде досягнуто цільове положення ЦМ. Будь-яке подальше зміщення ЦМ із заданого інтервалу призведе до перекачування палива із балансувального бака в консольні баки. Поки паливо залишається у внутрішньому або середньому баках, будь-яке перекачування вперед буде здійснюватися у внутрішні баки. Як тільки внутрішні й середні баки стануть порожніми, перекачування вперед буде виконуватися у витратні баки. У випадку відмови насоса в балансувальному баці паливо також може бути перекачане самопливом через непрацюючі насоси балансувального бака й перекривний кран 36. Але цей метод перекачування обмежується певним діапазоном положень літака.

Для зниження згинального моменту на крилі в польоті паливо перекачується із внутрішніх і середніх баків у зовнішні баки відразу після зльоту, і ці зовнішні баки зазвичай залишаються повними до кінця крейсерського польоту.

Спеціальний струминний насос у кожному витратному баці використовується для підтримання витратного відсіку повним. Крім того, невеликі струминні насоси встановлено у витратних відсіках для всмоктування вільної води із дна витратних відсіків та її подання у вигляді дрібних крапель на вхід ПНЛ, де вона змішується із потоком палива та згоряє в двигуні. Усі струминні насоси приводяться в дію активним паливом з ліній нагнітання ПНЛ.

**Підсистема аварійного зливання** використовується для зливання палива за борт, щоб знизити польотну масу літака. Паливо зливається од-

ночасно із внутрішнього, середнього та зовнішнього баків кожної консолі. При наявності палива в балансувальному баці вмикається перекачування вперед. До дванадцяти насосів 4 можуть бути задіяні автоматично для подання палива із цих баків через передню й задню магістралі, допоміжні крани заправлення 28 до кранів аварійного зливання 11 і за борт. Аварійного зливання палива із витратних баків не передбачено. Витрата палива під час зливання становить приблизно 4203 л/хв. Аварійне зливання вмикається тільки вручну (двома кнопками під ковпачками «Arm» і «Active», що розміщено на стельовій панелі кабіни), а припиняється як вручну, так і автоматично.

**Підсистема керування та вимірювання палива (СКВП).** На А-380 використовується двічі двоканальна схема й інтегрована модульна архітектура (Integrated Modular Avionics — IMA), що ґрунтується на великій кількості центральних обчислювальних модулів уведення/виведення (Central Processor Input/Output Modules — CPIOМ), з'єднаних цифровою шиною даних Avionics Full Duplex (AFDX) для роботи та взаємодії численних систем літака, включаючи СКВП (рис. 10.24).

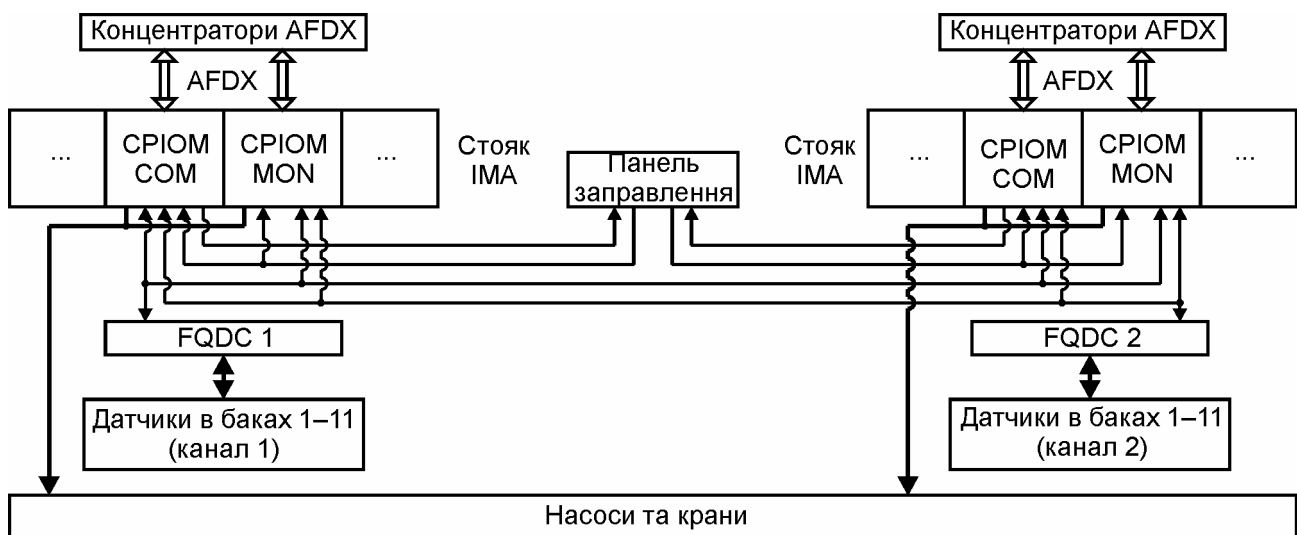


Рис. 10.24. Підсистема керування та вимірювання палива літака Airbus-380

Кожен CPIOМ являє собою одноканальний обчислювальний пристрій з операційною системою, що забезпечує виконання багатьох окремих резидентних програм, що підтримують стандартний інтерфейс уведення/виведення. Метою концепції IMA є зниження вартості життєвого циклу шляхом використання стандартних модулів електроніки зі спільним програмним забезпеченням. Шина AFDX, яку також іноді називають Aircraft Data Communication Network (ADCN), — це мережа, побудована на протоколі Ethernet та адаптована до умов авіації, що дає змогу всім CPIOМ одночасно передавати й отримувати дані зі швидкістю 100 мегабіт на секунду.

Розміщені попарно CPIOМ утворюють обчислювальні мережі. Кожну мережу сконфігуровано таким чином, що один CPIOМ позначається як канал «COM» (command — керувальний), а інший CPIOМ — як канал «MON»

(monitor — спостережувальний). Кожна із двох мереж здатна виконувати всі функції СКВП, при цьому одна з них позначається як «Основна» мережа, що керує системою, а інша мережа працює як «Резервна». Функціональний стан кожної мережі постійно оцінюється програмним забезпеченням вбудованого самоконтролю (ВСК) у кожному каналі MON, якщо ж стан основної мережі погіршується до рівня нижче рівня резервної мережі, то керування системою перемикається на резервну мережу.

Кожна мережа взаємодіє із двома концентраторами даних кількості палива (Fuel Quantity Data Concentrators — FQDC) та з інтегрованою панеллю заправлення (Integrated Refuel Panel — IRP). Два FQDC отримують й обробляють дані від елементів, установлених у баках, обчислюють масу палива альтернативним шляхом, приймають сигнали зворотного зв'язку від насосів і кранів та виробляють резервні попередження щодо рівня палива. Ці дані передаються на СРІОМ через надмірну високошвидкісну шину даних ARINC 429. Крім того, FQDC виконує ВСК як елементів, установлених в баках, так і розширений внутрішній ВСК. Кожен FQDC взаємодіє з набором датчиків у кожному баці. Кожен FQDC складається із трьох незалежних обчислювальних каналів типу «цегляна стіна»: двох бакових сигнальних процесорів (Tank Signal Processors — TSP A та TSP B), альтернативного процесора вимірювання палива (Alternative fuel Gauging Processor — AGP) та пристрою дискретного введення.

У системі вимірювання палива А-380 використовуються електроємнісні датчики змінного струму. Система може витримувати численні відмови без зниження точності. Маса палива в кожному паливному баці вимірюється системою з похибкою менш ніж  $\pm 1\%$ . Умонтований алгоритм самовідновлення здатний працювати із різноманітними відмовами й виконувати прогнозування точності.

СКВП забезпечує ймовірність відмови  $10^{-9}$  на годину польоту, що означає ймовірність того, що СКВП повідомить екіпажу неправильну, але правдоподібну масу палива. Така висока надійність забезпечується використанням AGP для обчислення маси палива за різнорідними алгоритмами із основною системою вимірювання (TSP A), а також наявністю третього каналу вимірювання палива (TSP B), умонтованим у FQDC, який використовується для повідомлення про відмову у випадку виявлення істотної різниці між результатами обчислення основної системи вимірювання та AGP.

## **10.2. Паливні системи транспортних літаків**

### **10.2.1. Паливна система літака С-27J**

С-27 «Spartan» являє собою легкий військово-транспортний літак верхньоплан, розроблений компанією Alenia Aeronautica сумісно з Chrysler Technologies Airborne Systems Inc., який призначено для перевезення 9000 кг вантажу на відстань 2220 км на висоті до 6705 м [171]. Літак осна-

щено двома ТГД General Electric T64-GE-P4D потужністю 2535 кВт кожен. Літак здійснив перший політ 1990 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо міститься в чотирьох баках-кесонах (рис. 10.25) у консолях крила: двох додаткових 3 і двох головних 2. Ліві баки утворюють групу, що подає паливо до лівого двигуна та ДСУ; праві баки утворюють іншу групу, що подає паливо до правого двигуна. При нормальній ситуації додаткові баки виробляються першими, а після них — головні баки.

Кожен бак оснащено витратним відсіком, у якому знаходяться ПНЛ. Кожен головний бак розділено центральним лонжероном уздовж на дві зв'язані частини, і поперек — п'ятьма ПВН.

Підсистема дренажу колекторної схеми містить два дренажних трубопроводи, що прямують від відповідного дренажного бака (розміщеного на кінці тієї ж консолі) і закінчуються поплавцевими клапанами дренажу 12 у кожному паливному баці (рис. 10.26). Сполучення із атмосферою виконується через забірник дренажу 11, що також забезпечує невеликий надлишковий тиск усередині баків під час польоту.

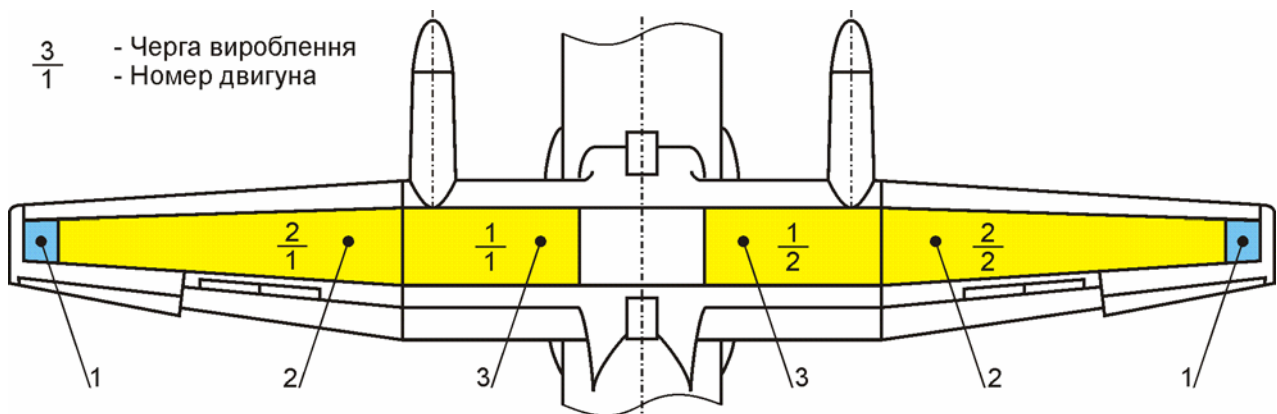


Рис. 10.25. Схема розміщення паливних баків літака C-27 Spartan:  
1 — дренажні баки; 2 — головні баки; 3 — додаткові баки

**Підсистеми заправлення та зливання** забезпечують як відкрите, так і закрите заправлення. Відкрите заправлення може виконуватися через чотири заливні горловини 18 (по одній у кожному баці), розміщені на верхній поверхні крила.

Підсистема закритого заправлення/зливання — комбінована із підсистемою аварійного зливання. Штуцер заправлення під тиском 1 встановлено в правому обтічнику шасі. Під час заправлення під тиском паливо входить до кожного бака через крани заправлення 5. При досягненні максимального рівня палива в баці термістор 13 спричиняє закриття крана 5. Для запобігання пошкодженню бака від перезавправлення кожен бак обладнано клапаном зливання перезалитого палива 4. Ці клапани відкриваються тиском заправлення й випускають повітря, що міститься в баках, назовні. Через ці клапани паливо може вилитися за борт у випадку відмови термістора 13 або крана 5.

Зливання виконується з допомогою ПНЛ через кран зливання 19.

**Підсистема подання** виконана з паралельним об'єднанням баків. Для живлення основних двигунів у кожному з чотирьох баків розміщено два внутрішньобакових електропривідних паливних насоси 6 змінного струму, з'єднаних паралельно через зворотні клапани. Насоси кожного бака живляться від різних електричних шин.

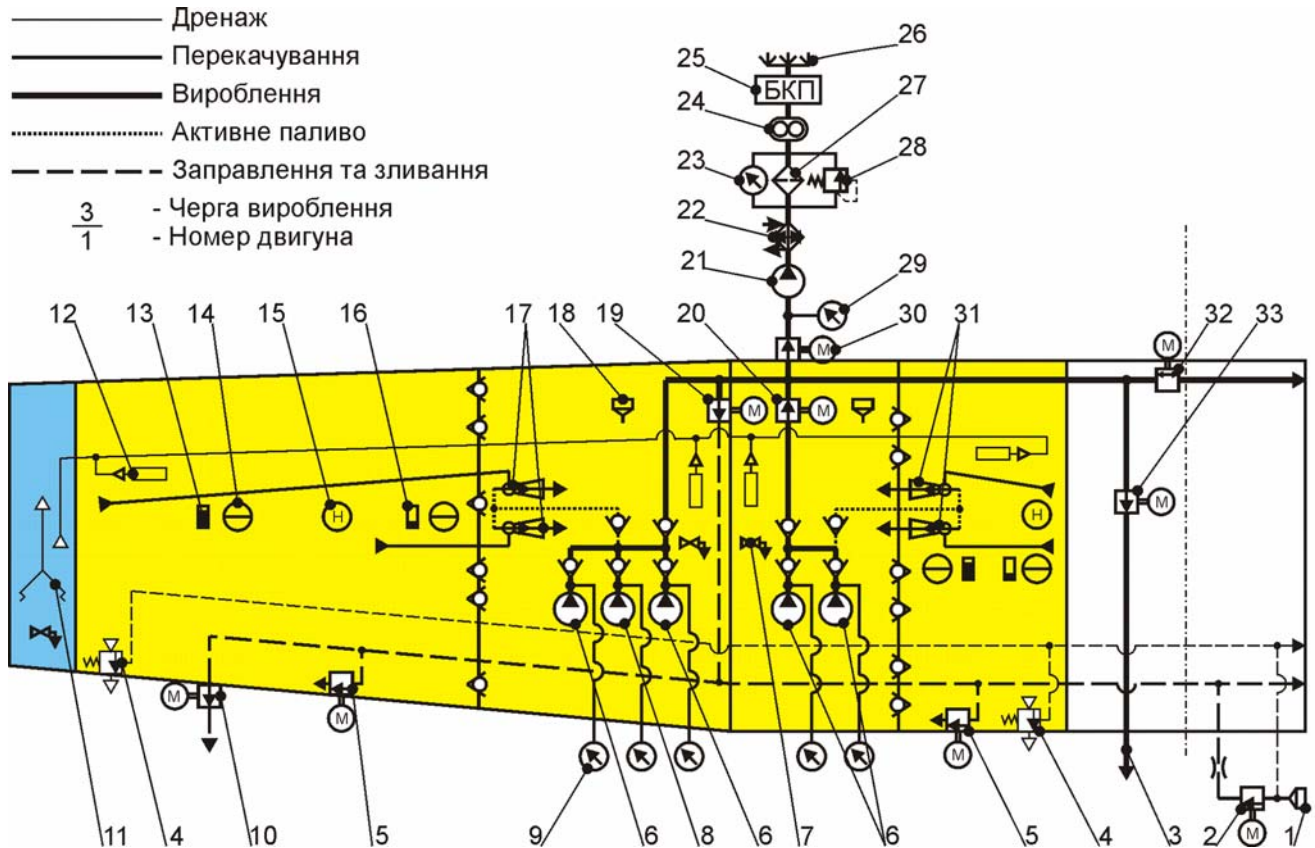


Рис. 10.26. Схема паливної системи літака С-27:

- 1 — штуцер заправки; 2 — кран заправки/зливання; 3 — лінія живлення ДСУ; 4 — клапан зливання перезалитого палива; 5 — крани заправки; 6 — ПНЛ; 7 — клапан зливання; 8 — насос ДСУ; 9, 23, 29 — сигналізатори тиску; 10 — кран аварійного зливання; 11 — повітрязабірник дренажу; 12 — поплавцевий клапан дренажу; 13 — термістор максимального рівня; 14 — паливомір; 15 — магнітна мірна лінійка; 16 — термістор мінімального рівня; 17, 31 — струминні насоси; 18 — заливна горловина; 19 — кран зливання; 20 — перекривний кран; 21 — ПНД; 22 — ПМТ; 24 — ОНД; 25 — БКП; 26 — паливні форсунки; 27 — фільтр низького тиску; 28 — перепускний клапан; 30 — протипожежний кран; 32 — кран перехресного живлення; 33 — протипожежний кран ДСУ

Живлення паливом основних двигунів може бути припинене двома електропривідними протипожежними кранами 30, які керуються кнопками-лампами «Shutoff valve» («Протипожежний кран») або рукоятками «Fire» («Пожежа») із кабіни пілотів. Крім того, два перекривних крани 20 припиняють подання палива із додаткових баків.

Лінія перехресного живлення із краном перехресного живлення 32 дає змогу жити як один двигун з обох груп баків, так і обидва двигуни із

однієї групи баків. З цією метою кожен ПНЛ вибрано так, щоб жити обидва основних двигуни.

Підсистема також дає змогу подавати паливо до двигунів самопливом через непрацюючі ПНЛ у випадку їх відмови до висоти 9144 м.

У лівому головному баці є третій внутрішньобаковий насос 8 постійного струму для живлення ДСУ. Його лінія нагнітання з'єднується з лініями нагнітання інших ПНЛ цього бака й потім прямує через протипожежний кран ДСУ 33 у відсік ДСУ (що розміщено в обтічнику лівої основної опори шасі).

**Підсистема перекачування.** Два струминних насоси 17 або 31 (що живляться від ліній нагнітання ПНЛ) постійно перекачують паливо із основної частини кожного бака у витратний відсік, де й розміщено ПНЛ.

**Підсистема аварійного зливання.** У цій підсистемі використовується ПНЛ, а паливо, що зливається, спрямовується через крани зливання 19, трубопровід заправлення й крани аварійного зливання 10. У кожному головному баці встановлено один термістор мінімального рівня 16 для аварійного зливання. Коли рівень палива в головному баці стає меншим від рівня цього термістора, аварійне зливання автоматично припиняється.

Для зливання палива із додаткових баків перекривні крани 20 мають бути відкритими. Крім того, паливо із додаткового бака не може бути злите, якщо кількість палива в головному баці становить менше 633 л.

**Підсистема індикації кількості палива** визначає масу палива в кожному баці й загальну масу палива з допомогою двадцяти чотирьох датчиків-паливомірів 14 (по сім у кожному головному баці та по п'ять у кожному додатковому баці). Вона також забезпечує незалежну індикацію нижнього рівня палива з допомогою чотирьох термісторів мінімального рівня 16 (по одному в кожному баці).

Крім того, шість магнітних мірних лінійок 15 (по дві в кожному головному баці та по одній у кожному додатковому баці) можуть бути використані для вимірювання кількості палива на землі в разі відсутності електричного живлення.

### **10.2.2. Паливна система літака Ан-74**

Ан-74 являє собою цивільний транспортний літак-верхньоплан, розроблений ДП «Антонов», який призначено для перевезення 7500 кг вантажу на відстань 2300 км на висоті до 10100 м [46]. Літак оснащено двома ТРДД Д-36, консольно закріпленими на центроплані таким чином, що їх реактивні струмені, обдуваючи верхню поверхню крила, утворюють додаткову піднімальну силу. Кожен двигун розвиває статичну тягу 63,7 кН. Літак здійснив перший політ 1983 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку розміщено в семи баках-кесонах у міжлонжеронній частині крила (рис. 10.27). Баки поділено на дві групи: лівого й правого двигунів. У кожній групі баки нумеру-

ються згідно з чергою вироблення палива 1, 2, 3. Бак нульової черги 4 є спільним для обох груп.

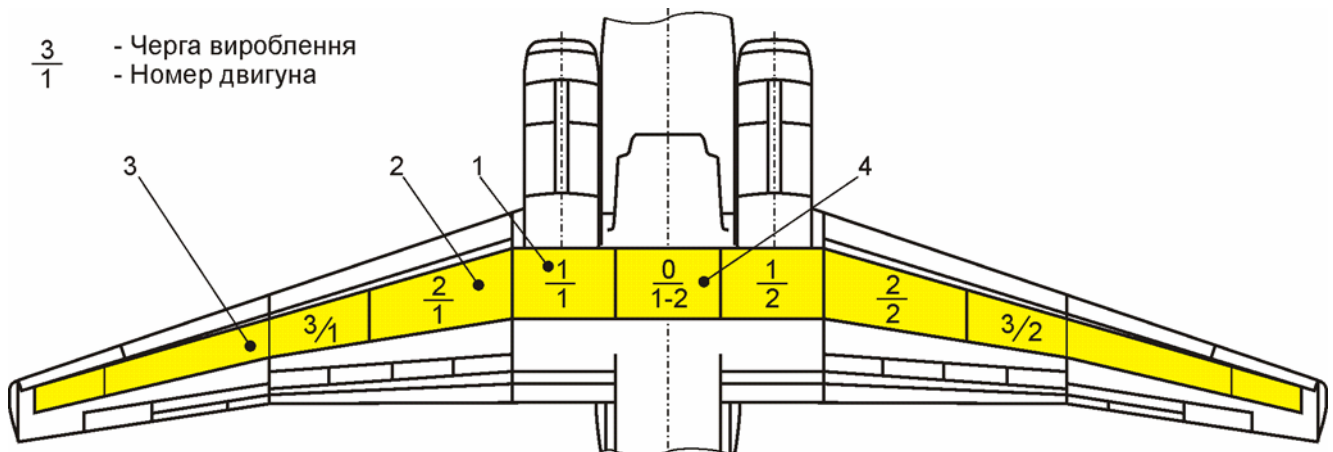


Рис. 10.27. Схема розміщення паливних баків літака Ан-74:  
1, 2, 3 — баки 1-ї, 2-ї та 3-ї черги; 4 — бак нульової черги

Спеціального дренажного бака на літаку не передбачено (рис. 10.28). Дренаж баків здійснюється через бак нульової черги (що є верхнім), до якого підходять два трубопроводи від повітрязабірників дренажу 4, оснащені також запобіжними 3 і вакуумними 5 клапанами. Баки першої черги дренуються за променевою схемою (окремими трубопроводами). Баки другої та третьої черги однієї групи дренуються за колекторною схемою (одним трубопроводом). Баки третьої черги, що є витратними, поділено противідливними нервюрами на три відсіки. Для дренажу цих відсіків у ПВН виконано дренажні отвори 1.

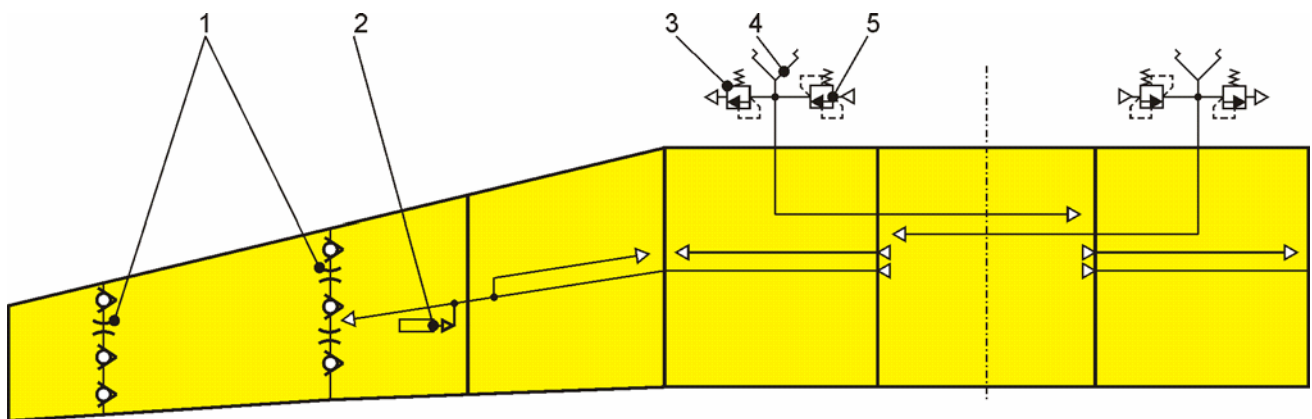


Рис. 10.28. Схема підсистеми дренажу літака Ан-74:  
1 — дренажні отвори; 2 — поплавецький клапан дренажу; 3 — запобіжний клапан; 4 — повітрязабірник дренажу; 5 — вакуумний клапан

**Підсистема заправки та зливання** забезпечує як відкрите, так і закрите заправки (рис. 10.29). Штуцер централізованого заправки 32 і панель заправки встановлено в носку лівого обтічника шасі. Паливо під тиском від наземного насоса по лінії заправки подається одночасно до всіх семи електрокранів заправки 20, які відкриваються перемикачами на панелі заправки, а закриваються автоматично за си-

гналом системи керування та вимірювання палива (СКВП) при досягненні заданої кількості палива в кожному баці. Далі паливо потрапляє до гідромеханічних клапанів 12, установлених у кожному баці, які перешкоджають перевищенню граничного рівня палива під час заправлення або перекачування. Після завершення заправлення й закриття всіх клапанів 12 виконується відкачування палива із трубопроводу заправлення, для чого на обох його кінцях є лінії 19 зі зворотними клапанами, що дають змогу відкачати паливо та заповнити трубопровід заправлення повітрям.

Відкрите заправлення виконується через заливні горловини 18, розміщені на верхній поверхні кожного бака.

Зливання палива на землі здійснюється баковими насосами по лініях перекачування й вироблення через крани зливання 31, установлені в гондолах двигунів. Для зливання конденсату в кожному баці є клапан зливання.

**Підсистему подання** традиційно для транспортних літаків ДП «Антонов» виконано за конвертованою схемою, що забезпечує найбільшу живучість.

Під час нормальної експлуатації підсистема працює за послідовною схемою (із витратними баками). Це забезпечується розподільними кранами 8, що з'єднують лінії перекачування із баків першої та другої черги із лінією перекачування/заправлення 9. При цьому паливо подається до кожного основного двигуна із витратного відсіку відповідного бака третьої черги (витратного бака) двома ПНЛ 15, з'єднаними паралельно через зворотні клапани.

У разі відмови ПНЛ 15 у баці третьої черги підсистема може бути перемкненою на паралельну схему, для чого лінії перекачування баків першої та другої черги з'єднуються розподільним краном 8 безпосередньо із лінією подання. При цьому паливо із цих баків подається у двигун насосами 1 або 11.

У разі відмови всіх насосів паливо надходить до двигунів із баків першої, другої та третьої черги під дією розрідження, утворюваного ПНД. При цьому для усунення підсмоктування повітря перекривні крани 10 або 37 інших черг закриваються.

Протипожежні крани 35, установлені на вході до двигунів, дають змогу припинити подання палива в аварійних ситуаціях.

Штуцер консервації 21 використовується для подання до двигуна консерваційного мастила перед зняттям двигуна або довготривалою стоянкою літака. За трійником штуцера консервації встановлено ПНД 30, що прокачує паливо через паливомастильний теплообмінник 22, фільтр 24 і витратомір 28. Основний насос двигуна 25 забезпечує тиск, необхідний для нормальної роботи БКП 26, звідки паливо надходить до пускових і робочих форсунок.



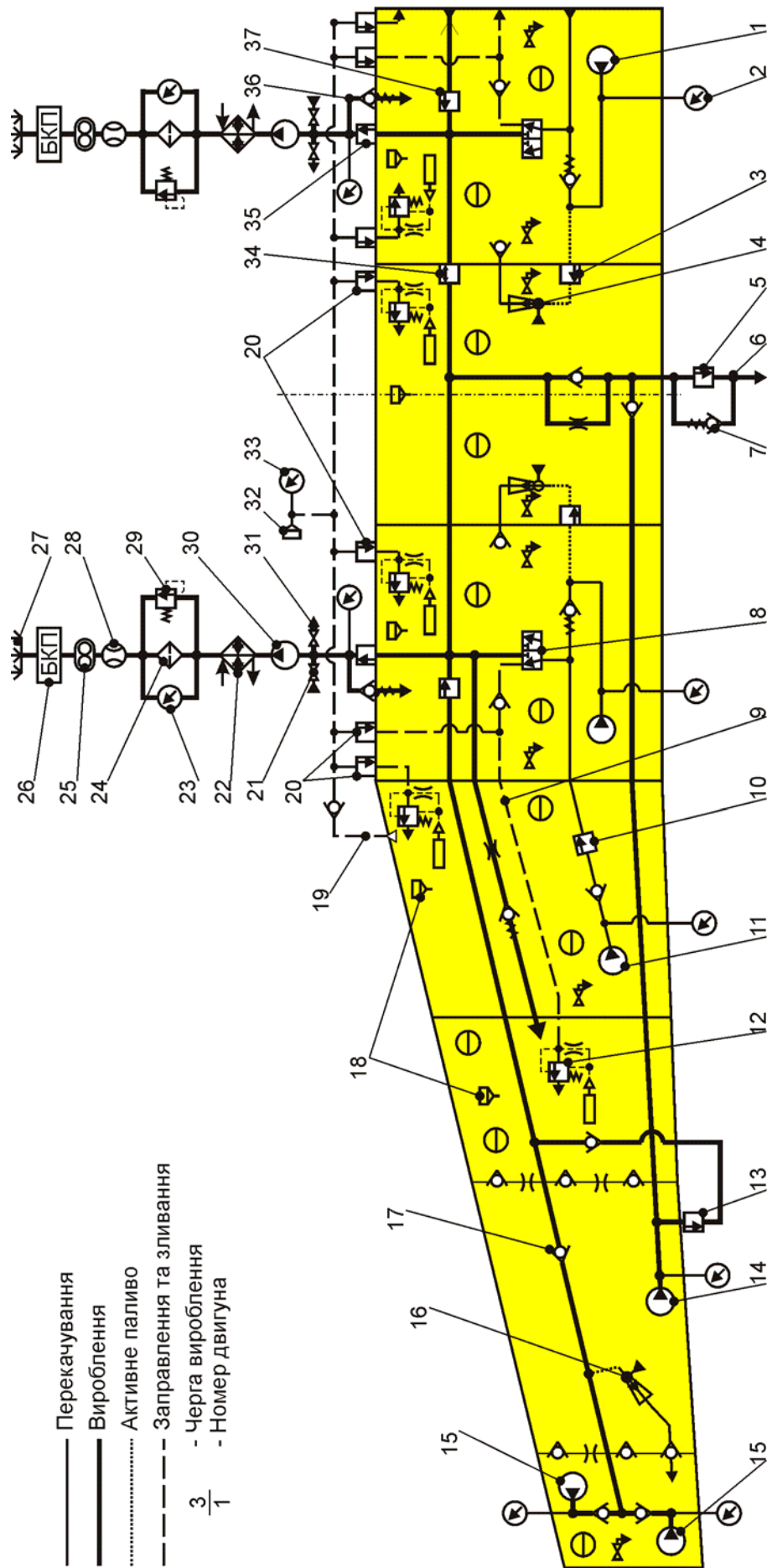


Рис. 10.29. Схема підсистем заправлення, подання та перекачування літака АН-74:

1 — насос першої черги; 2, 23, 33 — сигналізатори тиску; 3 — перекирвний кран нульової черги; 4, 16 — струминні насоси; 5 — протипожежний кран ДСУ; 6 — лінія живлення ДСУ; 7, 36 — температурно-розвантажувальні клапани; 8 — розподільний кран; 9 — лінія перекачування/заправлення; 10 — перекирвний кран другої черги; 11 — насос другої черги; 12 — клапан заправлення; 13 — перекирвний кран (тільки справа); 14 — насос ДСУ (тільки справа); 15 — ПНЛ; 17 — 3Х; 18 — заливні горловины; 19 — лінія відсмоктування палива; 20 — крани заправлення; 21 — штуцер консервації; 22 — ПМТ; 24 — фільтр; 25 — ОНД; 26 — БКП; 27 — форсунки; 28 — витратомір; 29 — перепускний клапан; 30 — ПНД; 31 — кран зливання; 32 — штуцер заправлення; 34 — КПЖ; 35 — протипожежний кран; 37 — перекирвний кран третьої черги

Магістралі живлення лівого й правого двигунів з'єднано між собою краном перехресного живлення 34, що забезпечує за необхідності живлення одного двигуна з обох груп баків або живлення обох двигунів з однієї групи баків.

Подання палива до ДСУ здійснюється ПНЛ із магістралі живлення лівого двигуна або насосом ДСУ 14 (при вимкнених ПНЛ лівого двигуна), який встановлено в правому баці третьої черги. Для забезпечення аварійного запуску двигунів у повітрі від насоса ДСУ 14 при знеструмлених усіх ПНЛ 15 лінія нагнітання насоса ДСУ з'єднується з лінією подання палива до правого двигуна через перекиривний кран 13 та з лінією подання палива до лівого двигуна через кран перехресного живлення 34.

**Підсистема перекачування.** Зі спільного бака нульової черги паливо перекачується струминними насосами 4 у баки першої черги обох груп. Струминні насоси 4 приводяться в дію електровідцентровими насосами 1 баків першої черги через перекиривні крани 3.

При нормальній роботі паливо перекачується із баків першої та другої черги в баки третьої черги (витратні баки) перекачувальними насосами 1 і 11 через розподільні крани 8 по лініях перекачування/заправлення 9. При цьому клапани заправлення 12 запобігають перевищенню граничного рівня палива, як і під час заправлення.

### **10.2.3. Паливна система літака А-400М**

А-400М «Grizzly» являє собою важкий військово-транспортний літак-верхньоплан, розроблений компанією Airbus Industry і призначений для перевезення 37000 кг вантажу на відстань 7220 км на висоті до 11280 м [124]. Літак оснащено чотирма ТГД Europrop International TP400-D6 потужністю 8090 кВт кожен. Літак здійснив перший політ 2009 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку розміщено в п'яти баках-кесонах у міжлонжеронній частині консолей і центроплана (рис. 10.30). Об'єм кожної консолі розділено на два витратних баки: зовнішній 2 і внутрішній 3. Ці баки є витратними для зовнішніх і внутрішніх двигунів відповідно. Бак 4, розміщений у центроплані, є спільним для всіх двигунів і використовується першою чергою. Зовні від зовнішніх баків розміщено дренажні баки 1.

Кожен із витратних баків, своєю чергою, поділено на два відсіки. У нормальній ситуації ці відсіки з'єднані міжбаковими кранами 15, 24, 38 (рис. 10.31). У випадку виявлення витікання палива в будь-якому з відсіків витратного бака крани цього бака закриваються, ізолюючи відсіки один від одного.

**Підсистема заправлення та зливання** забезпечує заправлення на землі та в польоті. Два штуцери заправлення під тиском 1 розміщено на правому обтічнику основних опор шасі. Під час наземного заправлення паливо, що пройшло через головний кран заправлення 3, потрапляє до правої частини магістралі заправлення 5, а паливо, що пройшло через пе-

рекривний кран 4, потрапляє в його ліву частину. Далі паливо надходить у кожен бак через крани заправки/зливання 2, 8, 13. Ці крани є електрогідромеханічними й закриваються автоматично в разі досягнення заданої кількості палива в кожному баці або (у випадку відмови електричної частини) при досягненні максимально допустимого рівня палива.

$\frac{3}{1}$  - Черга вироблення  
 $\frac{1}{1}$  - Номер двигуна

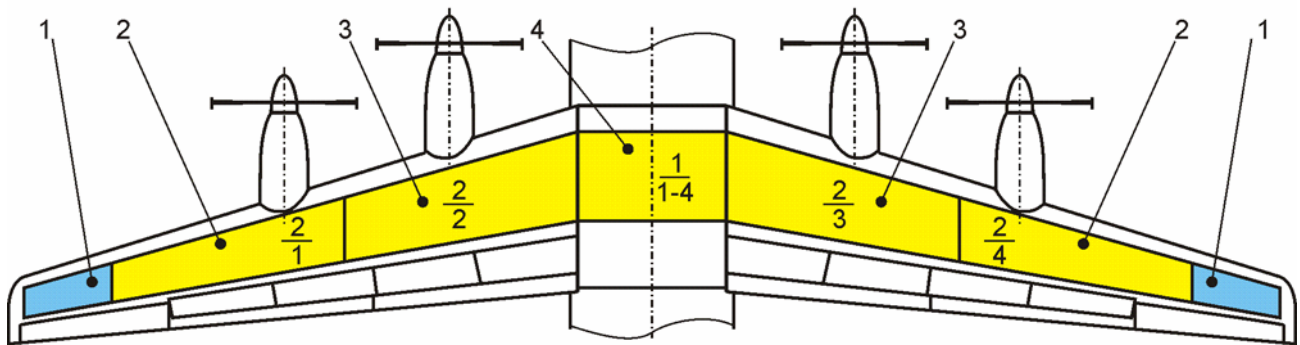


Рис. 10.30. Схема розміщення паливних баків літака А-400М:

1 — дренажні баки; 2 — зовнішні баки; 3 — внутрішні баки; 4 — центральний бак

Зливання палива на землі виконується ПНЛ 9, 12, 14, 20 із витратних баків через крани перехресного живлення 25, 37 і насосами розподілення 6 із центрального бака через перекривний кран 40, кран зливання 44, головний кран заправки 3 і штуцери заправки 1.

Дозаправка в польоті виконується за схемою «шланг-конус» через приймальний вузол 43, розміщений на штанзі попереду літака. Паливо із приймального вузла надходить через головний кран дозаправки в польоті 42 до тієї ж самої магістралі заправки 5; далі паливо проходить через ті ж самі крани заправки 4, 2, 8, 13 у кожному баці. Ці крани також забезпечують захист від переповнення баків.

**Підсистема подання** — конвертована. Під час нормальної роботи консольні баки з'єднано паралельно без перемикання. При цьому паливо з кожного витратного бака подається до відповідного двигуна двома ПНЛ 9, 12, 14, 20. Таким чином, є один ПНЛ у кожному відсіку, так що в разі закриття міжбакових кранів 15, 24, 38 подання палива до двигунів продовжується за паралельною схемою з перемиканням. ПНЛ 12 і 20 встановлено у витратних відсіках баків, відділених від основної частини баків протівідливними нервюрами.

Якщо центральний бак був заправлений, то це паливо виробляється першою чергою насосами 6 через розподільні крани 7, встановлені в кожній консолі, і потім по магістралі перехресного живлення 39 через крани перехресного живлення 25 і 37. У цьому випадку підсистема також працює за паралельною схемою з перемиканням.

Лінії живлення всіх двигунів з'єднано між собою магістраллю перехресного живлення 39 за схемою «по перехресній магістралі» через крани перехресного живлення 25 і 37. Крім того, для локалізації витоків цю магіс-

траль поділено на дві частини (ліву й праву) перекирним краном 40. У випадку відмови всіх ПНЛ двигуни можуть отримувати паливо по лініях живлення самопливом 21, 26.

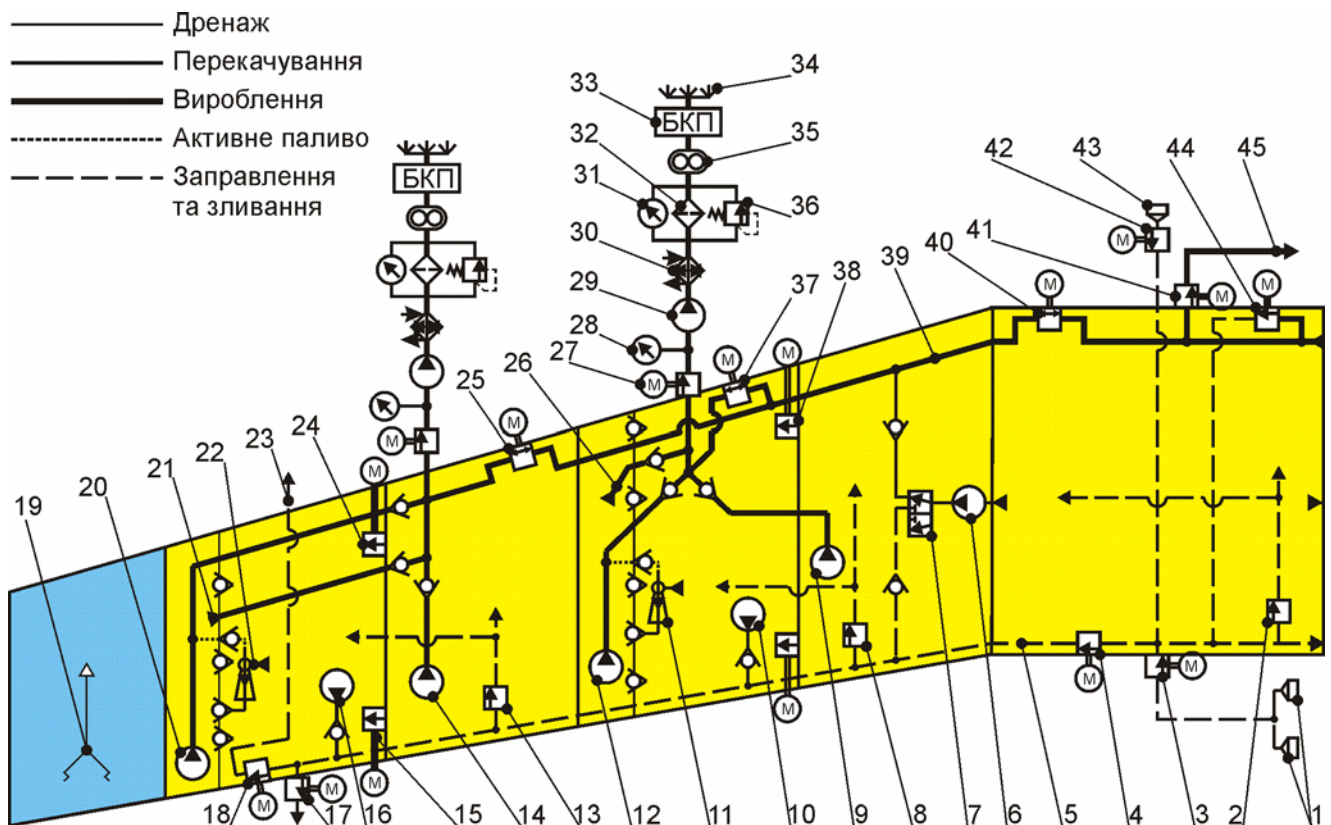


Рис. 10.31. Схема паливної системи літака А-400М:

1 — штуцери заправлення; 2, 8, 13 — крани заправлення/зливання; 3 — головний кран заправлення; 4, 40 — перекирні крани; 5 — магістраль заправлення; 6, 10, 16 — насоси пересилування/розподілення/аварійного зливання; 7 — розподільний кран; 9, 12, 14, 20 — ПНЛ; 11, 22 — струминні насоси; 15, 24, 38 — міжбакові крани; 17 — кран аварійного зливання; 18 — перекирний кран підвісного контейнера; 19 — повітрязабірник дренажу; 21, 26 — лінії живлення самопливом; 23 — штуцер приєднання підвісного контейнера; 25, 37 — крани перехресного живлення; 27 — протипожежний кран; 28, 31 — сигналізатори тиску; 29 — ПНД; 30 — ПМТ; 32 — фільтр; 33 — БКП; 34 — паливні форсунки; 35 — ОНД; 36 — перепускний клапан; 39 — магістраль перехресного живлення; 41 — протипожежний кран ДСУ; 42 — головний кран дозаправлення в польоті; 43 — приймальний вузол; 44 — кран зливання; 45 — лінія живлення ДСУ

Лінія живлення ДСУ 45 відгалужується від правої частини магістралі перехресного живлення 39 через протипожежний кран ДСУ 41. Паливо подається до ДСУ по магістралі перехресного живлення під час роботи будь-якого ПНЛ правої консолі та при відкритому крані перехресного живлення 25 або 37. Крім того, для живлення ДСУ від насоса лівої консолі має бути відкрито перекирний кран 40.

**Підсистема перекачування** здійснює міжбакове перекачування та внутрішньобакове перекачування у витратні відсіки.

Перекачування палива із центрального бака в будь-який витратний бак може здійснюватися насосами 6 через розподільний кран 7, який у цьому випадку з'єднує насос 6 із магістраллю заправлення 5, а потім через крани заправлення 8 і 13 з кожним витратним баком.

У разі необхідності паливо може бути перекачане із будь-якого витратного бака в будь-який інший бак насосами аварійного зливання 10, 16 по магістралі заправлення. У цьому випадку не все паливо може бути перекачане, оскільки насоси аварійного зливання встановлено вище нижніх точок баків.

Внутрішньобакове перекачування палива з основної частини кожного витратного бака до його витратного відсіку здійснюється струминними насосами 11, 22, що приводяться в дію активним паливом від зовнішніх ПНЛ 12 і 20.

**Підсистема аварійного зливання** є суміщеною з підсистемою заправлення. На літаку є чотири насоси аварійного зливання 10 і 16, по одному в зовнішньому відсіку кожного витратного бака. Вони з'єднані із магістраллю заправлення через зворотні клапани, що запобігає некерованому перетіканню палива при вимкнених насосах. На кожному кінці магістралі заправлення є кран аварійного зливання 17.

Під час увімкнення аварійного зливання відкриваються крани аварійного зливання 17, розподільні крани 7 перемикаються на магістраль заправлення та вмикаються насоси 6, 10 і 16. Паливо з центрального бака зливається повністю. У витратних баках залишається певна кількість палива, що забезпечується розміщенням насоса аварійного зливання вище нижніх точок баків.

#### **10.2.4. Паливна система літака С-5В**

С-5В «Galaxy» являє собою надважкий військово-транспортний літак-верхньоплан, розроблений компанією Lockheed-Georgia (тепер Lockheed Martin Aeronautical Systems) і призначений для перевезення 118000 кг вантажу на відстань 5526 км на висоті до 10895 м [167]. Літак оснащено чотирма ТРДД General Electric TF39-GE, розміщеними на пілонах під крилом. Кожен двигун розвиває статичну тягу 191,27 кН. Первинний варіант С-5А здійснив перший політ 1968 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку розміщено в дванадцяти консольних паливних баках-кесонах: чотирьох головних баках 1, 4, чотирьох додаткових баках 2, 3 та чотирьох резервних баках 5, 6 (рис. 10.32).

Комплект зливних клапанів встановлено на нижній поверхні кожної консолі. По два клапани встановлено в кожному зовнішньому головному баці та по одному в усіх інших баках. Додаткові клапани встановлено в кожному дренажному баці. У кожній консолі між баками 3, 6 і 2 є сухий відсік.

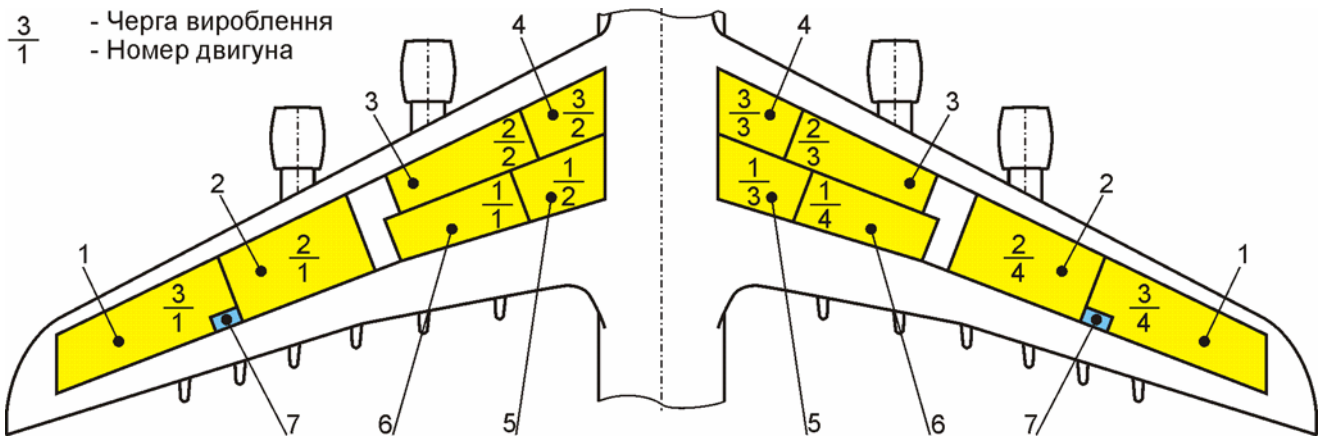


Рис. 10.32. Схема розміщення паливних баків літака С-5В:

- 1 — головні баки зовнішніх двигунів; 2 — додаткові баки зовнішніх двигунів;  
3 — додаткові баки внутрішніх двигунів; 4 — головні баки внутрішніх двигунів;  
5 — резервні баки внутрішніх двигунів; 6 — резервні баки зовнішніх двигунів;  
7 — дренажні баки

Для забезпечення безперебійного подання палива до двигунів кожен головний бак обладнано витратним відсіком, у якому встановлено два ПНЛ. Витратні відсіки підтримуються повними з допомогою зворотних клапанів і внутрішньобакової підсистеми перекачування палива.

Підсистема дренажу запобігає перетіканню палива між баками або викиду палива за борт під час будь-яких допустимих польотних або наземних маневрів. Кожен паливний бак з'єднаний з дренажним баком 7 у тій же консолі. Кожен дренажний бак сполучається з атмосферою через дренажні клапани, що містять основний і дублювальний запобіжні 20 і вакуумні 18 клапани (рис. 10.33). Паливо, що потрапило до дренажних баків, відкачується струминними насосами в зовнішні головні баки.

**Підсистему нейтрального газу** виконано за схемою із газифікатором. Тут використовується газоподібний азот для підтримання інертної (незаймистої) атмосфери в паливних баках і невеликого надлишкового тиску для запобігання надходженню забортного повітря в баки. Газоподібний азот отримують із рідкого азоту ( $LN_2$ ), що зберігається у двох газифікаторах 11 (кожен об'ємом 416 л), установлених в обтічниках крила з фюзеляжем. Перед поданням у кожен дренажний бак рідкий азот підігрівається й повністю переводиться в газоподібний стан у трьох теплообмінниках 21 у кожному зовнішньому головному паливному баці. Із дренажних баків азот розподіляється по всіх паливних баках підсистемою дренажу.

Наддування паливних баків здійснюється автоматично при наявності рідкого азоту в газифікаторах під допустимим тиском і при відкритих перекиривних кранах 8. Тиск у паливних баках керується чотирма редукторами (лівим основним і правим дублювальним у лівій консолі; правим основним і лівим дублювальним у правій консолі), які підтримують надлишковий тиск, а також дренажними клапанами 18, 20, які запобігають виходу надлишкового тиску із допустимих меж:  $-2,45...+10,5$  кПа. Клапани перевірки 14 використовуються на землі для перевірки основних запобіжних і вакуумних клапанів.

Основні редуктори 15 керують тиском у паливних баках шляхом регулювання подання азоту із газифікатора до паливних баків. У випадку відмови основного редуктора або вичерпання азоту в газифікаторі, що подає азот до основного редуктора, дублювальний редуктор 6 буде керувати тиском у паливних баках шляхом регулювання подання азоту з іншого газифікатора.

Клапан пріоритету 24 отримує тиск з лівої та правої підсистем наддування і спрямовує більший з цих тисків до обмежувача тиску 13. З допомогою клапана пріоритету 24 обмежувачі тиску 13 можуть постійно сприймати більший тиск наддування й перекрити обидва перекиривних крани 8 газифікатора, якщо цей тиск перевищує безпечні границі. Запобіжний клапан 25 скидає зайвий тиск азоту в атмосферу у випадку, коли інші клапани не працюють належним чином.

У випадку відмови обох основного та дублювального запобіжного 20 або вакуумного 18 клапанів дренажний клапан можна відкрити вручну після появи попереджувального сигналу про тиск у паливних баках. Унаслідок натиснення кнопки-лампи, що засвітилася, подається живлення на електромагнітний клапан, який спрямовує гідравлічний тиск на відкриття дублювальних запобіжних і вакуумних клапанів. Одночасно закриваються обидва перекиривних крани 8 газифікаторів.

**Підсистема заправлення та зливання** дає змогу виконувати відкриті, закриті й повітряне заправлення. Кожен головний бак оснащено заливною горловиною 16 на верхній поверхні крила (рис. 10.34). Літак можна заправити через ці горловини й перекачати паливо в інші баки з допомогою підкачувальних насосів 15, 35 головних баків.

Баки можуть бути заправлені під тиском на землі одночасно або по одному через усі або будь-які з чотирьох штуцерів заправлення 42, що розміщено по два з кожного боку літака. Ці чотири штуцери разом забезпечують заправлення із витратою 151 л/с при тиску заправлення 350 кПа, що дає змогу повністю заправити літак протягом 25 хв. Перед заправленням відкривають перекиривні крани заправлення на землі 37 і бічні розділювальні крани 8. Під час заправлення паливо надходить у баки через поплавцеві клапани заправлення 34, які закриваються поплавцями під час максимально допустимого заповнення бака. Ці клапани заправлення можуть також закриватися автоматично, коли кількість палива в баці досягає заданого на індикаторі цього бака значення або електрично — перемикачами заправлення. Кожен клапан заправлення підтримує функцію попередньої перевірки для його основного й дублювального електромагнітів шляхом перекиривання лінії поплавцевого клапана та перевірки роботи клапана заправлення.

Після закінчення заправлення закриваються перекиривні крани заправлення на землі 37, відкриваються крани зливання з лінії заправлення на землі 40 і вмикаються насоси зливання 41. Таким чином, паливо з ліній заправлення на землі відкачується у відповідні внутрішні головні баки.

Зливання палива на землі виконується підкачувальними насосами шляхом подання палива по головній паливній магістралі через розділювальні крани 2, 8 і назовні через штуцери заправлення 42.

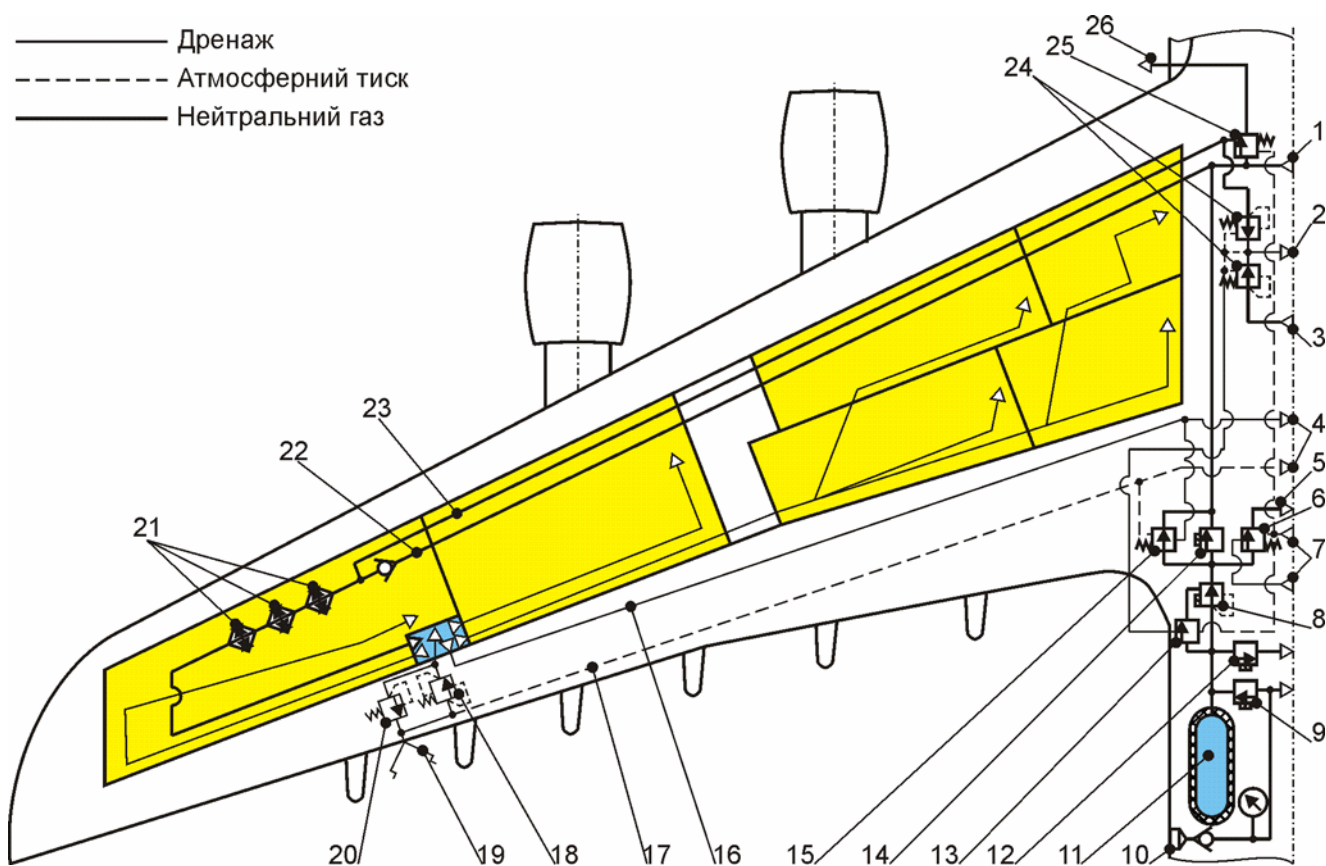


Рис. 10.33. Схема підсистем дренажу та нейтрального газу літака С-5В:

1 — від лівого дублювального редуктора; 2 — до правого обмежувача тиску; 3 — від правої лінії вимірювання тиску; 4 — до лівого дублювального редуктора; 5 — до правої лінії наддування; 6 — правий дублювальний редуктор; 7 — із правої консолі; 8 — перекривний кран лівого газифікатора; 9 — лівий кран зарядження; 10 — штуцер зарядження; 11 — лівий газифікатор; 12 — лівий кран системи приборкування пожежі; 13 — лівий обмежувач тиску; 14 — лівий клапан перевірки; 15 — лівий основний редуктор; 16 — лінія тиску в дренажному баці; 17 — лінія зовнішнього тиску; 18 — вакуумний клапан; 19 — повітрязабірник дренажу; 20 — запобіжний клапан; 21 — теплообмінники; 22 — лінія подання нейтрального газу; 23 — лінія тиску нейтрального газу; 24 — клапан пріоритету; 25 — запобіжний клапан нейтрального газу; 26 — скидання за борт

Підсистема заправлення в польоті забезпечує дозаправлення будь-яких або всіх баків від літака-заправника, обладнаного заправною штангою. Паливо перекачується зі штанги заправника через приймач палива 45, розміщений на верхній поверхні літака над робочим місцем бортінженера. Пройшовши приймач палива, воно надходить по Y-подібному трубопроводу до двох перекривних кранів дозаправлення в польоті 38 і звідти — у ліву та праву паливну магістраль. Далі паливо надходить у баки через ті ж самі клапани заправлення 34. Після завершення дозаправлення в польоті закриваються перекривні крани дозаправлення в польоті 38, відкриваються крани зливання з лінії заправлення 43 і вмикається насос зливання із лінії заправлення 44. Таким чином, паливо з лінії заправлення в польоті відкачується в головний паливний бак № 3.



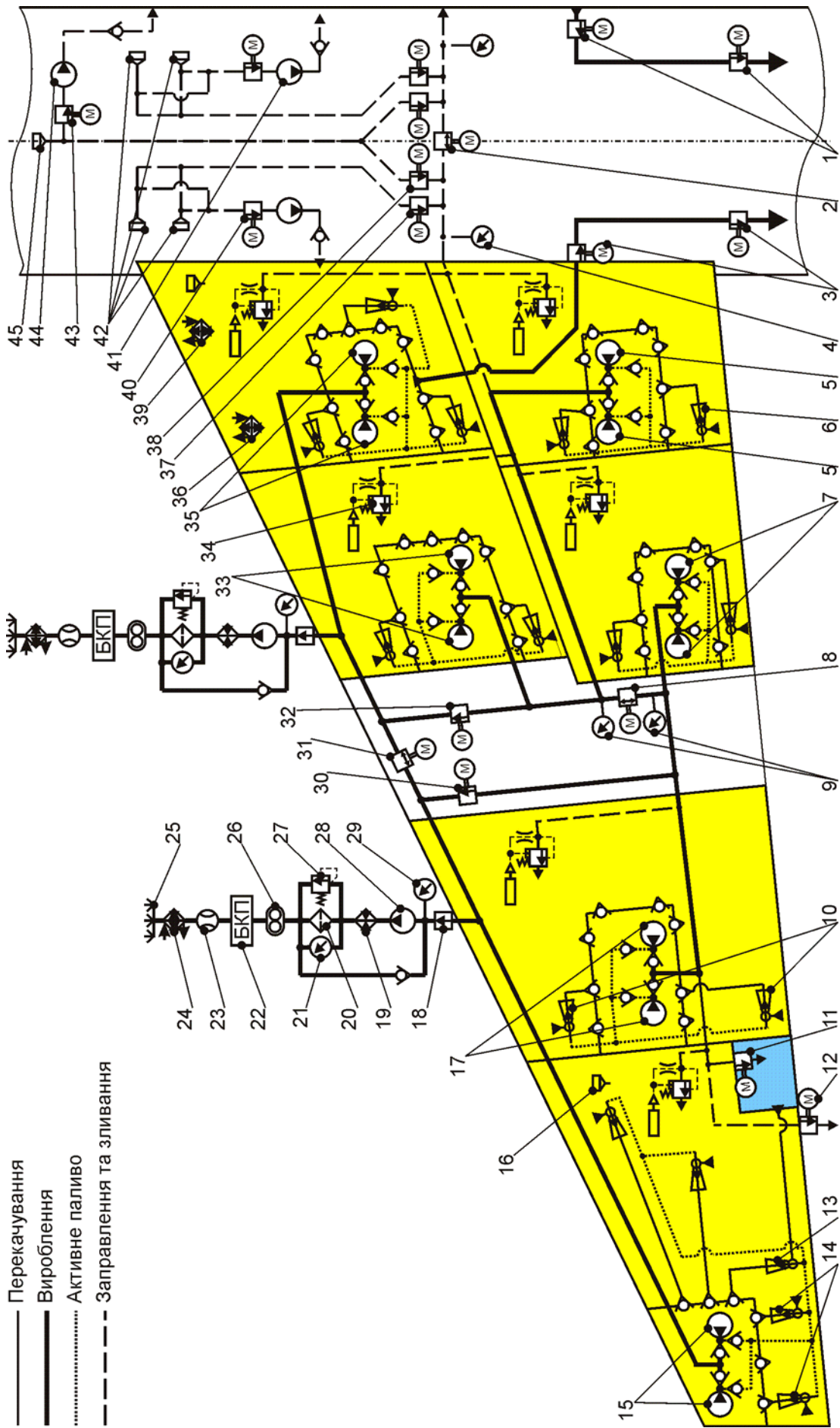


Рис. 10.34. Схема підсистем заправлення, подання, перекачування та аварійного зливання літака С-5В

На схемі позначено: 1 — протипожежні крани правої ДСУ; 2 — центральний розділювальний кран; 3 — протипожежні крани лівої ДСУ; 4, 9, 21, 29 — сигналізатори тиску; 5, 7, 17, 33 — перекачувальні насоси; 6, 10, 13, 14 — струминні насоси; 8 — бічний розділювальний кран; 11 — кран зливання із магістралі; 12 — кран аварійного зливання; 15, 35 — ПНЛ; 16 — заливна горловина; 18 — протипожежний кран; 19 — паливоповітряний теплообмінник; 20 — фільтр; 22 — БКП; 23 — витратомір; 24 — ПМТ; 25 — паливні форсунки; 26 — ОНД; 27 — перепускний клапан; 28 — ПНД; 30 — перший перекривний кран; 31 — лівий кран перехресного живлення; 32 — другий перекривний кран; 34 — клапан заправлення; 36, 39 — паливорідинні теплообмінники; 37 — перекривний кран заправлення на землі; 38 — перекривний кран дозаправлення в польоті; 40, 43 — крани зливання з лінії заправлення; 41, 44 — насоси зливання з лінії заправлення; 42 — штуцери заправлення; 45 — приймач палива.

Під час заправлення під тиском на землі або в польоті підсистема насичення палива нейтральним газом знижує вміст кисню, розчиненого в паливі (див. підрозд. 8.3.4). Це робиться для запобігання вивільненню з палива неінертних газів під час набору висоти, що порушувало б інертну атмосферу в баках.

**Підсистема подання** — незалежна, конвертована. При нормальній роботі паливо подається до двигунів тільки з відповідних головних баків, так що вони є витратними. У цьому випадку перекривні 30, 32 і розділювальні крани 2, 8 закриті. Паливо з додаткових і резервних баків спочатку перекачується в головні баки, а звідти — до двигунів. Під час аварійної роботи паливо може подаватися безпосередньо до двигунів без перекачування в головні баки через перекривні крани 30, 32.

Кожен паливний бак оснащено двома однаковими паливними насосами змінного струму, з'єднаними паралельно через зворотні клапани. Насоси мають два спільних вихідних патрубки: один — для подання (або перекачування, або аварійного зливання, або зливання на землі) палива, а інший — для активного палива. Насоси розміщено у витратних відсіках.

У лінії всмоктування кожного паливного насоса встановлено вхідний запірний клапан, який використовується для припинення подання палива до насоса самопливом, коли підкачувальний вузол насоса знімається з літака для технічного обслуговування без зливання палива з бака. Вхідні запірні клапани працюють автоматично під час зняття підкачувальних вузлів.

Перехресне живлення паливом виконується в межах кожної консолі двома шляхами. При послідовному з'єднанні баків перехресне живлення виконується відкриттям крана перехресного живлення 31, що з'єднує лінії живлення зовнішнього і внутрішнього двигунів. Це дає змогу жити обидва лівих (або правих) двигуни з одного будь-якого головного бака тієї ж консолі або жити один двигун з обох головних баків тієї ж консолі. При паралельному з'єднанні баків перехресне живлення виконується відкриттям бічного розділювального крана 8 і перекривних кранів 30, 32. Це дає

змогу жити обидва лівих (або правих) двигуни з одного будь-якого бака тієї ж консолі або жити один двигун з декількох баків тієї ж консолі. Центральний розділювальний кран 2 дає змогу таким же чином з'єднати ліву й праву паливні магістралі.

Паливо з паливної системи літака потрапляє до ПНД 28. Паливо підвищеного тиску спрямовується через паливоповітряний теплообмінник 19, паливний фільтр 20 з перепускним клапаном 27 до основного насоса двигуна 26. У паливоповітряному теплообміннику 19 використовується повітря з компресора, що відбирається від зовнішнього корпусу камери згоряння для підігрівання палива вище температури кристалізації води, що запобігає обмерзанню компонентів паливної системи. Паливо під високим тиском надходить до блока керування паливом 22, який підтримує частоту обертання двигуна, регулюючи витрату палива. Дозований потік палива потім проходить через умонтований запірний кран, витратомір 23, паливомастильний теплообмінник 24, клапан наддування та дренажу до колектора паливних форсунок 25.

До кожної ДСУ паливо подається самопливом тільки з витратного відсіку відповідного внутрішнього головного бака. Кожну лінію живлення ДСУ оснащено двома протипожежними кранами 1 або 3: один з них, розміщений у крилі, перекриває лінію живлення ДСУ; інший, розміщений в обтічнику основних опор шасі, перекриває подання палива до ДСУ.

У кожному внутрішньому головному баці розміщено два теплообмінники 36, 39, призначені для охолодження гідравлічної рідини кожної гідравлічної системи.

**Підсистема перекачування** виконує міжбакове та внутрішньобакове перекачування. Нормальне міжбакове перекачування палива виконується за колекторною схемою перекачувальними насосами 5, 7, 17, 33 по ділянках головної паливної магістралі між нормально закритими розділювальними кранами 2, 8 через клапани заправлення 34 головних баків. Систему спроектовано так, що перекачування палива з однієї групи баків в іншу групу не потребується. Однак існує можливість для перекачування палива з будь-якого додаткового або резервного бака до будь-якого іншого головного бака через розділювальні крани 2 або 8.

Після завершення перекачування паливо з головної паливної магістралі зливається в дренажний бак через крани зливання із магістралі 11. Паливо з дренажних баків відкачується у зовнішні головні баки струминними насосами 13, що приводяться в дію активним паливом від зовнішніх підкачувальних насосів головних баків.

Внутрішньобакове перекачування палива виконується набором струминних насосів, які встановлено в кожному баці та приводяться в дію активним паливом від електричних насосів. Струминні насоси встановлено в баках так, що вони відкачують паливо, що залишилося в баках, і спрямовують його у витратні відсіки, підтримуючи їх повними. Крім того, струминні насоси захоплюють воду, що знаходиться в нижніх зонах баків, змішують її

з паливом і спрямовують у витратні відсіки. Таким чином досягається ретельне перемішування води з паливом, так що двигуни не отримують суцільної порції води.

**Підсистема аварійного зливання** — суміщена з підсистемами заправлення й перекачування. Патрубок аварійного зливання та кран аварійного зливання 12 установлено на задній кромці кожної консолі зовні від закрилків. Патрубок є продовженням головної паливної магістралі. Для аварійного зливання необхідно відкрити крани аварійного зливання 12, бічні розділювальні крани 8 та ввімкнути всі перекачувальні паливні насоси 5, 7, 17, 33. Хоча нормальна процедура аварійного зливання для досягнення максимальної посадкової маси не потребує зливання палива з головних баків, для аварійної посадки на воду паливо можна злити навіть з головних баків через перекирвні крани 30, 32.

### 10.2.5. Паливна система літака Ан-124

Ан-124-100 «Руслан» являє собою надважкий цивільний транспортний літак-верхньоплан, розроблений ДП «Антонов» і призначений для перевезення 150000 кг вантажу на відстань 4500 км на висоті до 9500 м [47]. Літак оснащено чотирма ТРДД Д-18Т, розміщеними на пілонах під крилом. Кожен двигун розвиває статичну тягу 229,5 кН. Первинний варіант Ан-124 здійснив перший політ 1982 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку розміщено в тринадцяти баках-кесонах у міжлонжеронній частині консолей і центроплана крила (рис. 10.35). Баки поділено на чотири групи за номерами двигунів, що живляться з них. У кожній групі баки нумеруються згідно з чергою вироблення палива: баки першої 5, 6, другої 2, 3 і третьої 1, 4 черги. Бак нульової черги 7 є спільним для всіх груп.

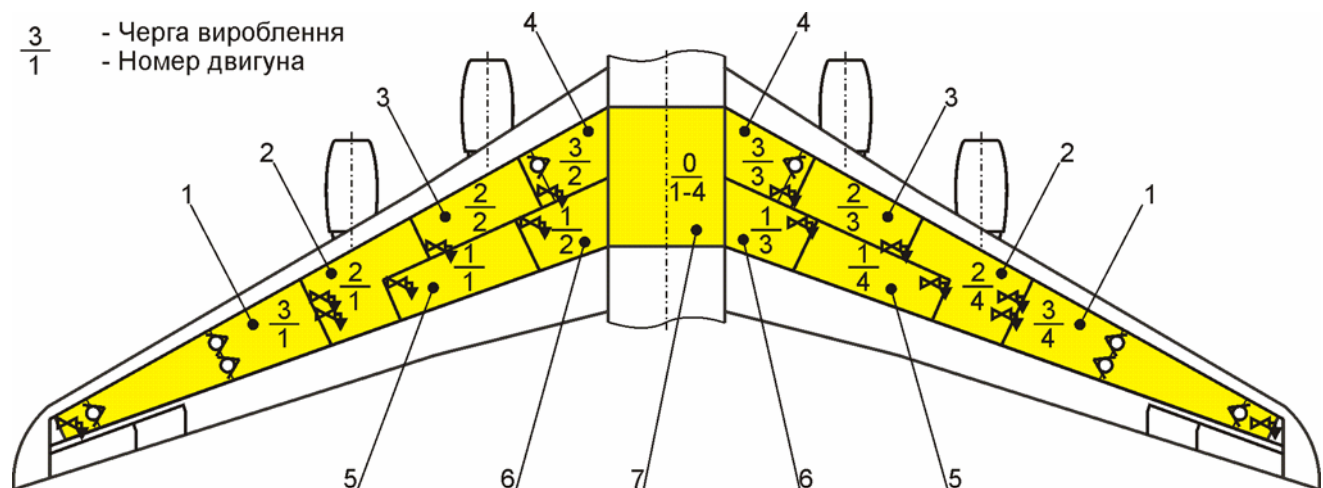


Рис. 10.35. Схема розміщення паливних баків літака Ан-124:

1 — баки третьої черги зовнішніх двигунів; 2 — баки другої черги зовнішніх двигунів; 3 — баки другої черги внутрішніх двигунів; 4 — баки третьої черги внутрішніх двигунів; 5 — баки першої черги зовнішніх двигунів; 6 — баки першої черги внутрішніх двигунів; 7 — бак нульової черги

У баках третьої черги є витратні відсіки, відокремлені протидливними нервюрами. У нижній частині кожного бака першої, другої та третьої черги встановлено клапани зливання конденсату. У баці нульової черги конденсат збирається в колектори й зливається через зливні крани, установлені у відсіках під залізами крила.

Літак оснащено відкритою дренажною підсистемою колекторного типу. Спеціального дренажного бака не передбачено. Дренаж баків здійснюється через бак нульової черги (що є верхнім), з'єднаний з атмосферою трубопроводами із обігріваними повітрозабірниками дренажу 5, установленими в нижній частині носка крила зліва та справа від фюзеляжу (рис. 10.36). Для запобігання зминанню баків у разі закупорки повітрозабірників поруч з ними встановлено вакуумні клапани 4. У баці нульової черги трубопроводи встановлено так, що під час крену літака й закривання паливом одного з трубопроводів 6 повітря буде надходити в бак через інший трубопровід.

Із бака нульової черги в кожену консоль проведено магістральний трубопровід дренажу 1, переріз якого зменшується під кінець крила. Від магістрального трубопроводу до кожного бака (крім зовнішніх баків третьої черги) підведено по два трубопроводи 3 у протилежні кінці бака для забезпечення дренажу під час крену літака.

У зовнішніх баках третьої черги магістральні трубопроводи в кореневій частині мають відгалуження з поплавцевим клапаном дренажу 2. У польоті без крену дренаж здійснюється через відкритий поплавцевий клапан. Під час крену літака поплавцевий клапан закривається паливом, а дренаж здійснюється через отвір на кінці магістрального трубопроводу.

**Підсистема заправлення та зливання** забезпечує відкрите й закрите заправлення на землі. У верхній частині кожного бака встановлено заливну горловину 23 (рис. 10.37), призначену для заливання палива, коли централізоване заправлення є неможливим.

Чотири штуцери централізованого заправлення 2 установлено попарно в обтічниках основних опор шасі. Від кожної пари штуцерів у фюзеляжі прямує трубопровід, обладнаний сигналізатором тиску й головним краном заправлення 1, за яким трубопровід входить у бак-кесон центроплана і з'єднується з магістраллю заправлення. Відгалуження магістралі заправлення підходять до чотирнадцяти електромоторних кранів заправлення 10, 11, 15, 16, 19, 27, 32 (два в баці нульової черги та по одному в інших). Крани заправлення встановлено в отворах заднього лонжерона крила так, що їх гідравлічна частина знаходиться в баці, а електромеханізми — зовні бака. За кожним краном послідовно встановлено гідромеханічний клапан заправлення 9, 12, 14, 17, 20, 26, 33. Від кожного клапана в заправляюваний бак ідуть два трубопроводи: один — для подання палива, інший — для підведення командного палива до поплавцевого клапана заправлення 22, 34, який закриває гідромеханічний клапан під час досягнення граничного рівня палива в баці. До трубопроводів подання палива в баки третьої черги через

електромоторний кран 13 або 21 і гідромеханічні клапани 25 або 31 приєднуються лінії перекачування 24, 30 із баків тієї ж групи.

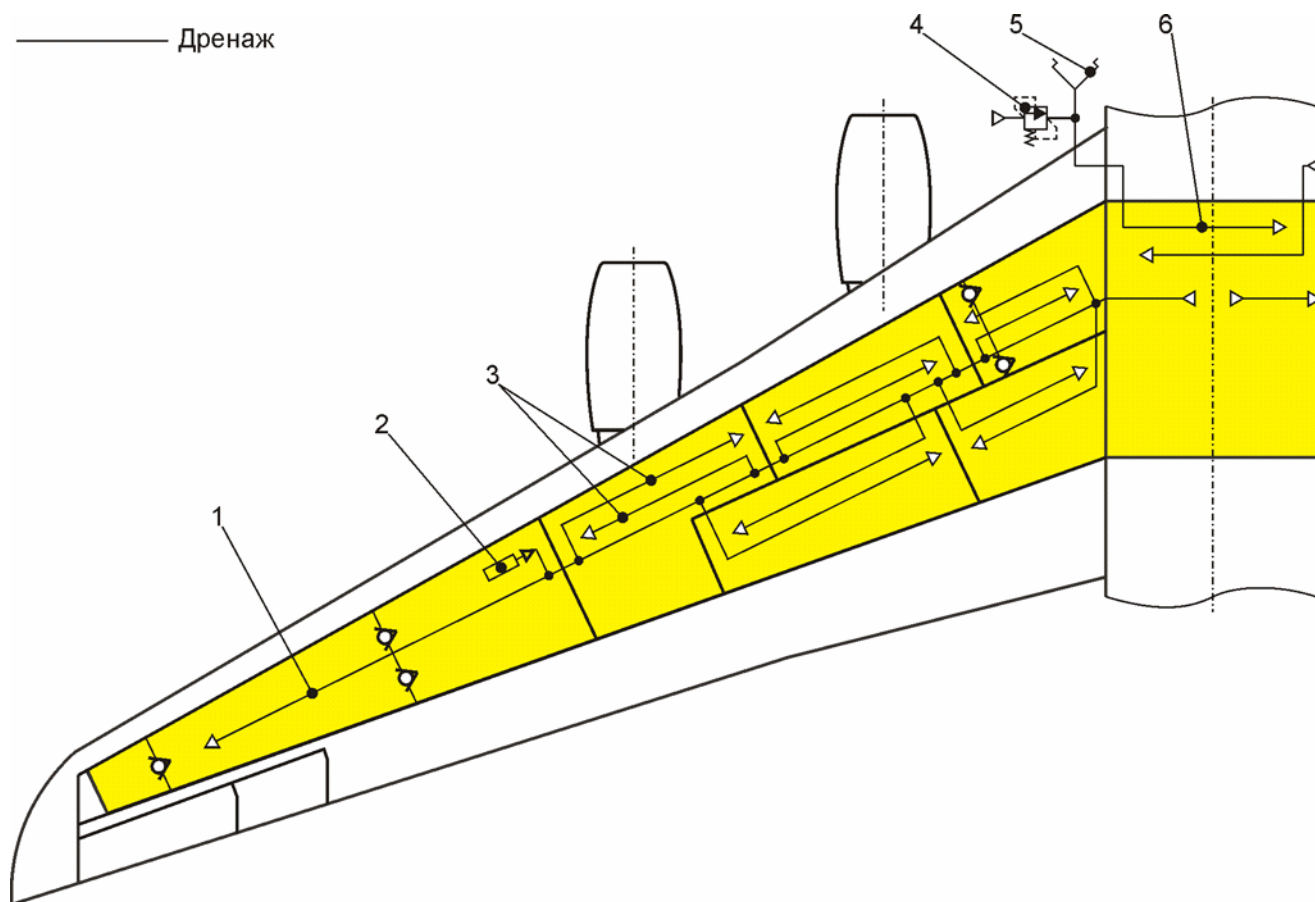


Рис. 10.36. Схема підсистеми дренажу літака Ан-124:

1 — магістральний трубопровід дренажу; 2 — поплавцевий клапан дренажу; 3, 6 — трубопроводи дренажу; 4 — вакуумний клапан; 5 — повітрязабірник дренажу

Після закінчення заправки паливо відкачується з магістралі заправки. Трубопроводи відкачування палива приєднані до магістралі нижче штуцерів заправки 2. Паливо, що відкачується, проходить перекиривний кран 3 і подається насосом 4 у систему централізованого зливання відстою. При відкритому перекиривному крані централізованого зливання відстою палива одного з баків 1 (див. рис. 4.25) паливо перекачується в цей бак. Для заповнення магістралі заправки повітрям на її кінцях встановлено два вакуумних клапана 28 (див. рис. 10.37).

Магістраль перехресного живлення з'єднується з магістраллю заправки лінією зливання 29 із краном зливання 18. Таким чином, для зливання палива літаковими насосами до штуцерів 2 необхідно приєднати шланги від наземної посудини, відкрити головні крани заправки 1, кран зливання 18 і відповідні перекиривні крани, а також увімкнути насоси тих баків, із яких зливається паливо.

Зливання палива літаковими насосами може також виконуватися по лінії подання через штуцери зливання 22 (рис. 10.38), установлені в мотогондолі кожного двигуна.

**Підсистема подання** — незалежна, конвертована (див. рис. 10.38). Під час нормальної роботи перекивні крани баків першої 37, 42 і другої 36, 41 черги є закритими, а перекивні крани баків третьої черги 14, 43 — відкритими. При цьому паливо з баків першої та другої черги перекачується в баки третьої черги підсистемою перекачування. А паливо з кожного бака третьої черги подається у відповідний двигун двома ПНЛ 16 або 45, з'єднаними паралельно через підпружинені зворотні клапани 15. У випадку відмови всіх ПНЛ 16 і 45 паливо потрапляє до внутрішніх двигунів самопливом через задній ПНЛ 45 (зворотний клапан якого не має пружини), а до зовнішніх двигунів — всмоктуванням через самопливний клапан 17.

У разі необхідності паливо може безпосередньо подаватися до двигунів із будь-якого консольного бака за паралельною схемою з перемиканням. З цієї метою лінії нагнітання перекачувальних насоси 8, 10, 13, 40 з'єднані з лінією подання відповідного двигуна через перекивні крани 36, 37, 41, 42. Для забезпечення потрібного порядку вироблення призначено також перекивні крани баків третьої черги 14, 43.

Для безпосереднього подання палива до двигунів із баків першої (або другої) черги закриваються перекивні крани третьої черги 14, 43 і відкриваються крани першої 37, 42 (або другий 36, 41) черги. У разі справної роботи перекачувальних насосів 8, 10, 13, 40 вони й подають паливо до двигунів, у разі відмови перекачувальних насосів паливо потрапляє до двигунів самопливом або всмоктуванням підкачувальними насосами двигунів 35.

Усі перекивні крани встановлено у стінці переднього лонжерона. Тут же розміщено крани перехресного живлення 38, 44, що забезпечують живлення будь-якого двигуна із будь-якого консольного бака за схемою перехресного живлення по перехресній магістралі. Від кожного трубопроводу, що з'єднує перекивні крани першої, другої та третьої черги із краном перехресного живлення відведена трубка з жиклером і клапаном стравлювання повітряних пробок 39 у відповідний бак третьої черги. Жиклери обмежують витрату палива з магістралі подання після стравлення повітряних пробок.

За перекивними кранами всіх черг послідовно встановлено протипожежний кран 21, трійники зі штуцерами зливання 22 і консервації 23, а також ПНД 35. ПНД забезпечує прокачування палива через паливомастильний і паливоповітряний теплообмінники 34 і фільтр низького тиску 33, оснащений перепускним клапаном 24 і сигналізатором тиску 32. Далі паливо надходить у шестеренний ОНД 31, що забезпечує прокачування палива через фільтр високого тиску 30, паливний регулятор 29, витратомір 28 і необхідний тиск в основних форсунках 27. За фільтром високого тиску приєднано трубопровід, що прямує до пускових форсунок 26 через клапан пускового палива 25.

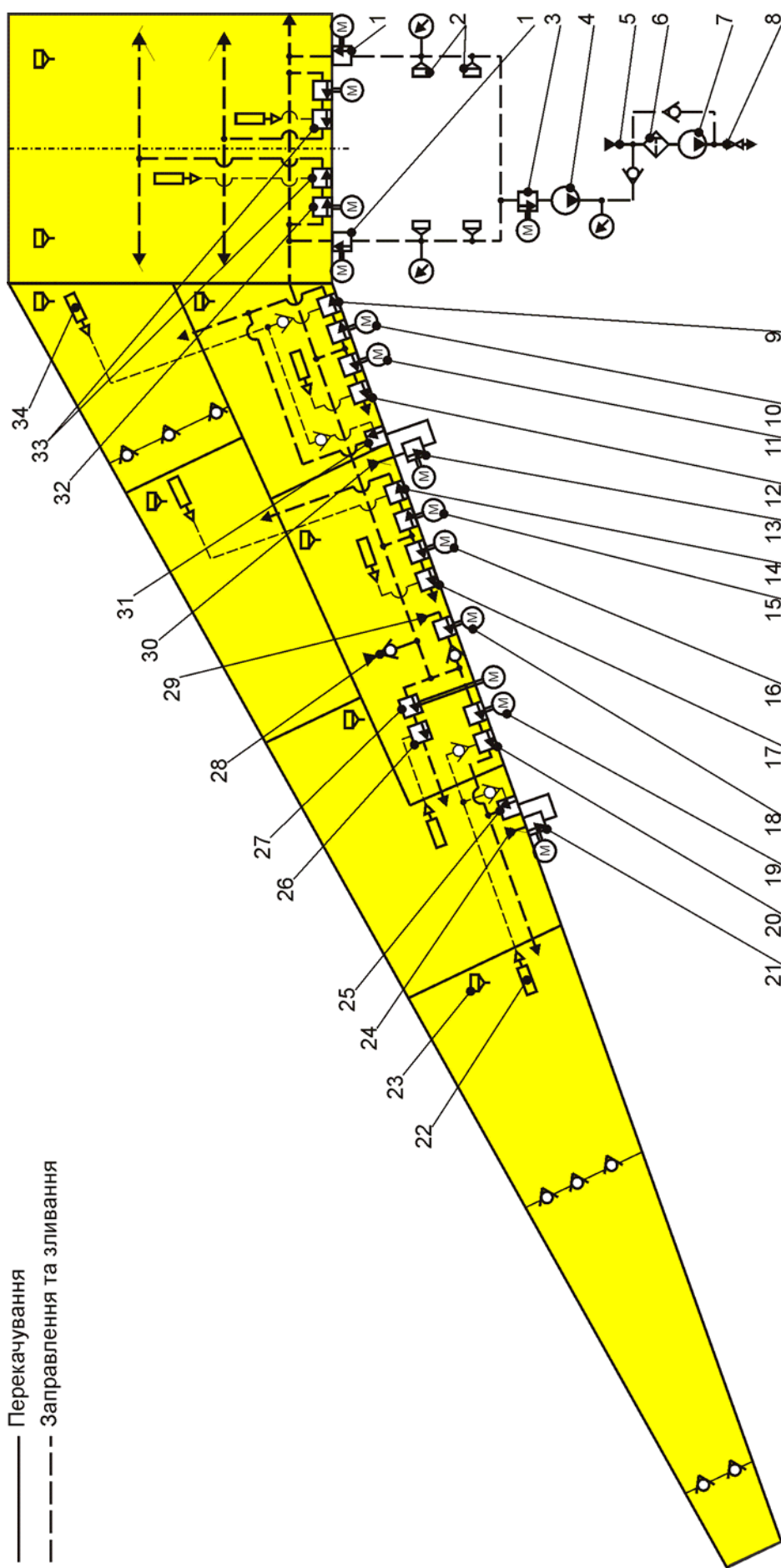


Рис. 10.37. Схема підсистеми заправлення літака Ан-124:

- 1 — головні крани заправлення; 2 — штуцери заправлення; 3 — перекривний кран; 4 — насос відкачування;
- 5 — лінія із баків у систему централізованого зливання відстою; 6 — фільтр; 7 — насос системи централізованого зливання відстою; 8 — кран зливання; 9, 12, 14, 17, 20, 26, 33 — гідромеханічні клапани заправлення;
- 10, 11, 15, 16, 19, 27, 32 — електромоторні крани заправлення; 13, 21 — електромоторні крани перекачування;
- 18 — електромоторний кран зливання; 22, 34 — поплавцеві клапани заправлення; 23 — заливна горловина;
- 24 — лінія перекачування зовнішнього двигуна; 25, 31 — гідромеханічні клапани перекачування; 28 — вакуумний клапан; 29 — лінія зливання із магістралі перехресного живлення; 30 — лінія перекачування внутрішнього двигуна



Подання палива до ДСУ здійснюється від двох відцентрових підкачувальних насосів 47 постійного струму, установлених в баці третьої черги лівого внутрішнього двигуна, або із магістралі перехресного живлення через перекидний кран 5 і далі через протипожежний кран 1 або 4 до кожної ДСУ. Насоси 47 з'єднано паралельно через підпружинені зворотні клапани для запобігання підсмоктуванню повітря через них під час живлення ДСУ від магістралі перехресного живлення.

**Підсистема перекачування** виконує міжбакове та внутрішньобакове перекачування. При нормальній роботі паливної системи паливо з баків нульової, першої та другої черги перекачується в баки третьої черги (витратні). Для цього в кожному баці нульової, першої та другої черги встановлено по два внутрішньобакових відцентрових перекачувальних насоси 2, 8, 10, 13, 40 змінного струму, з'єднаних паралельно через зворотні клапани. Від кожної пари перекачувальних насосів відходить трубопровід зі зворотним клапаном до електромоторного крана перекачування 7 або 12, від якого паливо спрямовується до гідромеханічного клапана перекачування 6 або 11 і далі по лінії заправлення — у відповідний бак третьої черги. Кожен гідромеханічний клапан перекачування 6 або 11 керується тим же поплавцевим клапаном заправлення, що й гідромеханічний клапан заправлення відповідного бака 9, 20 (див. рис. 10.37). Для того щоб один поплавець керував роботою двох гідромеханічних клапанів, у керувальних лініях встановлено зворотні клапани.

У разі відмови гідромеханічних клапанів перекачування 6 або 11 (див. рис. 10.38) паливо по дренажних трубопроводах перетікає з баків третьої черги в інші баки, запобігаючи переповненню баків третьої черги.

Паливо від насоса 2 бака нульової черги прямує до всіх чотирьох кранів перекачування 6, 11 одночасно. Крім того, у донній частині бака нульової черги встановлено два колектори відкачування палива 48, кожен з яких з'єднаний з насосом 3, що відкачує паливо в бак першої черги внутрішнього двигуна відповідної консолі. Насоси 3 встановлено в залізах під крилом.

Внутрішньобакове перекачування передбачено тільки в баках третьої черги для постійного заповнення паливом витратних відсіків. З цією метою в кожному баці третьої черги внутрішнього двигуна встановлено два струминні насоси 46, кожен з яких приводиться в дію своїм ПНЛ 45. Причому в лінії активного палива заднього ПНЛ 45 є зворотний клапан, що запобігає підсмоктуванню повітря через струминний насос під час подання палива в двигун самопливом через цей ПНЛ.

У зв'язку з великою довжиною баків третьої черги зовнішніх двигунів для примусового перекачування палива у витратні відсіки в основних частинах цих баків встановлено електровідцентрові перекачувальні насоси 19 і струминні насоси 18, 20. Причому в лінії активного палива струминного насоса 18, що приводиться в дію активним паливом від ПНЛ 16, є зворотний клапан, що запобігає підсмоктуванню повітря через струминний насос під час живлення двигунів всмоктуванням.

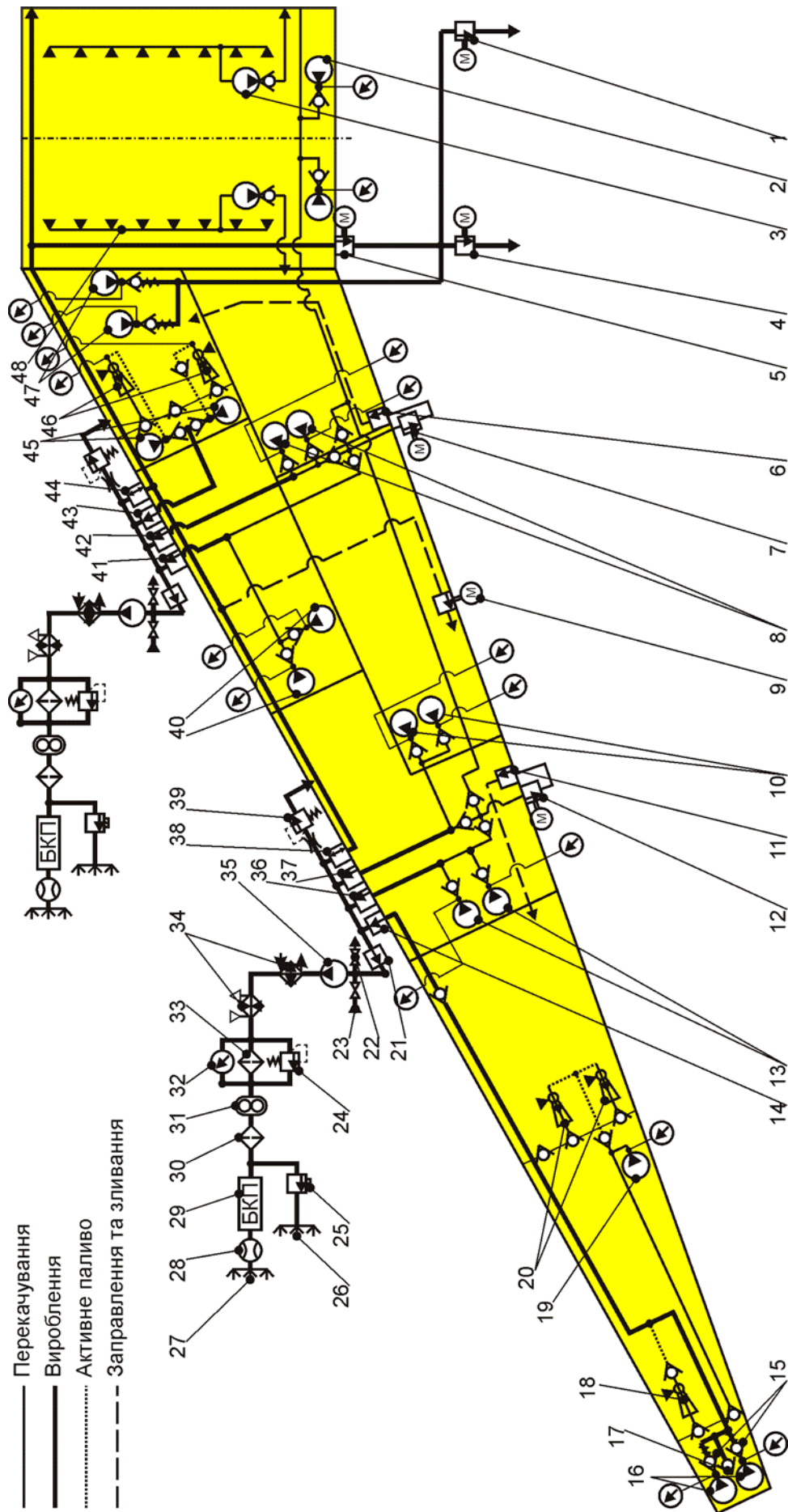


Рис. 10.38. Схема підсистем подання та перекачування літака АН-124

На схемі позначено: 1, 4 — протипожежні крани ДСУ; 2, 8, 10, 13, 40 — перекачувальні насоси; 3 — насос відкачування; 5 — перекривний кран; 6, 11 — гідромеханічні клапани перекачування; 7, 12 — електромоторні крани перекачування; 9 — кран зливання; 14, 43 — крани баків третьої черги; 15 — підпружинені зворотні клапани; 16, 45 — ПНЛ; 17 — самопливний клапан; 18, 20, 46 — струминні насоси; 19 — насос внутрішньобакового перекачування; 21 — протипожежний кран; 22 — штуцер зливання; 23 — штуцер консервації; 24 — перепускний клапан; 25 — клапан пускового палива; 26 — пускові паливні форсунки; 27 — основні паливні форсунки; 28 — витратомір; 29 — БКП; 30 — фільтр високого тиску; 31 — ОНД; 32 — сигналізатор тиску; 33 — фільтр низького тиску; 34 — паливомастильний та паливоповітряний теплообмінники; 35 — ПНД; 36, 41 — крани баків другої черги; 37, 42 — крани баків першої черги; 38, 44 — крани перехресного живлення; 39 — клапан стравлювання повітряних пробок; 47 — насоси ДСУ; 48 — колектор відкачування палива.

### **10.2.6. Паливна система літака А-310 MRTT**

А-310 MRTT (Multi-Role Tanker/Transport) являє собою транспортно-заправний літак-низькоплан, розроблений Airbus Industry на базі пасажирського літака А-310 і призначений для перевезення до 41600 кг вантажу або передавання до 45000 кг палива на відстані до 12500 км на висоті до 12500 м [117, 116]. Літак оснащено двома ТРДД General Electric CF6-80, розміщеними на пілонах під крилом. Кожен двигун розвиває статичну тягу 235 кН. Літак здійснив перший політ 2003 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку знаходиться в одинадцяти паливних баках (рис. 10.39). Два баки-кесони розміщено в міжлонжеронній частині кожної консолі: внутрішній бак 5 і зовнішній бак 3. Центральний бак-кесон 10 заповнює центроплан крила. Балансувальний бак-кесон 6 розташовано в стабілізаторі. До п'яти м'яких додаткових фюзеляжних баків (ДФБ) 7, 8, 9, 11, 12 можуть бути встановлені в багажних відсіках фюзеляжу.

Крилові баки оснащено ПВН для мінімізації переміщення палива в баках. Клапани зливання конденсату 13 передбачено для видалення з баків води, що накопичується. Дренажний бак 2 розміщено на кінці кожної консолі крила, а дренажний бак стабілізатора 4 — на правому кінці стабілізатора.

Під час заправлення підсистема дренажу (рис. 10.40) запобігає надмірному тиску в баках і забезпечує місце для додаткового температурного розширення палива із крилових баків. У випадку переповнення дренажного бака паливо з нього буде витікати назовні. Додатковий захист від надмірного тиску для кожного внутрішнього, центрального й дренажного баків забезпечується запобіжними розривними дисками 2, 6, 8, які руйнуються у випадку перевищення надмірного тиску в баці (під час набору висоти або заправлення) або перевищення від'ємного надлишкового тиску (під час зниження).

$\frac{3}{1}$  - Черга вироблення  
 $\frac{1}{1}$  - Номер двигуна

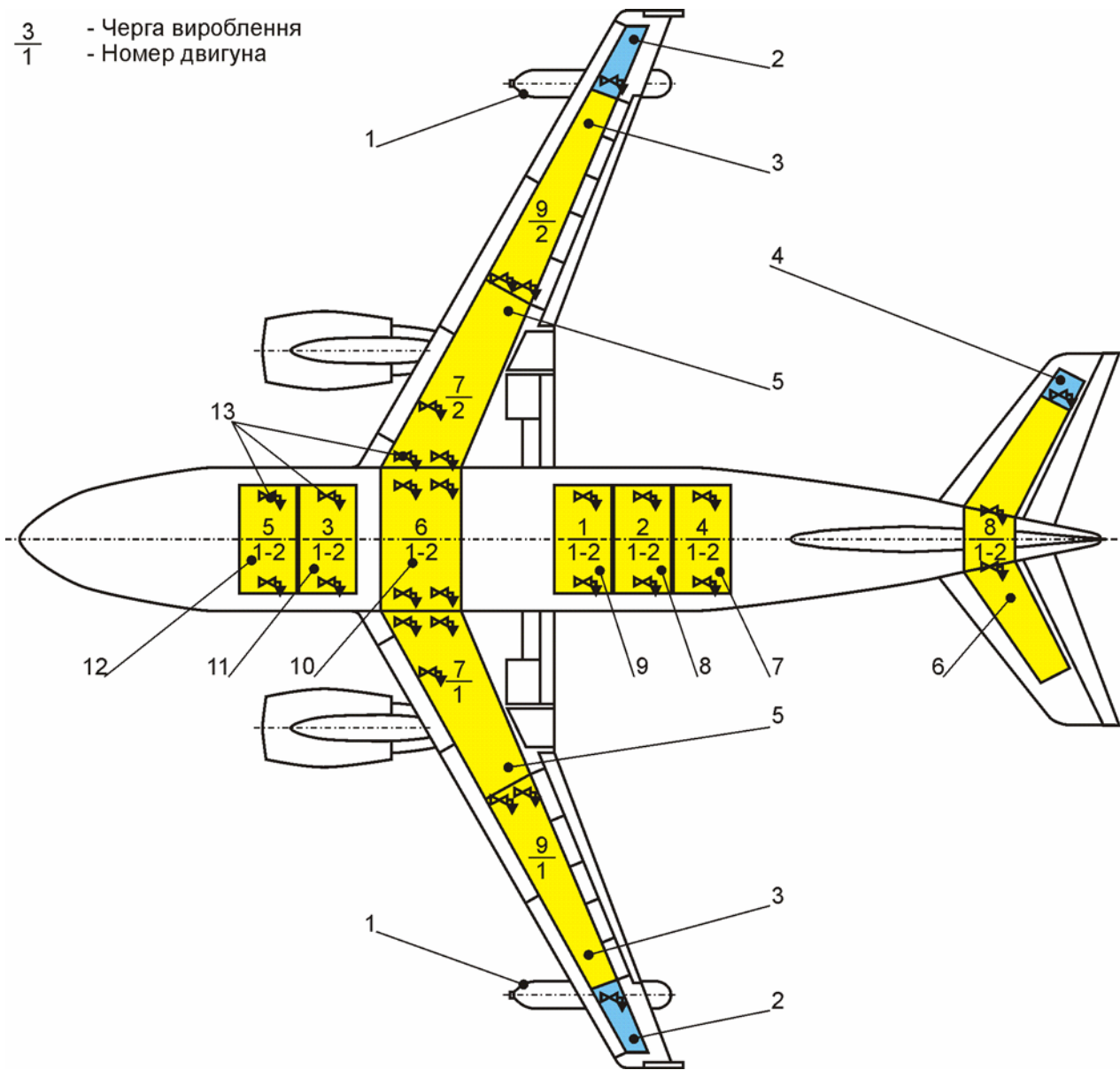


Рис. 10.39. Схема розміщення паливних баків літака А-310 MRTT:

1 — контейнери Mk. 32В; 2 — крилові дренажні баки; 3 — зовнішні баки;  
 4 — дренажний бак стабілізатора; 5 — внутрішні баки; 6 — балансувальний бак;  
 7, 8, 9, 11, 12 — додаткові фюзеляжні баки; 10 — центральний бак; 13 — клапани зливання конденсату

У польоті консольні, центральний і балансувальний баки наддуваються швидкісним напором через заглиблені повітрозабірники НАСА 1, 20 і полум'ягасники 3, 21, які розміщено на нижніх поверхнях дренажних баків. Кожен внутрішній і зовнішній бак з'єднується з дренажним баком, розміщеним у відповідній консолі. Центральний бак з'єднується з лівим дренажним баком. Дренаж додаткових баків здійснюється в центральний бак через дренажні крани 14. Дренаж балансувального бака виконується через власний дренажний бак. Паливо, що потрапило до дренажного бака, відкачується назад у відповідний внутрішній консольний бак під час зниження рівня палива в ньому.

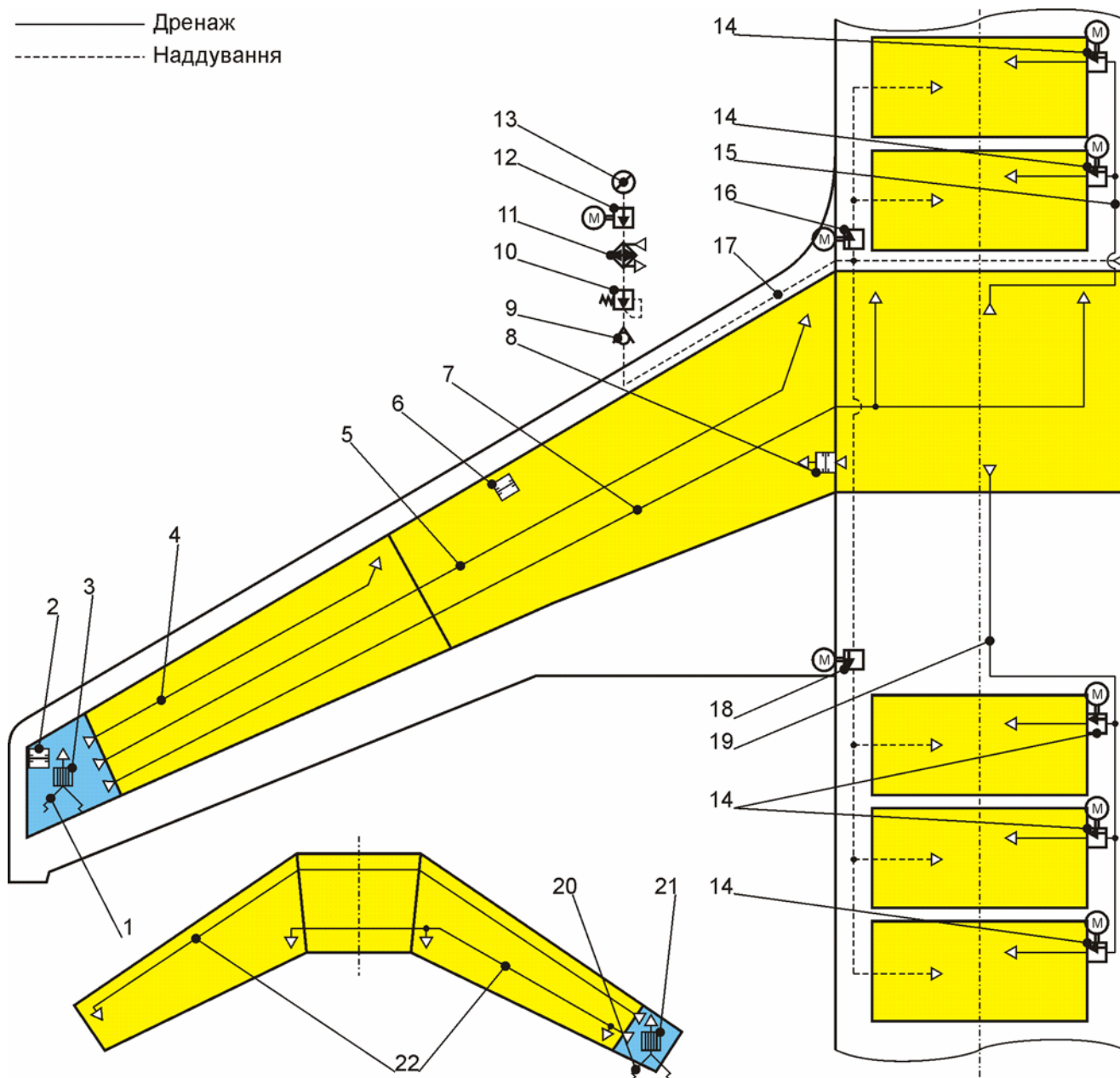


Рис. 10.40. Схема підсистеми дренажу літака А-310 MRTT:  
 1, 20 — повітрязабірники дренажу; 2, 6, 8 — розривні диски;  
 3, 21 — полум'ягасники; 4, 5, 7, 15, 19, 22 — лінії дренажу; 9 — зворотний клапан;  
 10 — редуктор; 11 — повітряно-повітряний теплообмінник; 12 — перекривний кран;  
 13 — забірник повітря від компресора; 14 — дренажні крани;  
 16, 18 — перекривні крани наддування

Підсистема наддування використовується для перекачування палива із ДФБ у центральний бак. Підсистема наддування відбирає повітря високого тиску через повітрязабірник 13 від компресора кожного двигуна. У випадку пожежі двигуна подання повітря може бути припинене перекривним краном 12. Повітря, що відбирається, охолоджується в повітряно-повітряному теплообміннику 11, а його тиск знижується в редукторі 10. Зворотний клапан 9 запобігає втраті наддування у випадку відмови одного з двигунів. Умикання-вимикання наддування здійснюється перекривними кранами наддування 16, 18.

**Підсистема заправки та зливання** забезпечує відкрите й закрите заправки та зливання на землі (рис. 10.41). Консольні баки можуть бути заправлені зверху через заливні горловини 22 на верхній поверхні крила. У цьому випадку для заправки інших баків використовуються насоси та крани перекачування.

Централізоване заправки та зливання керуються з панелі заправки/зливання, розміщеної в правій нижній частині фюзеляжу. На панелі встановлюється потрібна кількість палива. Два стандартних штуцери заправки/зливання 25 змонтовано під кожною консолю крила зовні від двигуна. Усі штуцери з'єднані з магістраллю заправки, по якій паливо надходить до кранів заправки/перекачування 26, 27, 42 консольних і центрального баків, кранів заправки/зливання ДФБ 3 і крана заправки/зливання балансувального бака 43. Через крани заправки/перекачування паливо безпосередньо потрапляє в консольні та центральні баки. Через крани заправки/зливання ДФБ 3 паливо проходить по лінії заправки/перекачування ДФБ 2 і через крани заправки/перекачування ДФБ 1 потрапляє в баки. Через кран заправки/зливання балансувального бака 43 паливо потрапляє в лінію заправки/перекачування балансувального бака 10, потім через перекирваний кран балансувального бака 19 і кран заправки/перекачування 17 надходить у балансувальний бак.

Під час автоматичного заправки потрібна кількість палива автоматично розподіляється згідно з таким пріоритетом: зовнішні, внутрішні, центральний, ДФБ і балансувальний баки. Заправки припиняється автоматично при досягненні заданої кількості палива. У разі відмови автоматичної системи заправки може виконуватися в дублювальному ручному режимі керування. Повне заправки крилових баків відбувається приблизно за 25 хвилин при максимальному тиску палива 350 кПа.

Зливання палива з крилових баків може виконуватися ПНЛ 7, 24, 28 або всмоктуванням наземним насосом через кран перекачування 6 і магістраль заправки у штуцери заправки/зливання 25. Паливо із балансувального бака зливається через підсистему перекачування палива: перекачувальними насосами балансувального бака 16 через перекирваний кран балансувального бака 19 і крани перекачування вперед 44 у центральний бак. Зливання палива з ДФБ виконується насосами зливання ДФБ на землі 5 через крани заправки/перекачування ДФБ 1 і крани перекачування ДФБ 4 у центральний бак.

**Підсистема дозаправки в польоті.** Літак здатний передавати паливо в польоті літаку-одержувачу з допомогою двох підвісних контейнерів Mk. 32В. Підсистема дозаправки в польоті спрямовує паливо з центрального бака трьома гідропривідними насосами 40 по магістралі заправки та через перекирвані крани 23 у підвісні контейнери. Кожен контейнер обладнано турбонасосним агрегатом (ТНА), який надає руху приводу шлангової лебідки 20 і паливному насосу 21. Паливо передається літаку-

одержувачу через барабан, шланг і конус, обладнаний приймальним вузлом МА-4.

**Підсистема подання** — змішаного типу. Паливо може подаватися безпосередньо до двигунів із центрального, внутрішніх і зовнішніх баків. Паливо із балансувального бака та ДФБ необхідно спочатку перекачати в центральний бак. Кожен із крилових баків обладнано двома внутрішньобаковими ПНЛ 7, 24, 28 змінного струму, з'єднаними паралельно через зворотні клапани. Два насоси в кожному баці живляться від різних шин змінного струму. Один будь-який ПНЛ може подавати паливо в один двигун під час максимальної тяги. Тиск насосів, установлених у внутрішніх і центральному баках, є вищим, ніж тиск насосів у зовнішніх баках, для того, щоб паливо з центрального та внутрішніх баків вироблялося раніше, ніж із зовнішніх баків. Робота насосів центрального та внутрішніх баків керується автоматом вироблення. Насоси зовнішніх баків працюють постійно. Далі паливо проходить через перекивні крани 14 або 18 до двомоторних протипожежних кранів 29.

ПНД 31 прокачують паливо через паливомастильний теплообмінник 32 і фільтр 34, оснащений сигналізатором тиску 33 і перепускним клапаном 41. ОНД 35 забезпечує необхідний тиск для нормальної роботи БКП 36. Потім дозоване паливо проходить через витратомір 37, паливомастильний теплообмінник інтегрованого приводу генераторів (ІПГ) 38 і потрапляє в паливні форсунки 39.

Лінії живлення двигунів з'єднані магістраллю перехресного живлення із двомоторним краном перехресного живлення 8. Коли він відкритий, двигун або ДСУ можуть живитися паливом із баків з протилежного боку від крана. У випадку відмови всіх ПНЛ паливо надходить до двигунів самотпливом.

Під час нормальної роботи паливо подається до ДСУ з лівих крилових баків. Для подання палива з правих крилових баків має бути відкритий кран перехресного живлення 8. Необхідний надлишковий тиск для ДСУ утворюється баковими ПНЛ 7, 28 або насосом ДСУ 13 змінного струму, приєднаним до лінії перехресного живлення. Насос 13 вмикається автоматично, коли тиск у лінії живлення ДСУ 11 стає меншим за 154 кПа. Подання палива до ДСУ зазвичай керується перекивним краном ДСУ 12. Під час пожежі подання палива припиняється додатково протипожежним краном ДСУ 15.

**Підсистема перекачування** виконує перекачування із крилових баків, ДФБ, балансувальне та внутрішньобакове.

Зазвичай перекачування палива між консольними і центральним баками виконується тільки на землі ПНЛ 7, 24, 28 через відкритий кран перекачування 6 і крани заправлення/перекачування 26, 27, 42. Насоси перекачування 30 можуть бути використані для перекачування палива із внутрішніх баків у центральний бак з метою дозаправлення в польоті.

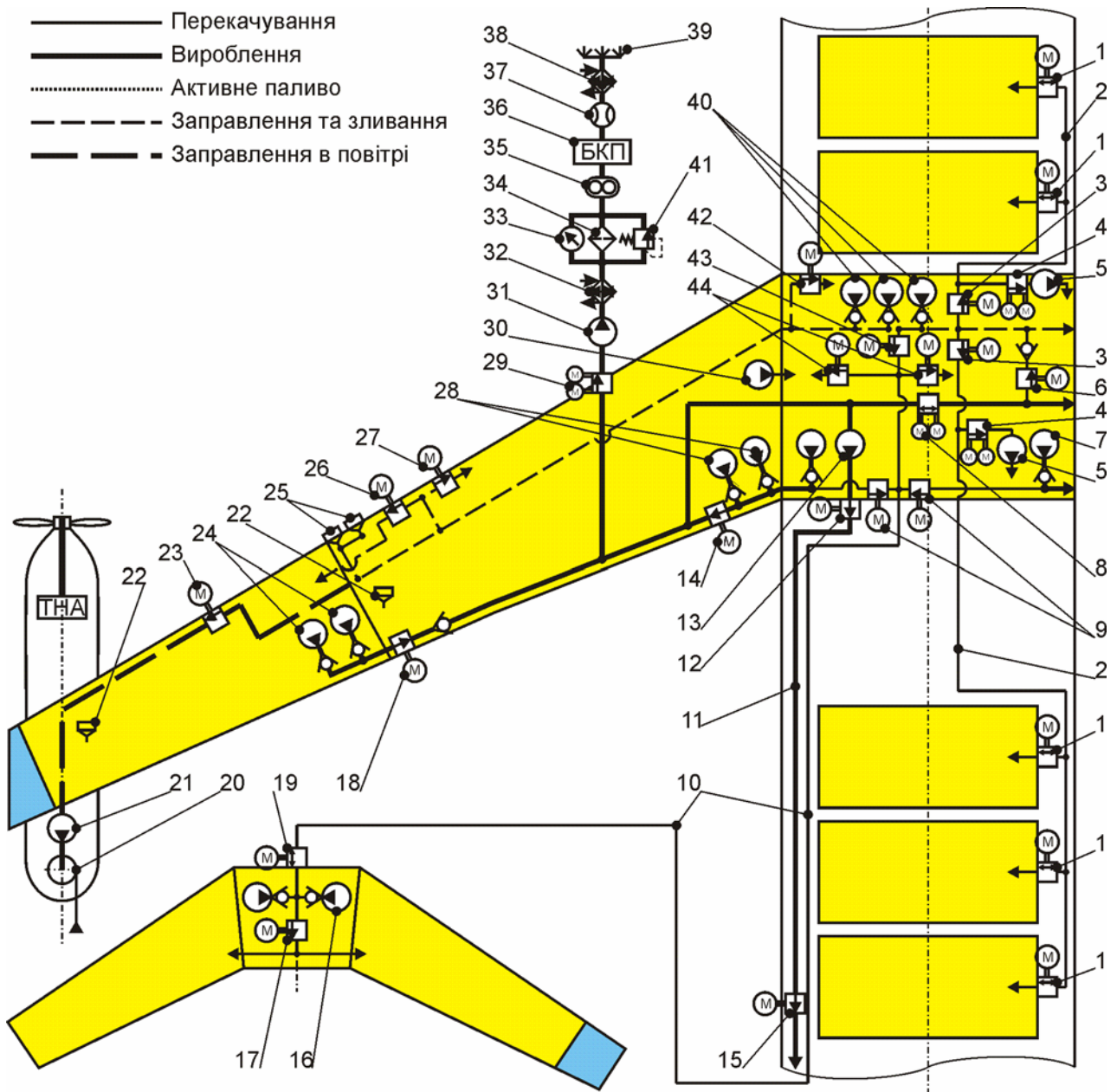


Рис. 10.41. Схема паливної системи літака А-310 MRTT:

1 — вхідні крани ДФБ; 2 — лінія заправлення/перекачування ДФБ; 3 — крани заправлення/зливання ДФБ; 4 — крани перекачування ДФБ; 5 — насоси зливання ДФБ на землі; 6 — кран перекачування; 7, 24, 28 — ПНЛ; 8 — кран перехресного живлення; 9 — крани перекачування назад; 10 — лінія заправлення/перекачування балансувального бака; 11 — лінія живлення ДСУ; 12 — перекривний кран ДСУ; 13 — насос ДСУ; 14, 18 — перекривні крани; 15 — протипожежний кран ДСУ; 16 — насос перекачування балансувального бака; 17, 26, 27, 42 — крани заправлення/перекачування; 19 — перекривний кран балансувального бака; 20 — шлангова лебідка; 21 — гідропривідний насос контейнера; 22 — заливні горловини; 23 — перекривний кран контейнера; 25 — штуцери заправлення/зливання; 29 — протипожежний кран; 30 — насос перекачування; 31 — ПНД; 32 — ПМТ; 33 — сигналізатор тиску; 34 — фільтр; 35 — ОНД; 36 — БКП; 37 — витратомір; 38 — ПМТ ІПГ; 39 — паливні форсунки; 40 — гідропривідні насоси заправлення; 41 — перепускний клапан; 43 — кран заправлення/зливання; 44 — крани перекачування вперед



Паливо із ДФБ перекачується через п'ять вхідних кранів 1, лінію заправлення/перекачування 2, два двомоторні крани перекачування 4 і два насоси зливання на землі 5. Для перекачування палива із ДФБ у польоті ці баки наддуваються повітрям (див. рис. 10.40). Темп перекачування становить приблизно 1,8 кг/с. Насоси зливання ДФБ на землі 5 (див. рис. 10.41) використовуються у випадку відмови підсистеми наддування або для перекачування на землі.

Балансувальний бак установлено для збільшення місткості паливної системи та зниження витрати палива внаслідок зменшення опору на крейсерському режимі шляхом підтримання ЦМ літака поблизу граничного заднього положення ЦМ.

При прибиранні закрилків після зльоту автоматично відкривається перекиривний кран балансувального бака 19, що дає змогу здійснювати перекачування палива в балансувальний бак та з нього. Під час польоту вище деякої висоти, для того щоб утримувати ЦМ у межах 0,5 % попереду від його цільового положення (див. підрозд. 6.3.2), автоматичне перекачування назад і вперед керується комп'ютером керування ЦМ (CG control computer — CGCC). Цей процес продовжується доти, доки є паливо у внутрішніх баках. Під час зниження літака нижче певної висоти CGCC умикає прискорене перекачування вперед для спорожнювання балансувального бака. Під час випускання шасі перекиривний кран балансувального бака 19 автоматично закривається.

Для балансувального перекачування назад паливо автоматично подається ПНЛ 7 або 28 із центрального або внутрішніх баків через крани перекачування назад 9, лінію заправлення/перекачування балансувального бака 10, перекиривний кран балансувального бака 19 і кран заправлення/перекачування 17 у балансувальний бак. Темп перекачування назад становить приблизно 2,5 кг/с.

Для балансувального перекачування вперед паливо автоматично або вручну подається насосами перекачування 16 із балансувального бака через перекиривний кран балансувального бака 19, лінію заправлення/перекачування балансувального бака 10, крани перекачування вперед 44 у центральний бак. У випадку відмови насосів перекачування балансувального бака 16 перекачування вперед може здійснюватися самопливом. Темп автоматичного перекачування вперед становить 2 кг/с, прискореного або ручного перекачування — 7,5 кг/с, перекачування самопливом — приблизно 1,6...2,0 кг/с.

Внутрішньобакова підсистема перемішування води та довироблення палива у зовнішніх, внутрішніх, ДФБ і балансувальному баках дає змогу подавати й виробляти воду в підсистему подання палива до двигунів.

### **10.2.7. Паливна система літака КС-10**

КС-10 «Extender» являє собою транспортно-заправний літак-низькоплан, розроблений компанією McDonnell Douglas (нині Boeing) на

базі пасажирського літака DC-10, призначений для перевезення до 76000 кг вантажу або передавання до 90000 кг палива на відстань до 7000 км на висоті до 12800 м [168, 214]. Літак оснащено трьома ТРДД General Electric CF6-50C2, які розміщено на пілонах під крилом і в основі кіля. Кожен двигун розвиває статичну тягу 238 кН. Літак здійснив перший політ 1980 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку розміщено в трьох консольних баках-кесонах (що називаються головними баками) і в трьох фюзеляжних баках (рис. 10.42). Кожен бак № 1 у лівій консолі та бак № 3 у правій консолі складається із внутрішнього 1 або 3 і зовнішнього 8 або 10 відсіків. Паливо у зовнішніх відсіках зберігається доти, доки рівень палива у внутрішніх відсіках не зменшиться до заданого, після чого паливо із зовнішніх відсіків автоматично перекачується у внутрішні. Бак № 2 складається з двох відсіків (по одному з кожного боку фюзеляжу), з'єднаних паливними й дренажними трубопроводами.

Фюзеляжні баки містять: передній бак 5, центральний криловий бак 4 та задній бак 9. Передній і задній баки складаються з поздовжньо з'єднаних м'яких секцій. Центральний криловий бак складається з двох відсіків. Верхній відсік розміщено над кесоном крила, а нижній — у підкриловому відсіку фюзеляжу. Ці два відсіки не з'єднуються. Оскільки фюзеляжні баки призначено для зберігання палива для літаків-одержувачів, вони можуть містити іншу марку палива, тому їх відділено від інших баків трьома перекривними кранами.

Необмерзлі й брызкозахищені повітрозабірники дренажу розміщено на нижніх поверхнях крила на певній відстані від кінців і кромek крила для уникнення тих зон, які найбільше зазнають удару блискавки. За повітрозабірниками в дренажних баках встановлено полум'ягасники та запобіжні клапани. Кожен паливний бак з'єднаний трубопроводами з одним із двох дренажних баків 7 на кінцях крила. Головні баки 1, 3 з'єднані із дренажними баками на протилежному кінці крила, що, по суті, виключає випліскування або сифонування палива під час несприятливих положень літака, перерваних або тривалих маневрів на рулюванні. Головний бак 2 сполучається з атмосферою через лівий дренажний трубопровід, центральний криловий бак 4 — через правий дренажний трубопровід.

У кожному баці є основне дренажне з'єднання у вигляді відкритого розтрубу без клапанів, які можуть відмовити й заблокувати перетікання у випадку відмови клапанів заправлення. Додаткові дренажні з'єднання на випадок маневрів літака оснащено поплавцевими клапанами для запобігання потраплянню палива в дренаж під час їх занурення. Поплавцеві клапани дають змогу паливу, що потрапило в лінії дренажу, повернутися в бак, коли рівень палива в баці стане нижчим від рівня палива в лінії. Порожнина між внутрішніми стінками контейнерів і м'якими секціями фюзеляжних баків і нижнього центрального крилового бака дренажується за борт через полум'ягасники. Між двома поздовжніми трубопроводами

дренажу встановлено запобіжні клапани. У випадку нештатного тиску в баці клапан відкривається, даючи змогу повітрю проходити через лінії дренажу обох консолей.

$\frac{3}{1}$  - Черга вироблення  
 $\frac{1}{1}$  - Номер двигуна

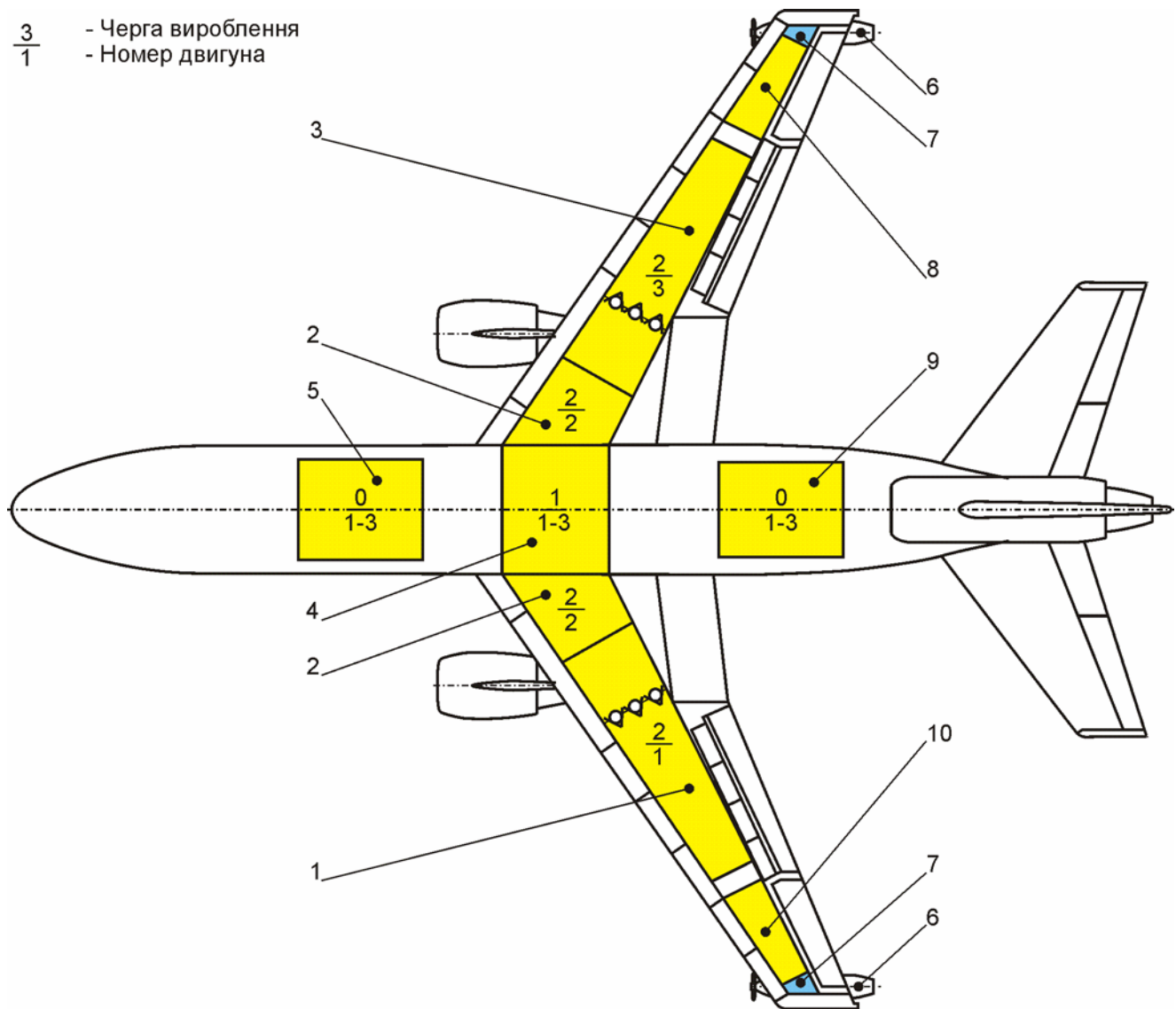


Рис. 10.42. Схема розміщення паливних баків літака КС-10:

- 1 — внутрішній відсік бака № 1; 2 — бак № 2; 3 — внутрішній відсік бака № 3;
- 4 — центральний бак; 5 — передній бак; 6 — підвісні заправні контейнери;
- 7 — дренажні баки; 8 — зовнішній відсік бака № 3; 9 — задній бак; 10 — зовнішній відсік бака № 1

**Підсистема заправлення та зливання.** Зазвичай літак заправляється через два суміжних заправних штуцери в правій консолі (рис. 10.43). Два додаткових штуцери 6 у лівій консолі та два фюзеляжних штуцери 80 перед нішею лівої основної опори призначено для одночасного заправлення там, де на землі є така можливість. Керування заправленням може здійснюватися з кабіни або з панелі заправлення, розміщеної поруч із правими штуцерами.

Усі штуцери з'єднано з магістраллю заправлення-кільцювання, по якій паливо розподіляється по всіх баках. Лінія між фюзеляжними заправ-

ними штуцерами 80 і краном наземного заправлення 57 після закінчення заправлення дренається вручну через фюзеляжні штуцери.

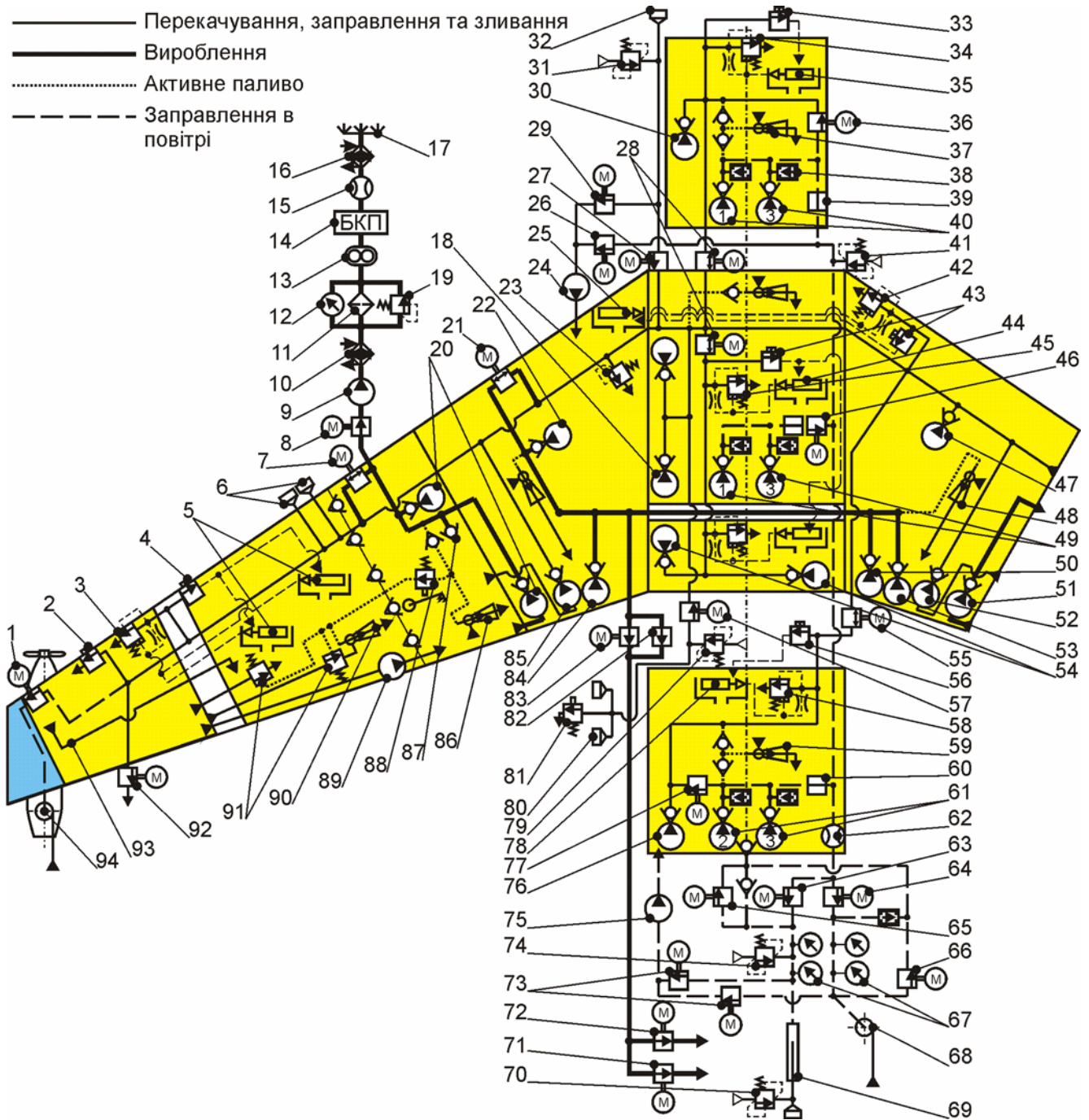


Рис. 10.43. Схема паливної системи літака KC-10

На схемі позначено: 1, 64 — запірні крани заправних контейнерів; 2 — кран заправлення/зливання з магістралі; 3, 34, 42, 45, 58 — крани заправлення; 4, 33, 43, 56 — клапани перевірки; 5, 25, 35, 44, 78 — поплавцеві клапани; 6, 80 — заправні штуцери; 7, 21 — крани перехресного живлення; 8, 71, 83 — протипожежні крани двигунів; 9 — ПНД; 10 — ПМТ; 11 — фільтр; 12, 67 — сигналізатори тиску; 13 — ОНД; 14 — БКП; 15, 62 — витратомір; 16 — ПМТ ІПГ; 17 — паливні форсунки; 18, 30, 47, 52, 54, 76, 85 — перекачувальні насоси; 19 — перепускний кла-

пан; 20, 22, 51, 53, 84 — ПНЛ; 23 — поплавцевий клапан зливання з магістралі; 24, 75 — насоси відкачування; 26, 29, 73 — крани відкачування із магістралі; 27 — кран дозаправлення в польоті; 28, 46, 55 — перекирвні крани; 31, 41, 70, 74, 79 — вакуумні клапани; 32 — приймач палива; 36, 77 — крани альтернативного перекачування; 37, 48, 59, 86, 90 — струминні насоси; 38 — погашувач гідродару; 39, 60 — клапани-обмежувачі; 40, 49, 61 — гідропривідні насоси дозаправлення в повітрі; 50 — насос ДСУ; 57 — кран заправлення на землі; 63 — запірний кран штанги; 65 — перепускний клапан; 66 — кран стравлювання повітря; 68, 94 — барабани; 69 — штанга; 72, 82 — протипожежні крани ДСУ; 81 — натискний клапан зливання; 87 — самопливний клапан; 88 — поплавцевий клапан перекачування; 89 — кінцевий насос перекачування; 91 — клапани перекачування; 92 — кран аварійного зливання; 93 — лінія заправлення та дренажу.

Рухомі з'єднання зовні паливних баків розміщено в кожухах. Витік із основного з'єднання перевіряється натискним дренажним клапаном. Лінія заправлення переднього бака, що проходить усередині герметичного фюзеляжу, також розміщується в кожусі. Лінія заправлення заднього бака проходить у ніші основної опори шасі та обтічника крила, які є негерметичними. Ділянка, що проходить у ніші основної опори, являє собою трубу з нержавіючої сталі зі з'єднаннями в кожухах.

Крани заправлення 3, 34, 42, 45, 58 керують потоком палива з магістралі в кожен бак. Конструкція крана регулює швидкість закриття так, щоб уникнути надмірних стрибків тиску. Паливо спрямовується до всіх баків через розширювані вхідні насадки, розміщені внизу баків для зниження швидкості та збовтування палива, щоб запобігти накопиченню електростатичних зарядів. Кожен кран заправлення 3, 34, 42, 45, 58 може бути закритий вручну перемикачем на панелі заправлення, за сигналом паливоміра при досягненні заданої кількості палива, автоматично в разі досягнення максимального рівня або гідромеханічним ланцюгом керування при перевищенні тиску палива в баці (45 кПа) через відмову крана заправлення. Робота автоматики максимального рівня може бути перевірена будь-коли під час заправлення відкриттям клапанів перевірки 4, 33, 43, 56, що приводить до швидкого підняття поплавцевих клапанів 5, 25, 35, 44, 78 і припинення заправлення. Внутрішні відсіки баків № 1 і 3 заправляються по лінії заправлення та дренажу 93.

Кран заправлення/зливання з магістралі 2 використовується для заправлення відповідного зовнішнього відсіку та для підтримання бічного балансування у випадку відмови крана заправлення 3 у закритому положенні. Крім того, крани заправлення/зливання з магістралі відкриваються для заповнення магістралі повітрям із зовнішнього відсіку, що дає змогу злити паливо з магістралі в бак № 2 через поплавцевий клапан зливання з магістралі 23, коли рівень палива в баці № 2 знижується.

Перекирвні крани 28, 46, 55 запобігають ненавмисному змішуванню палива в передньому й задньому фюзеляжних баках і центральному кри-

ловому баці з паливом у головних баках у випадку, якщо для дозаправлення в польоті використовується інший сорт палива.

Літак може отримувати паливо від іншого літака-заправника, обладнаного заправною штангою, з допомогою UARRSI. Дозаправлення в повітрі (як одержувача) виконується через приймач палива 32, розміщений над робочим місцем бортінженера. Від приймача паливо проходить через кран дозаправлення в польоті 27 і надходить у магістраль заправлення-кільцювання. Подальший процес є аналогічним заправленню на землі. Максимальний темп заправлення становить 65 кг/с при відкритих усіх клапанах заправлення. Після заповнення всіх заданих баків кран дозаправлення в польоті 27 закривається і насос відкачування 24 відкачує паливо з лінії дозаправлення в польоті в бак № 2 через кран відкачування з магістралі 29.

Для зливання палива з певного бака через штуцери заправлення 6, 80 необхідно вручну відкрити зворотний клапан штуцера заправлення й увімкнути насос перекачування 18, 30, 47, 52, 54, 76, 85 відповідного бака або відкрити кран перехресного живлення 7, 21 і увімкнути відповідний ПНЛ 20, 22, 51, 53, 84.

Унаслідок розрідження, що утворюється наземним насосом відкачування, через штуцери заправлення відкриваються зворотні клапани зливання й паливо підсмоктується через перекачувальні насоси в магістраль заправлення-кільцювання. Під час використання цього методу неможливо ні злити паливо з певного бака, ні злити паливо повністю.

**Підсистема дозаправлення в польоті (ДП) (заправник).** Літак здатний передавати паливо в польоті літкам-одержувачам з допомогою або заправної штанги, або центрального підвісного заправного контейнера, або підкрилових підвісних заправних контейнерів.

Підсистема ДП спрямовує паливо з переднього, центрального крилового й заднього фюзеляжних баків до штанги, центрального контейнера або підкрилових контейнерів. Паливо з головних баків № 1, 2, 3 може бути перекачане у фюзеляжні баки з використанням перекачувальних насосів 47, 52, 85 головних баків і магістралі заправлення-кільцювання. Підсистема ДП складається із шести гідропривідних насосів 40, 49, 61, одного запірною крана штанги 63, одного запірною крана центрального заправного контейнера 64, двох гідропривідних перепускних клапанів 65, одного крана стравлювання повітря 66 та одного запірною крана заправного контейнера 1 на кінці кожної консолі. Для надійності насоси ДП приводяться в дію від різних гідравлічних систем (див. номер гідравлічної системи на позначенні насоса).

Основним пристроєм, що використовується для керування всією роботою насосів ДП, є мікропроцесор блока керування тиском палива (Fuel Pressure Control Unit — FPCU), який складається із двох однакових каналів: лівий канал керує трьома лівими насосами ДП, а правий — трьома правими. Таким чином, один канал FPCU керує одним насосом ДП у кожному із трьох фюзеляжних баків. FPCU підтримує необхідний тиск палива

(350 кПа) у датчику штанги, центральному заправному контейнері або магістралі заправлення-кільцювання для підкрилових заправних контейнерів шляхом змінювання швидкості гідравлічних моторів змінної продуктивності приводу насосів. Кожен канал FPCU використовує один із датчиків тиску 67 з кожної пари.

Умикачі насосів можуть бути ввімкнуті перед приєднанням штанги, але насоси не вмикаються доти, доки не відбудеться контакт заправника з одержувачем. Насоси вимикаються автоматично при роз'єднанні. Для заправлення через заправні контейнери та для роботи їх систем насоси ДП мають бути ввімкнуті, а тиск подано в контейнер перед випусканням шлангу.

Паливо у фюзеляжних баках має бути зрівноважене шляхом видавання по черзі або шляхом внутрішнього перекачування між фюзеляжними баками або між ними та головними баками. Якщо необхідно, паливо з переднього й заднього фюзеляжних баків може перекачуватися одержувачу перекачувальними насосами 30, 76 через крани альтернативного перекачування 36, 77, але зі зниженим темпом.

Запірні крани штанги (контейнера) за необхідності керують потоком палива, що прямує до штанги або шланга. Якщо їх умикачі перебувають у стані «Готовність», то під час заправлення в польоті вони керуються автоматично. Запірний кран штанги 63 заблоковано з перепускними кранами 65, він не відкриється доти, доки обидва перепускні крани не будуть закриті. Кран закривається в режимах «Ready» («Готовність») і «Disconnect» («Роз'єднано»), а також у випадку отримання команди на прибирання штанги. Кожен кран заправного контейнера 1, 64 заблоковано з перемикачем діапазону заправлення, він відкривається автоматично після того, як шланг буде переміщено приблизно на 1,5 м, а закривається, коли конус виходить уперед або назад за межі області заправлення.

Два перепускні клапани 65, що мають спільні входи й виходи, призначено для запобігання зростанню тиску палива під час прибирання штанги. Паливо, що витискається зі штанги, надходить через перепускні клапани у задній фюзеляжний бак.

Паливо з магістралі ДП і штанги може бути відкачане після завершення віддавання або приймання палива, що зменшує масу залишку, який не виробляється, і запобігає небезпеці випліскування палива під час аварійної посадки. Водночас у випадку польоту поблизу грози штанга має бути заповнена паливом — як застережний захід проти спалахування пари палива від удару блискавки.

**Підсистема подання** — конвертованого типу. При нормальній роботі кожен двигун живиться зі свого головного (витратного) бака. У кожному головному баці № 1 і 3 є два (а в баці № 2 — три) ПНЛ змінного струму, з'єднані паралельно через зворотні клапани і такі, що живляться від різних електричних шин. Кожен насос здатний подавати паливо до двох двигунів на злітному режимі. Баки № 1 і 3 обладнано самопливними клапанами 87 для забезпечення роботи двигунів у режимі всмоктування. Двигун

№ 2 розміщено настільки далеко від бака № 2, що подання палива всмоктуванням є неможливим.

У разі необхідності будь-який двигун може отримувати паливо з будь-якого бака по магістралі заправлення-кільцювання, з'єднаній з трьома електромоторними гільйотинними кранами перехресного живлення 7, 21 за схемою із перехресною магістраллю. Магістраль заправлення-кільцювання також забезпечує можливість перекачування палива з будь-якого бака в будь-який інший бак та аварійного зливання палива. Перед поданням палива до магістралі з переднього, нижнього центрального й заднього фюзеляжних баків необхідно відкрити перекивні крани.

Паливо надходить у бічні двигуни через протипожежні крани 8, а в центральний двигун — через два протипожежні крани 83 і 71. Кран 83 перекиває надходження палива у трубопровід, що прямує до хвостової частини фюзеляжу, а кран 71 блокує подання палива у двигун № 2. ПНД 9 прокачує паливо через паливомастильний теплообмінник 10 і фільтр 11, оснащений сигналізатором тиску 12 і перепускним клапаном 19. ОНД 13 забезпечує необхідний тиск для нормальної роботи БКП 14. Далі дозоване паливо проходить через витратомір 15, паливомастильний теплообмінник ІПГ 16 і надходить до паливних форсунок 17.

Для нормальної роботи ДСУ насос постійного струму 50, що живиться від шини акумулятора, подає паливо з бака № 2. За необхідності паливо може подаватися до ДСУ від будь-якого ПНЛ бака № 2, а через крани перехресного живлення — від будь-якого насоса та з будь-якого бака. Далі паливо проходить через протипожежний кран ДСУ 82 і надходить по лінії живлення двигуна № 2 до другого протипожежного крана ДСУ 72, розміщеного у хвостовій частині фюзеляжу безпосередньо перед ДСУ.

**Підсистема перекачування.** Паливо може перекачуватися з будь-якого бака в будь-який інший бак без впливу на підсистему подання до двигунів. У кожному з шести баків є як мінімум один паливний насос, з'єднаний безпосередньо з магістраллю заправлення-кільцювання. Перекачування палива виконується вмиканням насоса 18, 30, 47, 52, 54, 76, 85 у відповідному баці та заповненням заданого бака через той же кран заправлення 3, 34, 42, 45, 58, який використовується для заправлення на землі та в польоті.

Перекачування у три баки дозаправлення в польоті — передній фюзеляжний, центральний криловий і задній фюзеляжний — є можливим з використанням перекачувальних насосів головних баків. Більшу витрату можна отримати в разі відкриття кранів перехресного живлення 7, 21 трьох головних баків та увімкнення всіх ПНЛ 20, 22, 51, 53, 84.

У випадку відмови перекачувальних насосів перекачування з несправного бака може виконуватися ПНЛ через відкритий кран перехресного живлення головного бака або насосами ДП 40, 49, 61 через відкриті крани альтернативного перекачування 36, 77 і перекивні крани 28, 46, 55 з переднього, верхнього центрального або заднього фюзеляжного бака.



Для запобігання ненавмисному витрачання резерву палива з головних баків передбачено автоматичне припинення перекачування з них: насоси перекачування вимикаються й крани перехресного живлення закриваються (якщо вони були відкриті) при рівні відсікання аварійного зливання.

Для зниження навантаження на крило зовнішні відсіки головних баків № 1 і 3 підтримуються повними. Паливо із зовнішніх відсіків перекачується у внутрішні в міру подання палива до двигунів, коли рівень палива у внутрішніх відсіках опуститься нижче заданого (2268 кг). Поплавцевий клапан 88 відкриває клапан перекачування самопливом 91 та активує альтернативний струминний перекачувальний насос 90, що виконує перекачування й повне зливання палива із зовнішнього відсіку. Паливо із зовнішніх відсіків також може бути перекачане у внутрішні кінцевими перекачувальними насосами 89 у будь-який час при ввімкненому перемикачі перекачувальних насосів і при кількості палива нижче рівня відсікання (4989 кг). Кожна підсистема перекачування забезпечує витрату, що перевищує потребу двигуна в паливі на максимальному крейсерському режимі.

Підсистему безперервного відкачування (внутрішньобакового перекачування) призначено для запобігання накопиченню води в баках шляхом перекачування палива з нижніх точок до забірників паливних насосів. Підсистема складається зі струминних насосів 37, 48, 59, 86, 90, перекиривних клапанів, що керуються тиском, зворотних клапанів та уклонів, що полегшують відкачування. Струминні насоси використовуються для відкачування палива з нижніх точок баків у місцях, де дно бака є надто плоским для зливання самопливом. Активне паливо для цих насосів відбирається від лінії нагнітання насосів у кожному баці. Виходи струминних насосів розміщено так, що паливо надходить на вхід заднього насоса. Струминні насоси працюють завжди під час роботи основних насосів.

У кожному баці № 1 або 3 розміщено два струминних насоси: один відкачує паливо з нижніх точок зовнішнього відсіку, а інший — із внутрішнього. Оскільки зовнішній відсік має бути повним протягом більшої частини польоту, у лінії активного палива передбачено поплавцевий клапан перекачування 88. Зворотні клапани в лініях активного палива запобігають потраплянню повітря в лінії подання палива до двигунів під час подання всмоктуванням. Два струминних насоси встановлено в головному баці № 2 (один у лівому відсіку та один у правому). У верхньому відсіку центрального крилового бака розміщено дві однакові підсистеми відкачування, по одній з кожного боку. Кожна підсистема містить два струминних насоси, що отримують активне паливо від відповідних перекачувальних насосів 18 і спрямовують паливо, що відкачується, на вхід у той же насос.

Один струминний насос 37, установлений у передньому фюзеляжному баці, і три струминних насоси 59, установлені в задньому фюзеляжному баці, відкачують паливо з передніх відсіків (особливо паливо, що знаходиться нижче зворотних клапанів) і подають його в задні відсіки, де

розміщено насоси. Активне паливо для струминних насосів відбирається від перекачувального насоса або від насосів дозаправлення в польоті.

**Підсистема аварійного зливання.** Тут можуть використовуватися перекачувальні насоси 18, 30, 47, 52, 54, 76, 85, ПНЛ 20, 22, 51, 53, 84 та/або насоси ДП 40, 49, 61 для зливання палива за борт через патрубок, розміщений на задній кромці кожної консолі крила між низькошвидкісним елероном і закрилком. Зливання палива керується двома запірними кранами 92, розміщеними на кожному кінці крила, і сигналізаторами нижнього рівня у трьох головних баках.

Крани аварійного зливання 92 є електромоторними кранами постійного струму, які керуються одним умикачем аварійного зливання. Крани приєднано до різних електричних шин. При ввімкненому вмикачі аварійного зливання, коли рівень палива в будь-якому головному баці досягає залишку, що не зливається, або кількість палива в передньому фюзеляжному баці досягає певного рівня (6805 кг), відключається перекачувальний насос цього бака і закриваються всі крани перехресного живлення. Інші перекачувальні насоси продовжують працювати й вимикаються при досягненні залишку, що не зливається, у кожному головному баці.

### **10.3. Паливні системи бойових літаків**

#### **10.3.1. Паливна система літака S-3B**

S-3B «Viking» являє собою протичовновий літак-верхньоплан палубного базування, розроблений компанією Lockheed (нині Lockheed-Martin) і призначений для пошуку і знищення підводних і надводних цілей на відстані до 1750 км від авіаносця. Бойове навантаження становить 3175 кг, стеія — 10670 м [317]. Літак оснащено двома ТРДД General Electric TF34-GE-400, розміщеними на пілонах під крилом. Кожен двигун розвиває статичну тягу 41,3 кН. Літак здійснив перший політ 1988 року.

**Підсистеми зберігання, дренажу та наддування.** Паливо зберігається в чотирьох внутрішніх баках-кесонах, які розміщено у центроплані крила, обмеженому складними консолями (рис. 10.44). Для далеких польотів паливо може додатково розміщуватися у двох скидних підвісних баках 2, установлених під крилом на пілонах, зміщених трохи всередину від вузла складення крила. Осьова нервюра розділяє чотири внутрішніх баки на дві симетричні групи, кожна з яких містить витратний бак 4 і черговий бак 1. Паливо з кожної групи баків подається до свого двигуна.

Дренажний відсік 3 з'єднується з дренажним трубопроводом, що закінчується у хвостовому обтічнику літака. Вихід дренажного трубопроводу 9 (рис. 10.45) захищений полум'ягасником 8. Дренажний відсік запобігає втраті палива під час короткочасних маневрів, коли паливо може потрапити в підсистему дренажу. Паливо, що потрапило в дренажний відсік, зливається у відповідні чергові баки через зворотні клапани 26 для мінімізації виплесків палива.

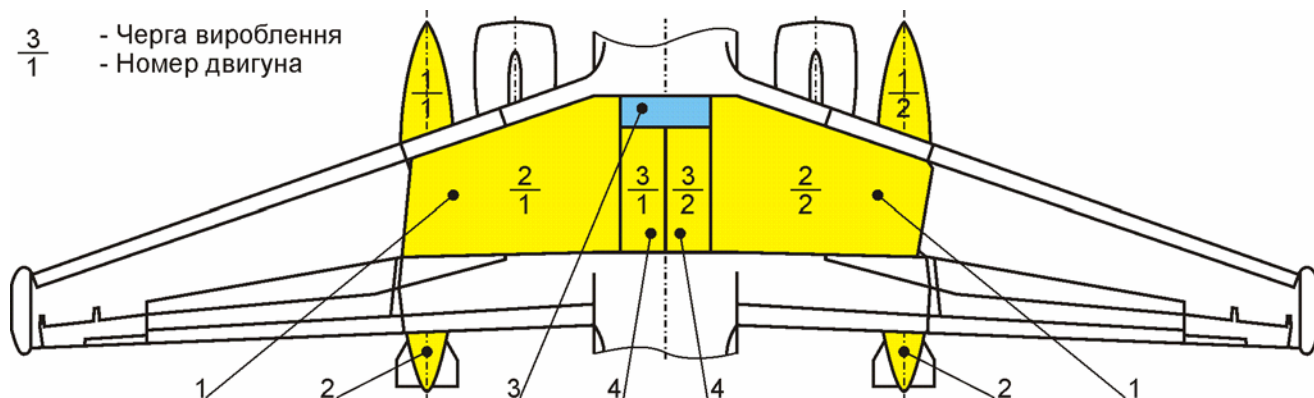


Рис. 10.44. Схема розміщення паливних баків літака S-3B:

1 — чергові баки; 2 — підвісні баки; 3 — дренажний відсік; 4 — витратні баки

Дренаж баків здійснюється через отвори в дренажних трубопроводах, розміщених на зовнішньому задньому й передньому внутрішньому кінцях кожного чергового бака. Внутрішня лінія дренажу закінчується поплавцевим дренажним клапаном 30, що запобігає потраплянню палива в дренажний відсік. Під час від'ємних кутів тангажу, розворотів, посадки з аерофінішером та дії від'ємних перевантажень рівень палива може піднятися вище дренажного отвору внутрішньої лінії. У цьому випадку поплавцевий клапан 30 підніметься й перекриє лінію дренажу.

Дренаж підвісних баків здійснюється через дренажні клапани баків, які відкриваються й скидають тиск у баках у разі закриття клапанів перемикавання наддування 2. Дренажний клапан також відкривається при підвищеному або зниженому надмірному тиску в баці.

Підсистему наддування призначено для перекачування палива з підвісних баків у внутрішні. У підсистемі наддування використовується повітря від забірника 12 на компресорі кожного двигуна. Це повітря проходить через протипожежні запірні крани 13 і зворотні клапани, що запобігають втраті наддування у випадку відмови одного з двигунів. Наддування кожного підвісного бака керується клапаном перемикавання наддування 2.

**Підсистема заправки та зливання** є суміщеною з підсистемою перекачування палива. Внутрішні й підвісні баки можуть одночасно заправлятися під тиском на землі через штуцер централізованого заправлення 6. Горловин для відкритого заправлення не передбачено, однак, якщо обладнання для централізованого заправлення не є доступним, як аварійна процедура внутрішні баки можуть бути заправлені зверху після зняття другого електроємнісного паливоміра на зовнішньому кінці кожного чергового бака. Підвісні баки можуть заправлятися зверху через заливні горловини, розміщені у верхній передній частині кожного бака.

Централізоване заправлення внутрішніх баків виконується через штуцер централізованого заправлення 6, установлений у рівень на правому боці фюзеляжу за нішею основної опори шасі. Для заправлення внутрішніх баків не потребується електричне живлення. Гідромеханічні клапани заправлення 31, що керуються поплавцевими клапанами 32, установ-

лено в кожному черговому баці для запобігання перезавантаженню. Робота цих клапанів може бути перевірена з допомогою клапана попередньої перевірки 5. Під час відкриття клапана попередньої перевірки 5 паливо подається до поплавцевих клапанів 32, при цьому імітуються умови повного бака, що приводить до закриття клапанів заправки 31.

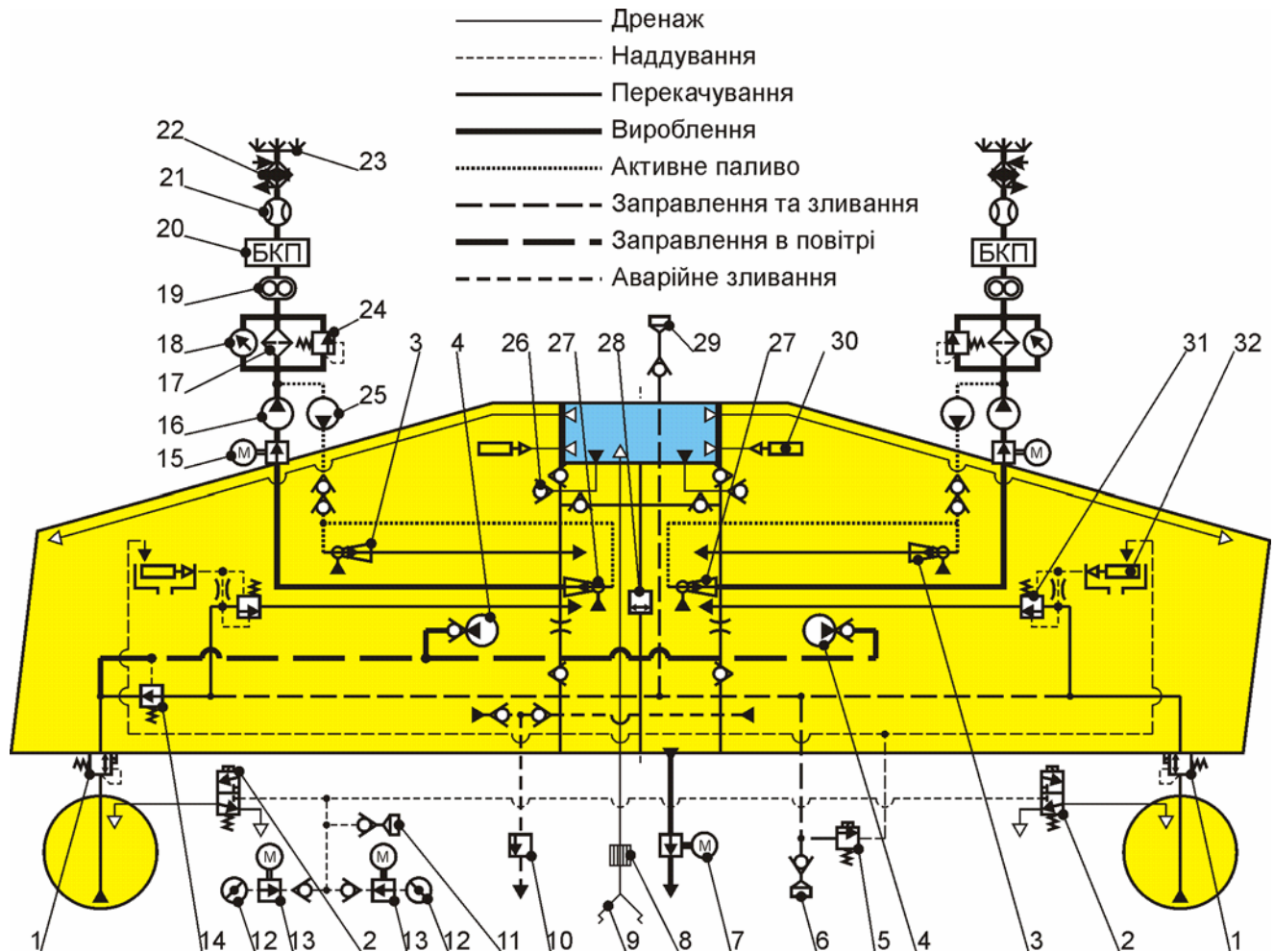


Рис. 10.45. Схема паливної системи літака S-3B:

1 — клапани заправки/перекачування; 2 — клапани перемикання наддування; 3 — струминні насоси перекачування; 4 — перекачувальні насоси заправного контейнера; 5 — клапан попередньої перевірки; 6 — штуцер централізованого заправки; 7 — протипожежний кран ДСУ; 8 — полум'ягасник; 9 — вихід дренажного трубопроводу; 10 — кран аварійного зливання палива; 11 — штуцер наддування; 12 — забірники повітря від компресорів двигунів; 13 — крани відбирання повітря; 14 — перекривний клапан; 15 — протипожежний кран; 16 — ПНД; 17 — фільтр; 18 — сигналізатор тиску; 19 — ОНД; 20 — БКП; 21 — витратомір; 22 — ПМТ; 23 — паливні форсунки; 24 — перепускний клапан; 25 — насос активного палива; 26 — зворотний клапан; 27 — струминний ПНЛ; 28 — кран об'єднання витратних баків; 29 — приймальний вузол; 30 — поплавцевий клапан дренажу; 31 — клапан заправки; 32 — поплавцевий клапан заправки

Підвісні баки також можуть бути заправлені під тиском через штуцер централізованого заправки 6. Однак у цьому випадку потребується жи-

влення 28 В для відкриття клапанів заправлення/перекачування 1, установлених у кожному пілоні під крилом.

Паливо із внутрішніх баків можна злити через підсистему централізованого заправлення шляхом відкачування через штуцер централізованого заправлення 6. При утворенні розрідження клапани заправлення 31 відкриваються, і паливо відкачується з баків. Зі зниженням рівня палива у витратних баках вони поповнюються паливом з чергових баків через зворотні клапани. Таким чином виконується одночасне зливання палива з витратних і чергових баків, що не потребує електричного живлення на борту. Паливо, що залишилося, зливається через бакові клапани зливання конденсату, розміщені на нижній поверхні крила. Для зливання палива з підвісних баків воно може бути перекачане у внутрішні баки. Штуцер наддування 11, розміщений у ніші правої основної опори, використовується для наддування підвісних баків від наземного джерела тиску.

Дозаправлення в польоті (як одержувача) дає змогу заповнити внутрішні та підвісні баки від літака-заправника з допомогою заправного обладнання «шланг-конус». Перемикач в кабіні льотчика дає змогу вибрати заправлення тільки внутрішніх баків або всіх баків. Випускні заправні штанги з приймачем палива 29 встановлено у верхній частині фюзеляжу по його осі. При випущеній штанзі припиняється перекачування палива з підвісних баків, і вони сполучаються з атмосферою. Процес дозаправлення в польоті є аналогічним процесу заправлення на землі.

**Підсистема дозаправлення в польоті (заправник).** Деякі модифіковані літаки можуть виконувати функцію заправника. Модифікація полягає у встановленні: підвісного заправного контейнера (Aerial Refueling Store — ARS) під лівим пілоном; панелі керування ARS у кабіні; двох електричних перекачувальних насосів 4; перекидного клапана 14; зовнішнього освітлення та дзеркал у кабіні.

Два електропривідних перекачувальних насоси 4, по одному в кожному черговому баці, поповнюють ARS. Вихід із обох насосів спрямовується в ліву лінію перекачування. Темп передавання палива становить 12,6 л/с. Перекидний клапан 14 у лінії перекачування, що керується тиском палива, ізолює підсистему перекачування ARS від інших паливних підсистем під час роботи хоча б одного перекачувального насоса 4. Паливо з витратних баків не може бути перекачане у ARS. Водночас у разі необхідності паливо із ARS може бути перекачане у витратний бак так само, як із підвісного бака.

**Підсистема подання** — незалежна. У кожному витратному баці встановлено один струминний ПНЛ 27 з приведенням в дію від активного палива, який подає паливо під тиском до протипожежного крана двигуна 15. Активне паливо надходить від насоса активного палива 25, що приводиться в дію від двигуна. Кожен струминний ПНЛ 27, встановлений у витратному баці, здатний створювати достатній тиск палива для забезпечення потреби двигуна на всіх режимах роботи. Струминний ПНЛ 27 уста-

новлено у витратному відсіку витратного бака для забезпечення подання палива при від'ємних перевантаженнях.

При нормальній роботі внутрішня паливна система функціонує автоматично й не потребує керування. Під час запуску двигуна паливо надходить до нього самопливом доти, доки частота обертання ротора газогенератора двигуна не досягне значення 52 %, при якому активне паливо стає доступним.

Лінію й крани перехресного живлення на літаку не передбачено. Замість перехресного живлення на літаку встановлено механічно керований кран об'єднання витратних баків 28, розміщений між ними, що дає змогу їх з'єднати, для забезпечення перетікання палива самопливом. Під час польоту на одному двигуні паливо може перетікати самопливом із баків двигуна, що відмовив, у баки працюючого двигуна в разі встановлення крана об'єднання витратних баків 28 у відкрите положення й утворення крену в напрямку працюючого двигуна.

Після протипожежного крана двигуна 15 паливо проходить через ПНД 16, де частина палива спрямовується до насоса активного палива 25, що живить струминні насоси. Решта палива, пройшовши через фільтр 17, оснащений сигналізатором тиску 18 і перепускним клапаном 24, надходить до ОНД 19. Далі паливо проходить через БКП 20, витратомір 21, ПМТ 22 і паливні форсунки 23.

ДСУ живиться паливом, що надходить самопливом із правого витратного бака по лінії живлення ДСУ з протипожежним краном ДСУ 7.

**Підсистема перекачування.** У кожному черговому баці встановлено один перекачувальний струминний насос 3. При наявності активного палива цей насос 3 перекачує паливо з чергового бака у витратний бак тієї ж групи з темпом, що перевищує витрату палива двигуном. Надлишки палива, перекачаного у витратний бак, переливаються назад у черговий бак через отвори у верхній частині перегородки, які також призначено для дренажу баків. У разі відмови перекачувального насоса паливо з чергового бака перетікає у витратний бак самопливом через зворотні клапани.

Підсистема перекачування з підвісних баків керується з кабіни. Для перекачування палива застосовується наддування баків повітрям від компресорів двигунів. Тиск наддування встановлюється протягом 2...3 хв. Паливо перекачується безпосередньо у витратні баки з витратою приблизно 1,13 кг/с.

Для перекачування палива з підвісних баків при прибраному шасі перемикач «Ext Trans» («Перекачування ППБ») має бути встановлений у положення «Auto» («Авто»). Для перекачування при випущеному шасі перемикач «Ext Trans» має бути встановлений у положення «Override» («Примусово»). У цих випадках відкриваються клапани перемикачання наддування 2, включаючи наддування підвісних баків для перекачування палива. Паливо під тиском відкриває клапани заправлення/перекачування 1, а перекачування починається, коли рівень палива в чергових баках знизиться достатньо для початку перекачування. Паливо надходить у витратні баки,

перетікає в чергові баки, перекачування автоматично припиняється клапанами заправлення 31, коли чергові баки стають повними. Цей процес повторюється до спорожнення підвісних баків, після чого клапани заправлення/перекачування 1 автоматично закриваються тиском повітря. Тиск у баках скидається при встановленні перемикача «Ext Trans» у положення «Off» («Вимк») або при випущеному шасі та перемикачі в положенні «Auto».

**Підсистема аварійного зливання.** Небажане паливо в чергових баках літака може бути злите в польоті з допомогою підсистеми аварійного зливання. Паливо зливається самопливом через кран аварійного зливання 10, що керується вручну, і патрубок аварійного зливання, розміщений у хвостовій частині літака. Витрата палива під час аварійного зливання з чергових баків (до 10,6 кг/с) залежить від положення літака й кількості палива в чергових баках. Найбільша витрата досягається при додатних кутах тангажу, таких, як після зльоту або під час набору висоти. Після завершення аварійного зливання кількість палива, що залишилося на літаку, становить приблизно 544 кг у кожному витратному баці плюс 136 кг у кожному черговому баці.

Паливо з підвісних баків також може бути злите через патрубок аварійного зливання, але спочатку воно має бути перекачане у внутрішні баки. В аварійній ситуації підвісні баки можуть бути скинуті.

### **10.3.2. Паливна система літака АМ-Х Т**

АМ-Х Т являє собою двомісний дозвуковий літак-верхньооплан для підвищеної льотної підготовки та тактичний винищувач-бомбардувальник, розроблений сумісно компаніями Alenia, Aermacchi та Embraer. Радіус дії літака становить до 720 км, максимальне бойове навантаження — 3800 кг, стеля — 12800 м [135]. Літак оснащено одним ТРДД Rolls Royce RB168-807, розміщеним у хвостовій частині фюзеляжу. Двигун розвиває статичну тягу 49 кН. Літак здійснив перший політ 1996 року.

**Підсистема зберігання.** Паливо на літаку розміщено (рис. 10.46) у двох консольних баках 3 і фюзеляжній групі баків 4. Крім того, під крилом можуть бути встановлені скидні підвісні паливні баки 1, 2.

Фюзеляжна група баків 4 містить сім секцій плюс витратний бак 5. Ці секції з'єднуються лініями дренажу й заправлення-перекачування, що забезпечують надходження палива у витратний бак самопливом. Витратний бак повністю протектовано й обладнано зворотними клапанами для забезпечення перевернутого польоту. Інші секції виконано у вигляді м'яких протектованих баків. Для охолодження гідравлічної рідини з обох гідравлічних систем у фюзеляжних баках встановлено два паливорідинних теплообмінники.

Консольні баки-кесони розташовано між кореневою й кінцевою нервюрами кожної консолі та між переднім і заднім лонжеронами. Є можливість кріплення підвісних паливних баків до чотирьох підкрилових пілонів,

однак тільки два симетричних баки може бути встановлено одночасно. Під внутрішні пілони можуть підвішуватися 1100-літрові ППБ, а під зовнішні — 580-літрові ППБ.

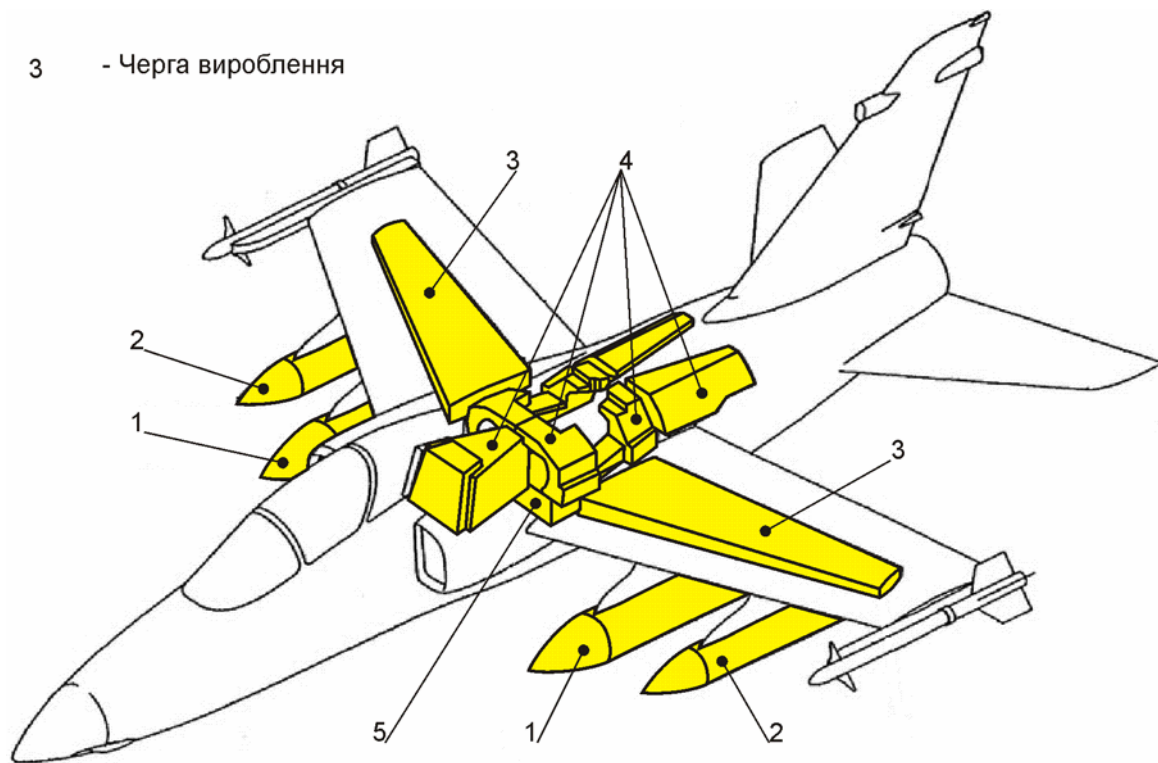


Рис. 10.46. Схема розміщення паливних баків літака АМ-Х Т:  
1 — внутрішні підкрилові баки; 2 — зовнішні підкрилові баки; 3 — консольні баки;  
4 — фюзеляжна група баків; 5 — витратний бак

**Підсистема заправлення та зливання** забезпечує відкрите заправлення на землі, централізоване заправлення-зливання на землі й дозаправлення в польоті (рис. 10.47). Заливні горловини 4 для відкритого заправлення встановлено у верхній частині фюзеляжу, на верхній поверхні кожної консолі та зверху на кожному ППБ.

Заправлення на землі зазвичай виконується через штуцер централізованого заправлення 17, розміщений на лівому повітрозабірнику. Перед заправленням під тиском усі баки сполучені з атмосферою через електрокерований перепускний кран 7 в агрегаті наддування 9. Для закритого заправлення кожен бак може бути вибраний окремо шляхом відкриття відповідних бакових кранів: крана заправлення-перекачування 15 — для фюзеляжної групи; кранів заправлення 5 — для кожного консольного бака; кранів заправлення-перекачування 41 — для кожного ППБ. Коли бак заповнюється повністю, сигналізатор верхнього рівня видає команду на закриття відповідного крана заправлення. Після закінчення заправлення перепускний кран 7 закривається, і літак готовий до польоту.

Зливання палива на землі виконується ПНЛ 23, 24 з витратного бака через кран зливання 20 і штуцер централізованого заправлення 17. Паливо з інших баків спочатку має бути перекачане у витратний бак.



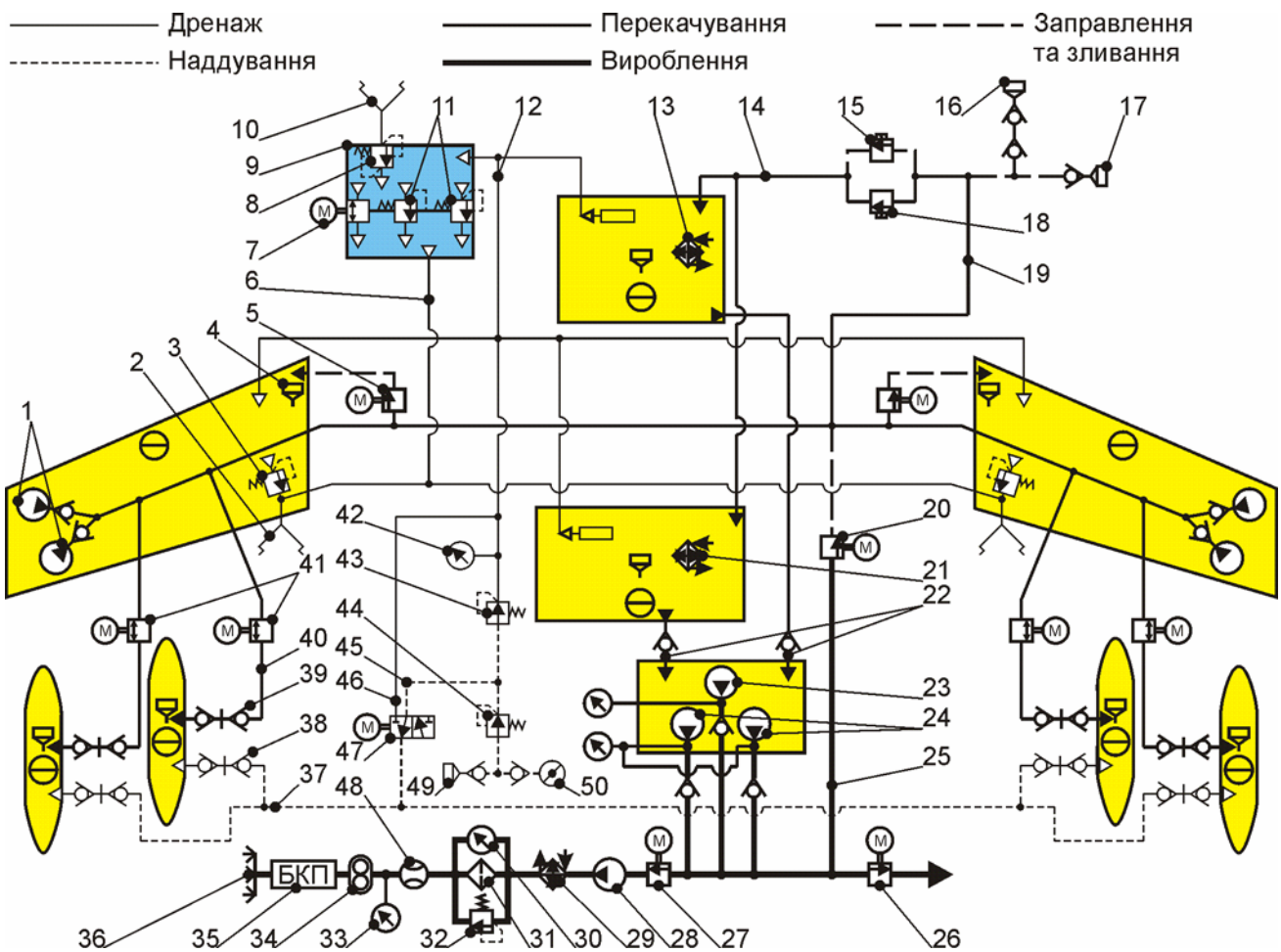


Рис. 10.47. Схема паливної системи літака АМ-Х Т:

1 — перекачувальні насоси; 2 — вихід повітря; 3, 11 — запобіжні клапани; 4 — заливна горловина; 5 — кран заправлення; 6 — лінія дренажу; 7 — перепускний кран; 8 — вакуумний клапан; 9 — агрегат наддування; 10 — повітрязабірник дренажу; 12 — лінія наддування внутрішніх баків; 13 — ПМТ гідравлічної системи № 1; 14 — лінія заправлення та перекачування у фюзеляжні баки; 15 — клапан заправлення/альтернативного перекачування; 16 — приймальний вузол дозаправлення в польоті; 17 — штуцер заправлення на землі; 18 — клапан нормального перекачування; 19 — лінія заправлення, зливання та перекачування; 20 — кран зливання; 21 — ПМТ гідравлічної системи № 2; 22 — лінії перекачування самопливом; 23 — ПНЛ постійного струму; 24 — ПНЛ змінного струму; 25 — лінія зливання; 26 — протипожежний кран ДСУ; 27 — протипожежний кран двигуна; 28 — ПНД; 29 — ПМТ; 30, 33, 42 — сигналізатори тиску; 31 — фільтр; 32 — перепускний клапан фільтра; 34 — ОНД; 35 — БКП; 36 — паливні форсунки; 37 — лінія наддування ППБ; 38 — повітряне самозапірне з'єднання; 39 — паливне самозапірне з'єднання; 40 — лінія заправлення та перекачування; 41 — крани заправлення та перекачування; 43 — другий редуктор; 44 — перший редуктор; 45 — лінія високого тиску; 46 — лінія низького тиску; 47 — кран наддування; 48 — витратомір; 49 — штуцер наддування на землі; 50 — забірник повітря від компресора двигуна

Для дозаправлення в польоті використовується приймальний вузол 16, закріплений на носовій частині фюзеляжу справа. Приймальна

штанга — нерухома, а плавність обтікання забезпечується обтічником у її з'єднанні з фюзеляжем. Дозаправлення в польоті керується тим самим обладнанням, яке використовується для централізованого заправлення на землі. Льотчик може вибирати, які групи баків будуть заправлятися.

**Підсистема подання.** У нормальній ситуації паливо подається до двигуна з витратного бака двома ПНЛ змінного струму 24, з'єднаними паралельно через зворотні клапани. Насоси змінного струму 24 живляться від різних електричних шин змінного струму й резервуються ПНЛ постійного струму 23, також з'єднаним паралельно через зворотний клапан. Основне призначення насоса постійного струму — забезпечення подання палива до ПНД у момент зустрічного запуску в польоті й живлення двигуна паливом у випадку відмови обох ПНЛ змінного струму і (або) відмови обох ІПГ. Подання палива до двигуна може бути припинене протипожежним краном 27, а подання палива до ДСУ — протипожежним краном ДСУ 26. Частина палива, що подається до двигуна, спрямовується назад до фюзеляжної групи баків. Це рециркуляційне паливо забезпечує краще охолодження теплообмінників гідравлічних систем 13 і 21.

За протипожежним краном у лінії подання до двигуна паливо проходить через ПНД 28, паливомастильний теплообмінник двигуна 29, а потім очищується у фільтрі 31, обладнаному сигналізатором забивання 30. Витрата палива до двигуна вимірюється витратоміром 48. Тиск палива відстежується сигналізатором тиску 33. Після цього тиск палива збільшується в ОНД 34, і паливо проходить через БКП 35 до паливних форсунок 36.

**Підсистема перекачування.** Паливо із фюзеляжної групи баків надходить у витратний бак самопливом. Паливо перекачується із ППБ у фюзеляжні баки з використанням наддування повітрям, а із консольних баків у фюзеляжні баки — двома перекачувальними насосами 1 у кожному консольному баці. Насоси в одній консолі живляться від різних електричних шин змінного струму.

Перекачування палива із кожного ППБ керується тими ж кранами заправлення-перекачування 41. При зниженні кількості палива у фюзеляжній групі баків приблизно на 100 кг кран нормального перекачування 18 відкривається, даючи змогу паливу надходити з обох ППБ у фюзеляжні баки. Перекачування палива забезпечується шляхом наддування повітрям (105 кПа). Після вироблення одного з ППБ сигналізатор нижнього рівня в ньому стає сухим, що приводить до автоматичного закриття відповідного крана заправлення-перекачування 41. Після вироблення обох ППБ (сигналізатори нижнього рівня в обох баках є сухими) кран наддування 47 відсікає подання стиснутого повітря у ППБ і з'єднує їх з лінією наддування фюзеляжних баків (21 кПа). Водночас починають працювати дві пари перекачувальних насосів 1 у консольних баках, і паливо перекачується з консольних баків у фюзеляжні. Після вироблення одного з консольних баків сигналізатор нижнього рівня в цьому баці видає команду на вимкнення відповідних перекачувальних насосів.

У випадку відмови автоматичного перекачування воно може бути перевизначено льотчиком. Після встановлення перемикача керування перекачуванням у положення «Ext» («ППБ») відкриваються крани заправлення перекачування 41 незалежно від сигналізатора нижнього рівня. Після встановлення перемикача керування перекачуванням у положення «Wing» («Консольні») закриваються крани 41 і вмикаються два перекачувальних насоси 1 у кожній консолі. Повернення перемикача керування перекачуванням у положення «Norm» («Нормально») відновлює автоматичний порядок перекачування палива.

У разі відмови крана нормального перекачування 18 надходження палива із ППБ або консольних баків у фюзеляжні баки припиняється. У цьому випадку льотчик може встановити перемикач альтернативного перекачування в положення «Alt» («Альтернативно»). При цьому клапан нормального перекачування 18 закривається, а клапан заправлення/альтернативного перекачування 15 відкривається, забезпечуючи перекачування палива.

**Підсистема дренажу та наддування.** Паливні баки наддуваються повітрям, що відбирається від ступеня низького тиску компресора двигуна через забірник повітря 50. Спочатку тиск повітря знижується до 105 кПа на першому редукторі 44, за яким повітря розділяється на два потоки: один прямує до ППБ, а інший — до фюзеляжних і консольних баків. У подальшому тиск повітря, що прямує до консольних і фюзеляжних баків, знижується до 21 кПа на другому редукторі 43.

Фюзеляжні й консольні баки захищені від перевищення граничного тиску й падіння тиску нижче атмосферного агрегатом наддування 9, який містить вакуумний клапан 8, що впускає повітря від зовнішнього швидкісного напору, коли тиск у внутрішніх баках падає нижче заданої величини (під час швидкого зниження). Два запобіжних клапани 11, також установлені в агрегаті наддування, відкриваються при тиску 28 кПа та скидають надмірний тиск в атмосферу у випадку перенаддування фюзеляжних або консольних баків. Електрокерований перепускний кран 7 сполучає баки з атмосферою під час заправлення під тиском. Крім того, кожен консольний бак захищений від перенаддування запобіжним клапаном 3, який відкривається при тиску 42 кПа. Штуцер наддування на землі 49 використовується для зливання палива й наземного обслуговування.

### **10.3.3. Паливна система літака А-10А**

А-10А «Thunderbolt II» являє собою одномісний дозвуковий літак низькоплан для безпосередньої повітряної підтримки військ, розроблений компанією Fairchild Republic. Радіус дії літака становить до 1000 км, максимальне бойове навантаження — 7258 кг, стеля — 10600 м [131]. Літак оснащено двома ТРДД General Electric TF34-GE-100 з високим ступенем двоконтурності, розміщеними в мотогондолах і закріпленими на пілонах до

хвостової частині фюзеляжу. Кожен двигун розвиває статичну тягу 40 кН. Літак здійснив перший політ 1972 року.

**Підсистема зберігання.** Паливо на літаку розміщено (рис. 10.48) у двох консольних баках-кесонах 7, 2 і двох фюзеляжних м'яких баках 3, 4. Може бути встановлено до трьох ППБ: по одному під кожною консолю й один під фюзеляжем. Внутрішні баки об'єднано в дві групи. Лівий консольний бак і лівий головний (задній фюзеляжний) бак живлять лівий двигун і ДСУ. Правий консольний бак і правий головний (передній фюзеляжний) бак живлять правий двигун.

Витратні відсіки головних баків являють собою протектовані м'які баки. Зовнішній шар оболонки виконано з матеріалу з високою стійкістю до розриву й стирання. Для запобігання вибуху баки заповнено всередині піною, а простір навколо них — заповнювачем порожнин для запобігання пожежі в суміжних відсіках.

**Підсистема заправлення та зливання** забезпечує відкрите заправлення на землі, централізоване заправлення/зливання на землі й дозаправлення в польоті. Для відкритого заправлення кожен внутрішній і підвісний бак має заливну горловину 2 (рис. 10.49), розміщену на його верхній поверхні.

$\frac{3}{1}$  - Черга вироблення  
- Номер двигуна

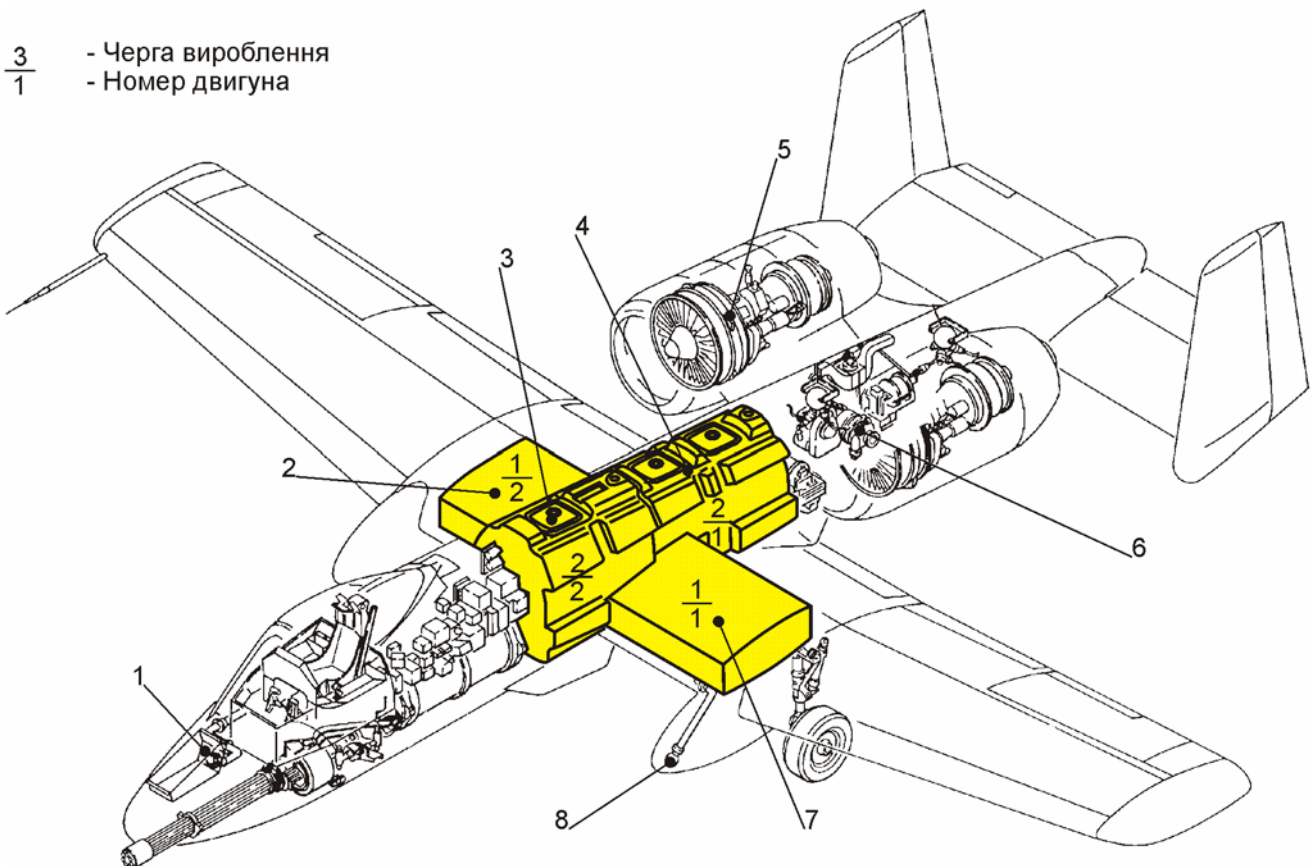


Рис. 10.48. Схема розміщення паливних баків літака А-10А:

1 — приймач палива UARRSI; 2 — правий консольний бак; 3 — правий головний бак (передній); 4 — лівий головний бак (задній); 5 — двигун; 6 — ДСУ; 7 — лівий консольний бак; 8 — штуцер централізованого заправлення

Штуцер централізованого заправлення на землі 14, розміщений у носку обтічника лівої основної опори шасі, дає змогу заправити всі внутрішні й підвісні баки. Коли кришка штуцера 14 відкривається, у кожному баці автоматично відкриваються клапани заправлення 8, 13, 27, забезпечуючи надходження палива в кожен бак.

Панель керування поруч зі штуцером централізованого заправлення має засоби для наземної перевірки закриття клапанів заправлення й вибіркового заправлення будь-яких внутрішніх або підвісних баків. Після заповнення баків клапан заправлення 8, 13, 27 у кожному баці закривається поплавцевим клапаном. Після закриття кришки панель вимикається і всі компоненти повертаються до нормального польотного стану.

Трубопроводи централізованого заправлення, розміщені зовні баків, протектовано для запобігання витокам. Клапани заправлення в консольних баках виконано дубльованими.

Для дозаправлення в польоті від заправника, обладнаного заправною штангою, літак оснащено UARRSI 1 (див. рис. 10.48), який розміщено перед кабіною. Після переміщення важеля на панелі керування паливною системою кришка люка (яка також виконує функцію сліпа), що приводиться в рух від правої гідравлічної системи, опускається вниз у фюзеляж, відкриваючи доступ до приймача палива 6 (див. рис. 10.49) і направляючи штангу заправника. У разі відмови правої гідравлічної системи підпружинена кришка люка відкривається під дією аеродинамічних сил після встановлення важеля керування в положення «Open» («Відкрито»). Однак після цього кришку неможливо закрити в польоті.

Після входу штанги заправника у приймач одержувача ролики замка приймача переміщуються та фіксують її в цьому положенні, і заправлення паливом починається. Паливо, що пройшло через приймач, спрямовується в головні й консольні баки, а також у ППБ, якщо їх підвішено.

На панелі керування паливною системою в кабіні льотчика є перемикачі вимкнення заправлення. З допомогою цих перемикачів льотчик може заборонити заправлення паливом кожного певного внутрішнього бака, якщо є підозра, що цей бак пошкоджено. Після заповнення кожного бака клапани заправлення в кожному баці, що керуються поплавцевими клапанами, закриваються і запобігають перезавантаженню.

Літак оснащено підсистемою перевірки лінії дозаправлення в польоті. Після відпускання кнопки «Line Check» («Перевірка лінії») перед відкриттям кришки люка приймача палива починається перевірка цілісності трубопроводу дозаправлення в польоті. Клапани заправлення 8, 13 внутрішніх баків закриваються, а продувальний клапан 30 відкривається, забезпечуючи наддування повітрям трубопроводів заправлення в польоті. Якщо приблизно за 1...3 хв у трубопроводі встановлюється тиск повітря, то за свічується табло «Ready» («Готовий»). Якщо ж трубопровід пошкоджено, то паливо, що надходить, потрапить назовні, що може спричинити пожежу або вибух. У цьому випадку дозаправлення в польоті не має викону-

ватися, за виключенням крайньої потреби. Після закриття кришки люка (сліпа) паливо, що знаходиться в трубопроводі дозаправлення перед головними баками, автоматично продувається у правий головний бак.

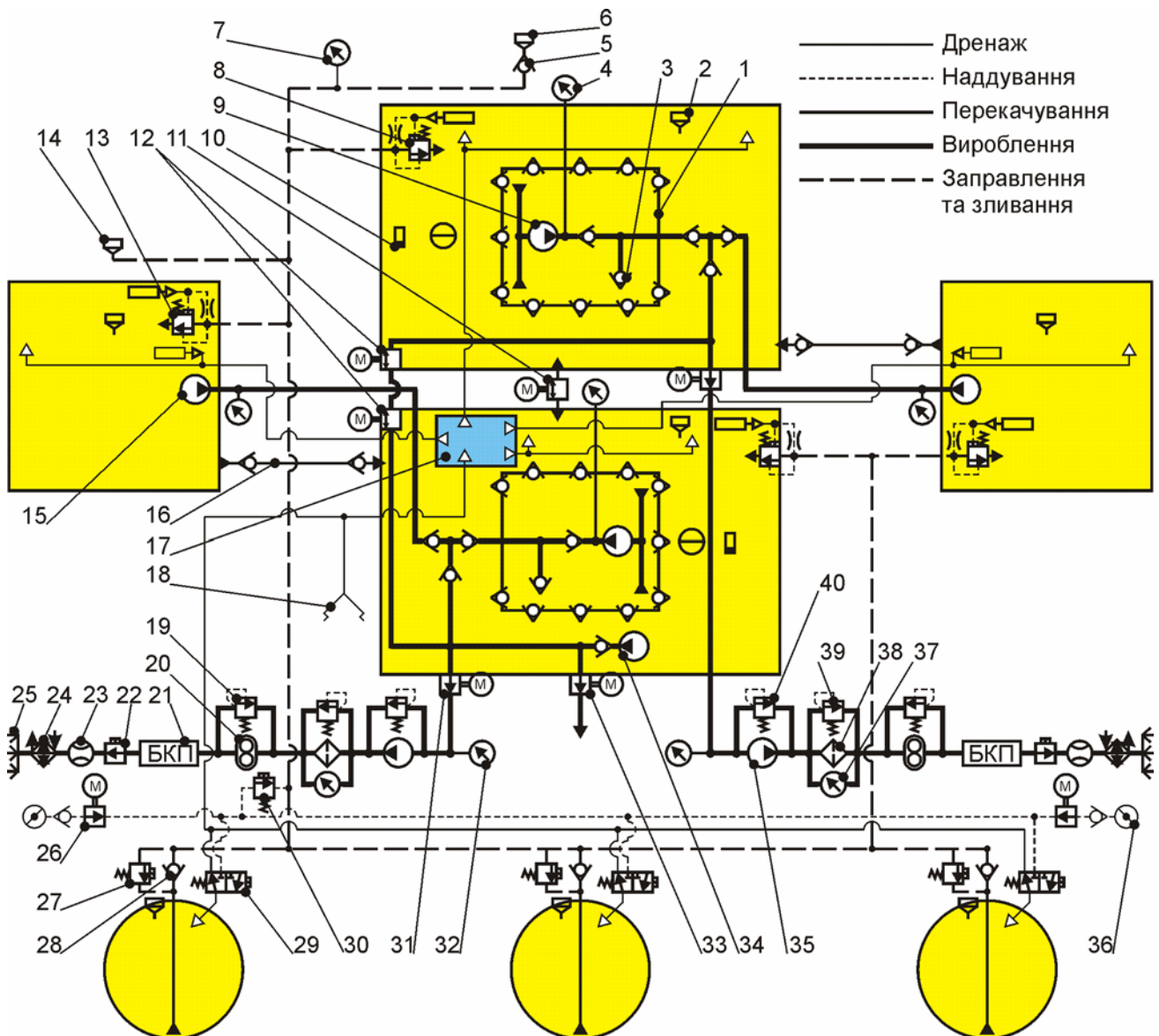


Рис. 10.49. Схема паливної системи літака А-10А:

- 1 — витратний відсік; 2 — заливна горловина; 3 — самопливний клапан;  
 4, 7, 32, 37 — сигналізатори тиску; 5 — зворотний клапан; 6 — приймач палива;  
 8, 13, 27 — клапани заправлення; 9 — ПНЛ головного бака; 10 — сигналізатор нижнього рівня; 11 — кран об'єднання баків; 12 — крани перехресного живлення; 14 — штуцер централізованого заправлення; 15 — ПНЛ консольного бака; 16 — лінія переливання самопливом; 17 — дренажний бак; 18 — повітрязабірник дренажу; 19 — редукційний клапан; 20 — ОНД; 21 — БКП; 22 — перекривний кран; 23 — витратомір; 24 — ПМТ; 25 — паливні форсунки; 26 — повітряний перекривний кран; 28 — зворотний клапан перекачування; 29 — клапан наддування; 30 — продувальний клапан; 31 — протипожежний кран двигуна; 33 — протипожежний кран ДСУ; 34 — ПНЛ постійного струму; 35 — ПНД; 36 — забірник повітря від компресора двигуна; 38 — фільтр; 39 — перепускний клапан фільтра; 40 — перепускний клапан насоса

**Підсистема подання.** Внутрішні паливні баки з'єднано паралельно. Паливо подається до двигунів ПНЛ 9, 15, установленими в кожному головному й консольному баках. ПНЛ постійного струму 34, розміщений у лівому головному баці, використовується під час запуску двигуна або ДСУ. У разі польоту з від'ємним перевантаженням витратний відсік забезпечує двигун паливом протягом 10 с роботи на максимальній тязі. У випадку відмови ПНЛ 9 головного бака відповідний двигун буде живитися з цього бака всмоктуванням через самопливний клапан 3 на всіх режимах роботи до висоти 3048 м (здебільшого до 6096 м). ПНЛ 15 консольних баків працюють з більшим тиском і пересилують ПНЛ 9 головних баків для того, щоб консольні баки автоматично витрачалися першими. Насоси консольних баків зупиняються автоматично, коли поплавцевий сигналізатор рівня в баці визначає, що бак порожній.

Ліва й права підсистеми живлення двигунів можуть бути з'єднані для забезпечення подання палива під тиском до обох двигунів і ДСУ з будь-якої підсистеми після відкриття електромоторних кранів перехресного живлення 12 постійного струму. Крім того, два головних баки можуть бути з'єднані після відкриття електромоторного крана об'єднання баків 11 постійного струму.

Лінії подання палива до двигунів зовні баків протектовано для уникнення витоків. У випадку дисбалансу палива між головними баками засвічується попередження «L-R Tanks Unequal» («П-Л баки не рівні»), що свідчить про можливе витікання палива.

У кожній лінії живлення двигуна встановлено протипожежний кран 31 для припинення подання палива у випадку пожежі або неправильної роботи двигуна. Ці крани розміщено всередині баків, щоб після їх закриття лінії подання не містили палива. За кожним протипожежним краном 31 розміщено сигналізатор тиску 32, що відображає роботу ПНЛ. Далі паливо надходить до ПНД 35, що утворює тиск для прокачування через фільтр. Перепускний клапан ПНД 40 установлено паралельно ПНД для забезпечення подання палива у випадку відмови ПНД. Потім паливо проходить через фільтр 38, оснащений сигналізатором перепаду тиску 37 і перепускним клапаном фільтра 39. Оскільки ОНД 20 — об'ємного типу, він має редукційний клапан 19, що запобігає перевищенню тиску вище граничного. Далі паливо подається до БКП 21 з перекиривним краном високого тиску 22. Дозоване паливо проходить через витратомір 23, паливомастильний теплообмінник 24 і надходить до паливних форсунок 25.

**Підсистема перекачування** зазвичай використовується тільки для підвісних баків, однак існують аварійні лінії переливання для консольних баків. У разі встановлених ППБ порядок вироблення палива є таким: підкрилові ППБ; підфюзеляжний ППБ; консольні баки; фюзеляжні баки.

Паливо з підвісних баків перекачується шляхом витіснення повітрям. Льотчик може вручну дозволити або заборонити наддування підкрилових або підфюзеляжного ППБ. Є один клапан наддування 29 для кожного ППБ.

Клапан закривається під дією пружини й відкривається електромагнітом. Паливо перекачується в головні й консольні баки по трубопроводу заправлення. Коли підвісні баки порожні або перекачування не виконується, вони сполучені з атмосферою.

Якщо є паливо в ППБ, то під час спрацювання сигналізатора нижнього рівня 10 у будь-якому головному баці паливо з підвісних баків автоматично починає перекачуватися в головні баки, навіть якщо перемикачі наддування ППБ вимкнені.

У випадку відмови ПНЛ 15 консольного бака паливо з нього може бути перелите самопливом у відповідний головний бак по лінії переливання самопливом 16. Вузол зведеного зворотного клапана в кожній лінії переливання самопливом 16 запобігає зворотному перетіканню палива з головних баків у консольні.

**Підсистема дренажу та наддування.** Кожен головний і консольний бак з'єднується окремим трубопроводом з дренажним баком 17, розміщеним у лівому головному баці. Для забезпечення захисту паливної системи від пожежі та блискавки дренажний бак заповнено піною. Лінії дренажу консольних баків використовуються також як лінії повернення для палива, що потрапило в дренажний бак. Дренажний бак сполучається з атмосферою через повітрязбірник дренажу 18. Розміри дренажних трубопроводів вибрано такими, що під час перезавантаження баків через відмову клапанів заправлення 8, 13 забезпечується безпечний тиск у баках.

Наддування ППБ виконується стиснутим повітрям, що відбирається від компресора кожного двигуна через збірник 36, зворотний клапан, електромоторний повітряний перекирний кран 26 і клапани наддування 29. Клапани наддування 29 з'єднують підвісні баки з лінією наддування тільки під час перекачування із ППБ. В інших випадках клапани 29 з'єднують підвісні баки з лінією дренажу, забезпечуючи зберігання палива без надмірного тиску та заправлення без протитиску.

#### **10.3.4. Паливна система літака F-16C**

F-16C Block 50 «Fighting Falcon» являє собою одномісний надзвуковий багатоцільовий тактичний винищувач-середньоплан, розроблений компанією Lockheed Martin. Радіус дії літака становить до 579 км, максимальне бойове навантаження — 5638 кг, стеля — 17200 м [236, 237]. Літак оснащено одним ТРДДФ General Electric F110-GE-129, розміщеним у хвостовій частині фюзеляжу. На форсажному режимі двигун розвиває тягу 131 кН. Літак здійснив перший політ 1991 року.

**Підсистема зберігання.** На літаку є сім баків-кесонів, розміщених у фюзеляжі й консолях крила (рис. 10.50). Передбачено встановлення до трьох ППБ під крилом і фюзеляжем.

Паливну систему поділено на дві окремі підсистеми: передню й задню. Передня підсистема містить правий ППБ 1, правий консольний бак 3, фюзеляжні баки F-1 і F-2 9, 2 і передній витратний бак 4. Задня підсистема



містить лівий ППБ 8, лівий консольний бак 6, фюзеляжний бак А-1 5 і задній витратний бак 7. Центральний ППБ 10 є спільним для обох підсистем.

$\frac{3}{1}$  - Черга вироблення  
 $\frac{1}{1}$  - Номер підсистеми

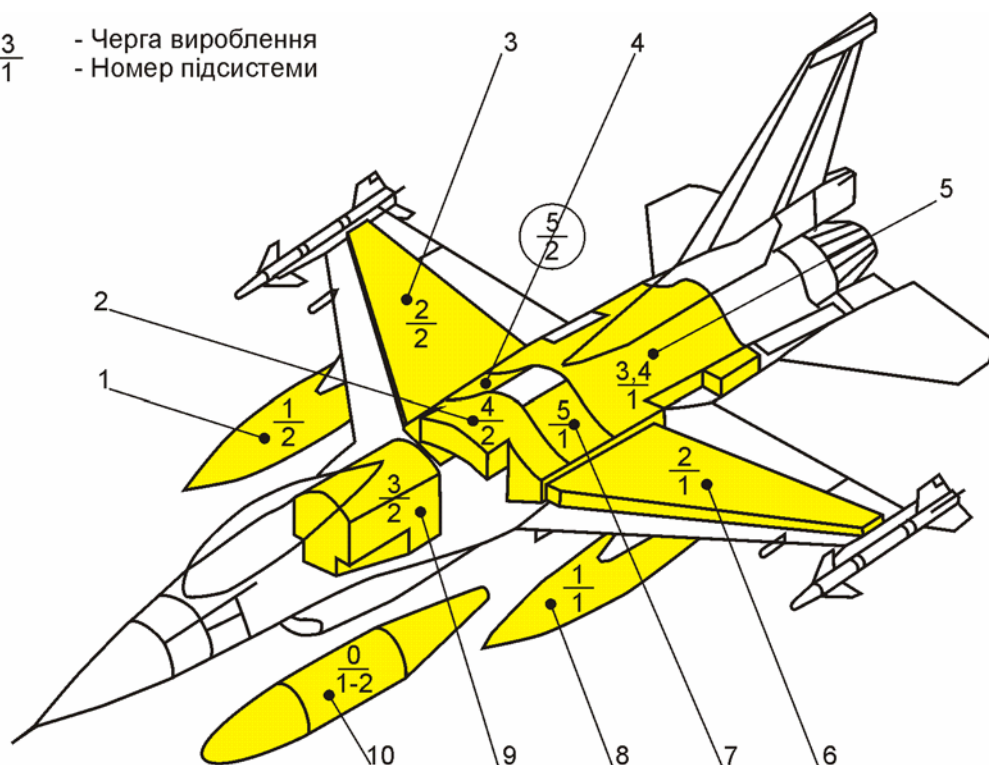


Рис. 10.50. Схема розміщення паливних баків літака F-16C:

- 1 — правий ППБ; 2 — фюзеляжний бак F-2; 3 — правий консольний бак;  
 4 — передній витратний бак; 5 — фюзеляжний бак А-1; 6 — лівий консольний бак;  
 7 — задній витратний бак; 8 — лівий ППБ; 9 — фюзеляжний бак F-1;  
 10 — центральний ППБ

**Підсистема заправлення та зливання.** Літак обладнано підсистемою заправлення на землі та в польоті (рис. 10.51). Усі внутрішні й підвісні баки можуть бути заправлені під тиском від наземного штуцера централізованого заправлення 31, розміщеного на лівому нижньому боці фюзеляжу перед задньою кромкою крила. Заправляване паливо надходить до кожного витратного бака через клапан заправлення 34. Із переднього витратного бака паливо надходить у фюзеляжний бак F-2, потім у фюзеляжний бак F-1 та в правий консольний бак по лініях заправлення/перекачування самопливом 41, 38, 40. Із заднього витратного бака паливо надходить у фюзеляжний бак А-1, а потім — у лівий консольний бак через лінії заправлення/перекачування самопливом 30. ППБ заправляються через клапани заправлення/перекачування 20, 28. Для заправлення літака не потребується електричне живлення, за виключенням спостереження за кількістю палива.

Підсистема дозаправлення в польоті складається з кришки люка (сліпа) із гідравлічним приводом, підсилювача сигналів і відповідних органів керування та індикації. Гідравлічна система В забезпечує тиск для роботи кришки й механізму замка. Приймач палива 36 розміщено на осі фюзеляжу за кабіною. У закритому положенні кришка люка розташовується

врівень з обшивкою фюзеляжу. Під час відкриття кришки її задній кінець механічно прибирається у фюзеляж, утворюючи напрямну до приймача палива. Під час установлення перемикача «Air Refuel» («Дозаправлення в польоті») у положення «Open» («Відкрито») тиск у ППБ скидається й перекачування палива з ППБ припиняється.

Під час дозаправлення в польоті штанга заправника входить у приймач палива й автоматично фіксується в ньому механізмом з гідравлічним приводом. Заправляване паливо розподіляється по паливних баках таким же чином, як і під час централізованого заправлення на землі. Після закриття останнього клапана заправлення сигналізатор тиску подає сигнал на від'єднання заправної штанги від приймача. Цей сигнал може подати вручну в будь-який момент під час заправлення в польоті льотчик літака-одержувача або оператор літака-заправника.

**Підсистема подання** — надмірного типу. Один ПНЛ 35 у задньому витратному баці та два ПНЛ у передньому витратному баці подають паливо по лініях живлення двигуна до пропорціонера. У пропорціонері 5 два насоси постійного подання, що отримують рух від гідравлічної системи А, подають однакову кількість палива з кожного витратного бака для підтримання положення ЦМ. Дві лінії зі зворотними клапанами 4 забезпечують перепуск палива навколо пропорціонера так, що подання палива не перерветься у випадку його відмови. За пропорціонером невелика витрата охолодного палива спрямовується до теплообмінника цифрової системи керування двигуном (Full Authority Digital Electronic Control — FADEC) 8, а потім повертається у витратні баки.

Основна частина палива далі проходить через паливомастильні теплообмінники для охолодження гідравлічних систем А 10 і В 11, приводу постійних обертів (ППО) основного генератора 12 і коробки приводів агрегатів (КПА) 13. Потім паливо проходить через електромоторний протипожежний кран 15, керований перемикачем «Fuel Master» («Стоп-кран») у кабіні. Газотурбінний стартер (ГТС) отримує паливо 1 увесь час незалежно від положення перемикача «Fuel Master».

За протипожежним краном 15 паливо проходить через витратомір 16 і надходить до ПНД 17. Потім основна частина палива спрямовується до ОНД 19, блока основного палива (БОП) 21, ПМТ двигуна 22 і паливних форсунок камери згоряння 23. Решта палива надходить до насоса форсажного палива 18, проходить через блок форсажного палива (БФП) 24 і прямує до паливних форсунок форсажної камери 25.

Для забезпечення живучості підсистеми подання палива один із ПНЛ у передньому витратному баці живиться від аварійної шини змінного струму, а всі інші ПНЛ та електромоторні перекачувальні насоси живляться від нормальної шини змінного струму. Самопливні клапани 14 у кожному витратному баці забезпечують подання палива до пропорціонера у випадку відмови всіх ПНЛ. Клапан перехресного живлення 6, керований електромагнітним клапаном 3, дає змогу з'єднати лінії подання палива від обох витратних баків.

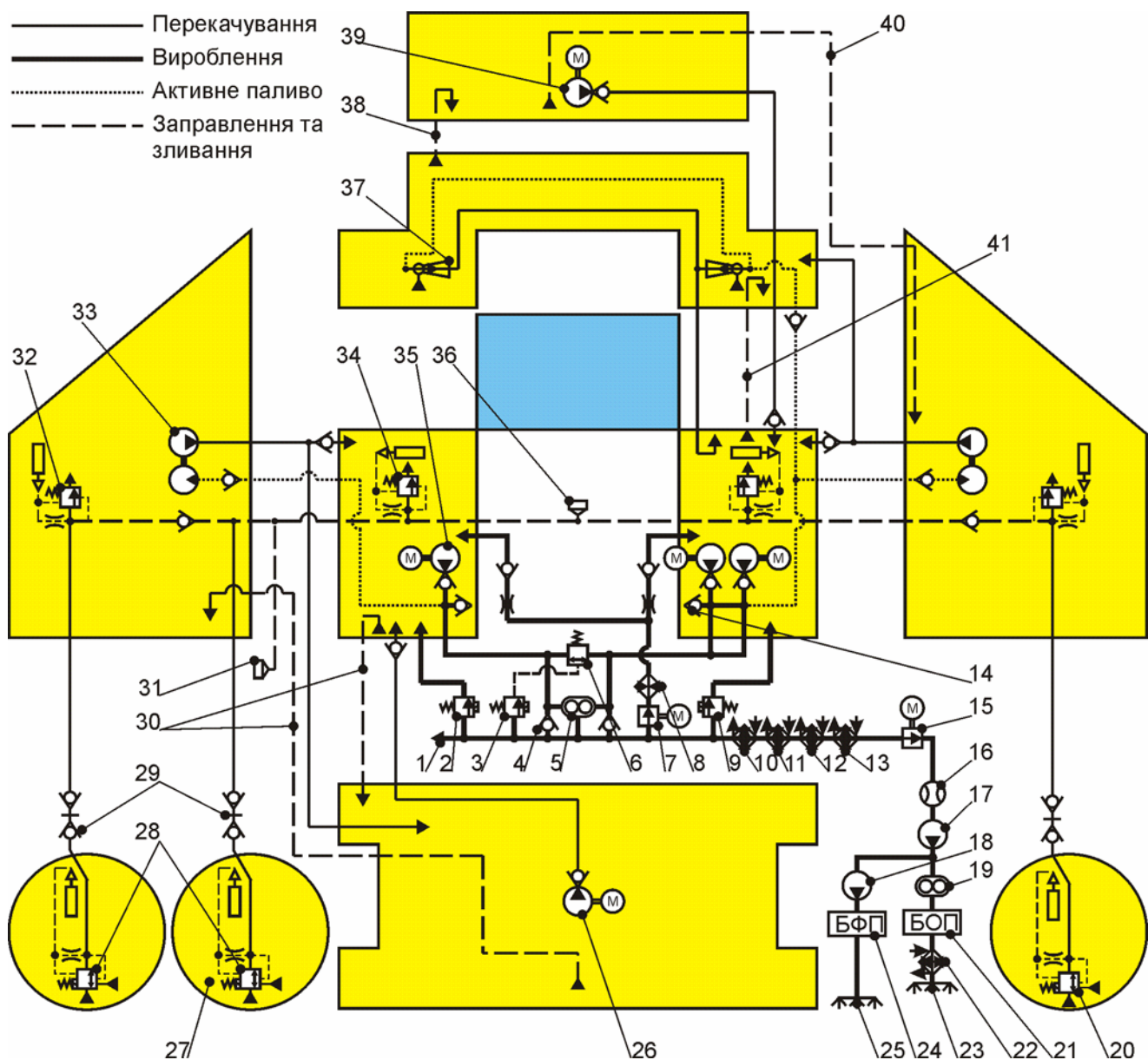


Рис. 10.51. Схема підсистем заправлення, подання та перекачування літака F-16C:

- 1 — лінія живлення ГТС; 2, 9 — клапани балансувального перекачування; 3 — електромагнітний клапан; 4 — перепускний клапан пропорціонера; 5 — пропорціонер; 6 — клапан перехресного живлення; 7 — клапан охолодження FADEC; 8 — теплообмінник FADEC; 10 — ПМТ гідравлічної системи А; 11 — ПМТ гідравлічної системи В; 12 — ПМТ ППО основного генератора; 13 — ПМТ КПА; 14 — самопливний клапан; 15 — протипожежний кран; 16 — витратомір; 17 — ПНД; 18 — насос форсажного палива; 19 — ОНД; 20, 28 — клапани заправлення/перекачування; 21 — БОП; 22 — ПМТ двигуна; 23 — основні паливні форсунки; 24 — БФП; 25 — паливні форсунки форсажної камери; 26, 39 — електропривідні перекачувальні насоси; 27 — центральний ППБ; 29 — паливне самозапірне з'єднання; 30, 38, 40, 41 — лінії заправлення/перекачування самопливом; 31 — штуцер централізованого заправлення; 32 — клапан перекачування; 33 — гідропривідний перекачувальний насос; 34 — клапан заправлення; 35 — ПНЛ; 36 — приймач палива; 37 — струминний насос

**Підсистема перекачування.** Паливо перекачується за каскадною схемою двома різними методами. Основним методом перекачування є всмоктування через П-подібні труби, що з'єднують баки. Ефективність всмоктування залежить від тиску повітря у відсіках, що отримують паливо. Повітряні ежектори 7 (рис. 10.52) у кожному витратному баці автоматично відкачують повітря. На випадок відмови системи всмоктування для перекачування палива із внутрішніх баків у витратні постійно працюють привідні паливні насоси. Привідна підсистема перекачування також виконує відкачування палива для мінімізації залишку, що не виробляється, використовуючи електропривідні насоси 26, 39 (див. рис. 10.51) і насоси 33, 37, які приводяться в дію активним паливом, що відбирається за відповідним ПНЛ. Ці два методи перекачування палива в системі працюють одночасно й незалежно.

Паливо надходить із внутрішніх консольних баків у фюзеляжні баки, а потім у передній і задній витратні баки, із яких подається до двигуна. Для автоматичного підтримання ЦМ паливо перекачується з передньої та задньої підсистем одночасно.

У випадку встановлення ППБ паливо з них витискається тиском повітря у відповідні внутрішні консольні баки. Якщо перемикач «Ext Fuel Trans» («Перекачування ППБ») встановлено в положення «Norm» («Норм»), то центральний ППБ виробляється першим, після чого виробляються підкрилові ППБ. Клапан перекачування ППБ 32 у кожному внутрішньому консольному баці припиняє перекачування для запобігання переповненню внутрішніх баків. У разі відмови будь-якого з цих клапанів спрацьовує поплавцевий сигналізатор рівня й припиняє перекачування із усіх ППБ раніше, ніж паливо випліснеться за борт. При встановленні перемикача «Ext Tanks Trans» у положення «Wing First» («Крилові першими») підкрилові ППБ виробляються раніше центрального ППБ, а поплавцевий сигналізатор рівня не перешкоджає випліскуванню палива за борт у разі відмови клапана перекачування.

Автоматична підсистема перекачування палива вперед доповнює функції пропорціонера, запобігаючи небажаному зміщенню ЦМ назад. Паливо перекачується через клапани балансувального перекачування 2, 9.

**Підсистеми дренажу, наддування та нейтрального газу.** Підсистема дренажу та наддування (див. рис. 10.52) подає охолоджене стиснуте повітря із системи кондиціонування повітря (СКП) для витіснення палива з ППБ у внутрішні консольні баки й для приведення в дію повітряних ежекторів 7, а також запобігає випаровуванню палива у внутрішніх баках на великих висотах.

Підсистема запобігання вибуху (нейтрального газу) перемикає підсистему дренажу та наддування внутрішніх паливних баків на знижений тиск і робить атмосферу всередині баків інертною. Цю підсистему призначено для використання тільки в бою або в аварійних ситуаціях. Як нейтральний газ у підсистемі використовується фреон-13В1, який під час змішування з

повітрям запобігає горінню. Бак з фреоном 5 має керований тепловим реле нагрівач, який забезпечує достатній тиск.

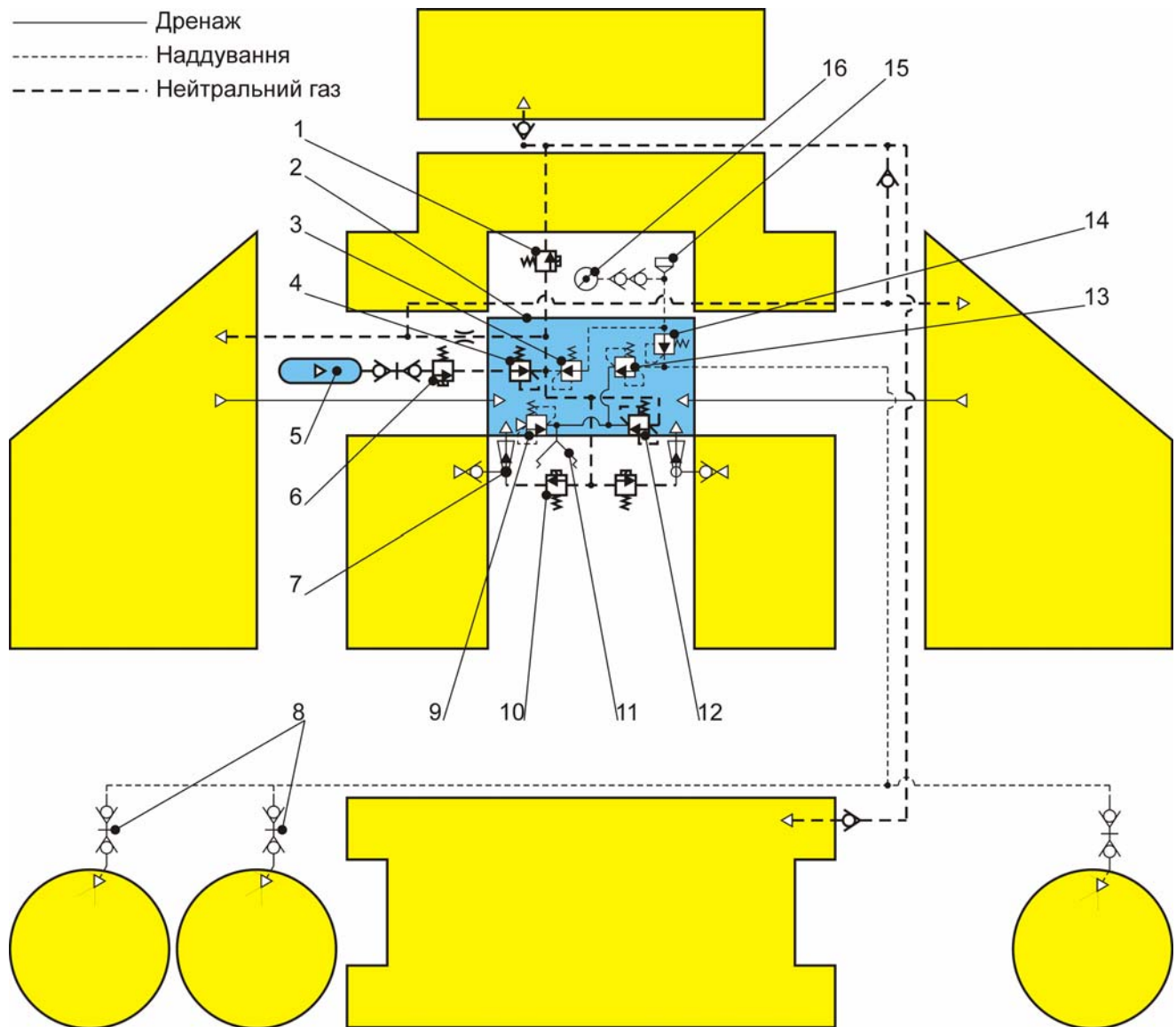


Рис. 10.52. Схема підсистем дренажу, наддування та нейтрального газу літака F-16C:

1, 6 — електромагнітні клапани фреону; 2 — дренажний відсік; 3 — повітряний редуктор; 4 — редуктор фреону; 5 — бак з фреоном; 7 — повітряний ежектор; 8 — повітряне самозапірне з'єднання; 9 — запобіжний клапан консольних баків; 10 — електромагнітний клапан повітряного ежектора; 11 — вихід дренажу в атмосферу; 12 — запобіжний клапан фюзеляжних баків; 13 — запобіжний клапан ППБ; 14 — повітряний редуктор ППБ; 15 — штуцер наддування на землі; 16 — подання стиснутого повітря із СКП

У разі встановлення перемикача «Tank Inerting» («Баки НГ») на панелі керування паливом у положення «Tank Inerting» («Баки НГ») усі внутрішні баки перемикаються на знижений тиск і відкриваються клапани 1, 6. Для початкового утворення нейтрального середовища фреон подається у внутрішні баки протягом 20 с. Потім для підтримання нейтральної атмосфери безперервний дозований потік фреону змішується зі стис-

нутим повітрям. З огляду на обмежений запас фреону, підсистема має вмикатися після вироблення ППБ, але перед витрачанням половини внутрішнього палива.

### 10.3.5. Паливна система літака F/A-18E

F/A-18E «Super Hornet» являє собою одномісний надзвуковий винищувач-бомбардувальник-верхньоплан палубного базування, розроблений компанією McDonnell Douglas (нині Boeing). Радіус дії літака становить до 760 км, максимальне бойове навантаження — 8050 кг, стеля — 15240 м [238, 239]. Літак оснащено двома ТРДДФ General Electric F414-GE-400, розміщеними у хвостовій частині фюзеляжу. Кожен двигун розвиває тягу 97,9 кН на повному форсажі. Літак здійснив перший політ 1995 року.

**Підсистема зберігання.** Літак (рис. 10.53) обладнано чотирма внутрішніми фюзеляжними м'якими баками 1–4, двома внутрішніми консольними баками-кесонами 5, 8, двома фюзеляжними дренажними баками 7 і двома дренажними баками 6 у кілях. Баки 2 і 3 є витратними, а баки 1, 4 і консольні баки — черговими. Запас палива можна збільшити встановленням до п'яти 1817-літрових ППБ на центральному, внутрішніх і середніх пілонах. Усі чергові баки є спільними для обох двигунів. Літак також може бути використаний як заправник у разі встановлення на центральному пілоні підвісного заправного контейнера (Air Refueling Store — ARS).

$\frac{3}{1}$  - Черга вироблення  
 $\frac{1}{1}$  - Номер двигуна

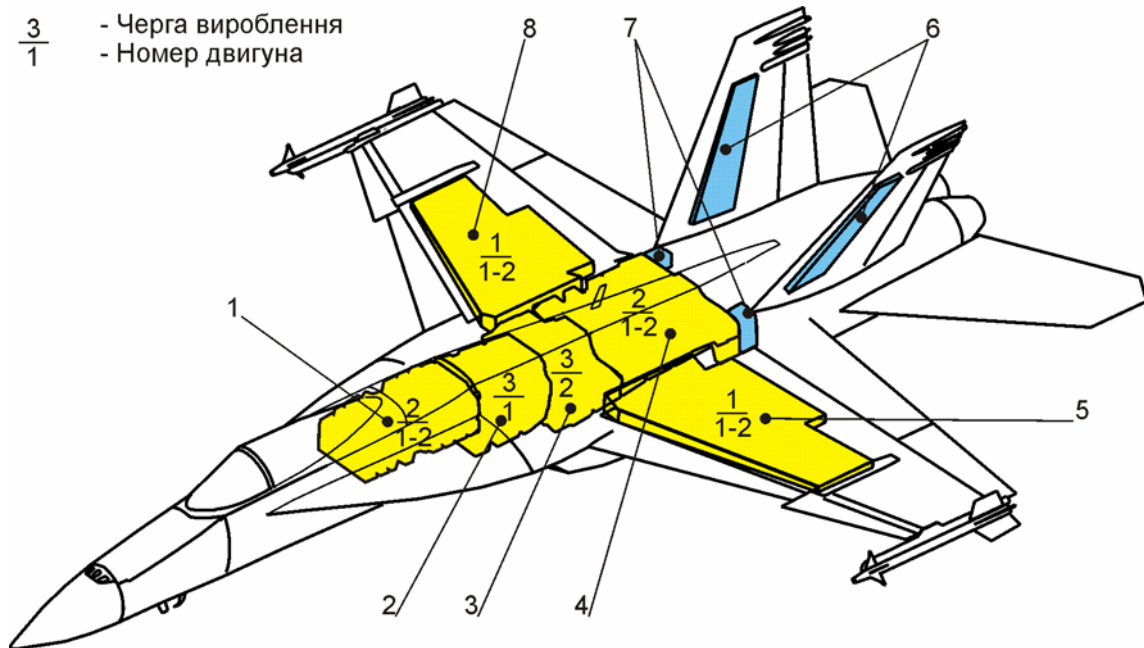


Рис. 10.53. Схема розміщення паливних баків літака F/A-18E:

1, 4 — фюзеляжні чергові баки; 2 — лівий фюзеляжний витратний бак; 3 — правий фюзеляжний витратний бак; 5, 8 — внутрішні консольні баки; 6 — кільові дренажні баки; 7 — фюзеляжні дренажні баки

Внутрішні консольні баки заповнено піною для запобігання пожежі та вибуху. Нижні частини витратних баків протектовані для забезпечення повернення «додому». Паливні трубопроводи там, де це можливо, розміще-

но всередині баків. Лінії подання палива у відсіках основних опор шасі мають захисну оболонку з протектором.

**Підсистема заправлення та зливання.** Усі баки, внутрішні й зовнішні, можуть бути заправлені на палубі через штуцер централізованого заправлення 3 (рис. 10.54) або в польоті через приймач палива 1, що прибирається гідравлічно, від літака, обладнаного заправним конусом.

Штуцер централізованого заправлення 3 знаходиться у правій передній частині фюзеляжу, приймач палива 1 — у правій передній частині фюзеляжу перед лобовим склом, а редуктор/погашувач пульсацій палива 2 — за приймачем палива для зменшення стрибків тиску, пов'язаних із дозаправленням в польоті. Паливо від штуцера централізованого заправлення або приймача палива надходить у лінію заправлення/зливання та спрямовується до всіх внутрішніх і підвісних баків. Під час заправлення сигнальний комп'ютер даних (Signal Data Computer — SDC) відкриває всі клапани заправлення 4, 9, 44, даючи змогу паливу надходити до всіх внутрішніх баків. Під час випускання заправної штанги припиняється надування ППБ, що дає змогу заповнювати всі встановлені підвісні баки по лінії заправлення/зливання через клапани заправлення/зливання 23.

Під час заправлення SDC по черзі відкриває/закриває клапани заправлення консольних баків 9, 44 для запобігання дисбалансу між консольними баками.

Після бойового пошкодження внутрішні консольні баки можуть бути ізольовані льотчиком. У разі встановлення перемикача «Intr Wing» («Внутрішні консольні») у положення «Inhibit» («Заборонено») блокується нормальне перекачування й заправлення консольних баків (закриваються обидва електромагнітних клапани активного палива 8, 45 та обидва клапани заправлення консольних баків 9, 44, а обидва перепускних клапани 13, 46 перемикаються на витратні баки).

**Підсистема дозаправлення в польоті (заправник).** Для виконання завдань заправника літак може нести ARS на центральному пілоні. ARS містить шланг із конусом та дає змогу дозаправляти в польоті літаки, оснащені заправною штангою. Паливо, що знаходиться в усіх чергових баках (№ 1 і 4, внутрішніх консольних і ППБ), може бути передане літакам, що заправляються. Практично паливо із консольних баків спочатку перекачується в бак № 4 струминними насосами 10, 43, а потім із баків № 1 і 4 у ARS — електропривідними перекачувальними насосами 14, 50 через кран поповнення ARS 28. Якщо необхідно, паливо із ARS може бути перекачане витісненням назад у свій літак.

**Підсистема подання.** Кожна підсистема подання палива у двигун містить: насос підкачування/активного палива з приведенням у дію від виносної коробки приводів (Airframe Mounted Accessory Drive — AMAD), витратний бак із внутрішньобаковим гідротурбопривідним насосом 5 або 11 і протипожежний кран 6 або 12. Кожна AMAD обертає двоступеневий насос підкачування/активного палива. Перший ступінь 16 подає паливо низького тис-

ку у відповідний паливний насос 18, розміщений на двигуні; водночас другий ступінь 15 подає паливо високого тиску в підсистему активного палива. Паливо з підсистеми активного палива використовується для охолодження обладнання, приведення в дію гідротурбопривідних насосів витратних баків і струминних насосів перекачування/відкачування, а також для керування клапанами перекачування.

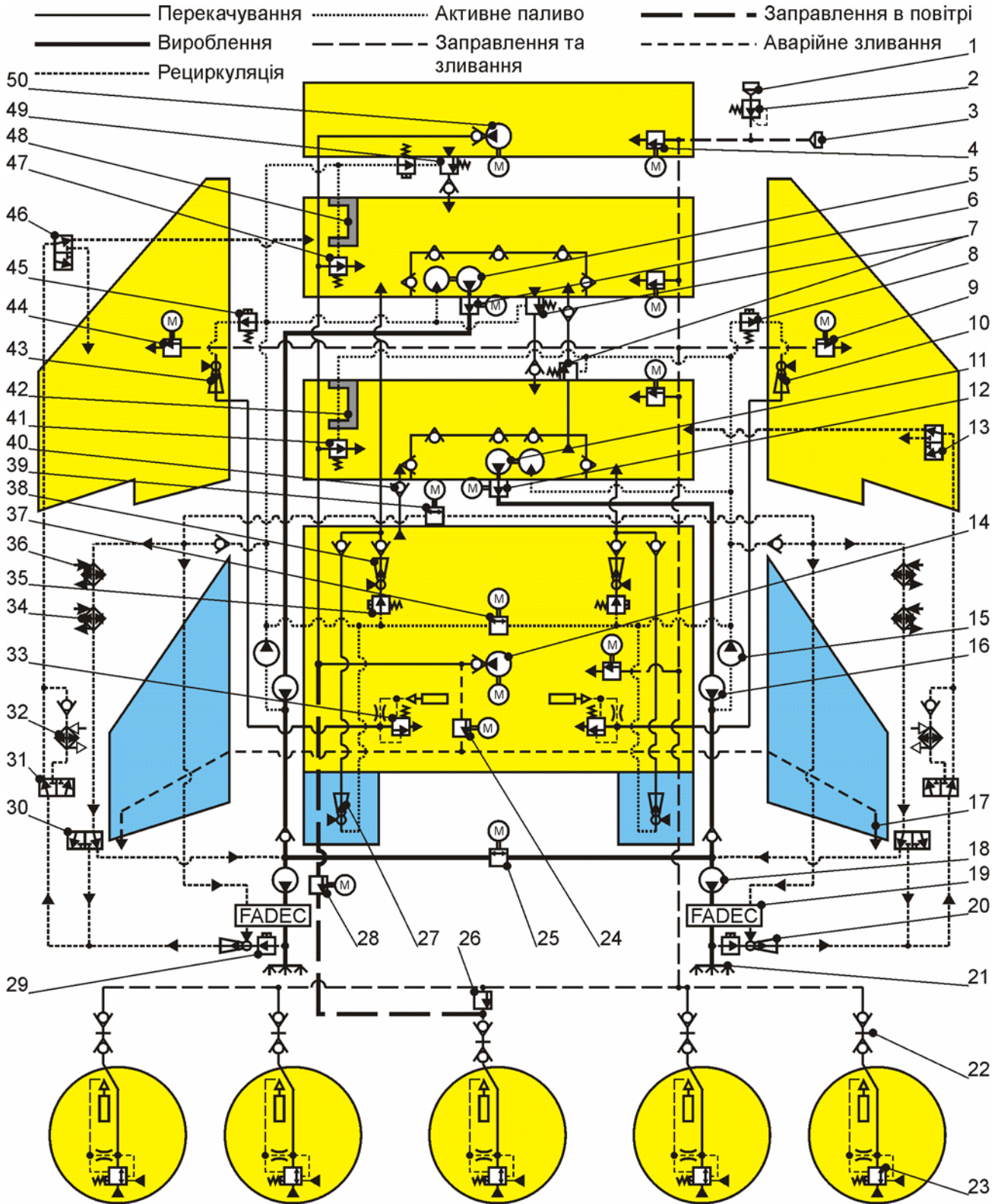


Рис. 10.54. Схема паливної системи літака F/A-18E



На схемі позначено: 1 — приймач палива; 2 — редуктор; 3 — штуцер централізованого заправлення; 4, 9, 44 — клапани заправлення; 5, 11 — гідротурбопривідні ПНЛ; 6, 12 — протипожежні крани; 7 — клапани об'єднання баків; 8, 35, 45 — електромагнітні клапани; 10, 43 — струминні насоси консольних баків; 13, 46 — перепускні клапани рециркуляції; 14, 50 — електропривідні перекачувальні насоси; 15 — насос активного палива; 16 — ПНД; 17 — патрубок аварійного зливання; 18 — ОНД; 19 — FADEC; 20 — струминний насос підсистеми терморегулювання; 21 — паливні форсунки; 22 — паливне самозапірне з'єднання; 23 — клапан заправлення/перекачування; 24 — кран аварійного зливання; 25 — кран перехресного живлення; 26 — клапан, що блокує подання повітря; 27 — струминний насос відкачування з дренажного бака; 28 — кран поповнення ARS; 29 — терморегулювальний клапан; 30 — перепускний клапан гарячого палива; 31 — перепускний клапан повітряно-паливного теплообмінника; 32 — повітряно-паливний теплообмінник; 33 — клапан перекачування консольного бака; 34 — теплообмінник AMAD і гідравлічного масла; 36 — паливорідинний теплообмінник СРО; 37 — кран перехресного живлення активного палива; 38 — струминний насос бака № 4; 39 — кран перехресного живлення охолодного палива; 40 — самопливний зворотний клапан; 41, 47 — клапани перекачування фюзеляжних баків; 42, 48 — струминні датчики рівня; 49 — самопливний клапан, що керується активним паливом.

При нормальній роботі кожен двигун отримує паливо по окремих лініях подання. Паливо із бака № 2 подається в лівий двигун, із бака № 3 — у правий. Гідротурбопривідний насос 5 або 11 у кожному витратному баці подає паливо до відповідного насоса підкачування/активного палива.

У кожному витратному баці є горизонтальна перегородка, яка відділяє паливо, забезпечуючи як мінімум 10 с роботи двигуна на максимальному форсажному режимі під час від'ємних перевантажень. Ніяких додаткових заходів для роботи в умовах навколонульових перевантажень не передбачено, тому перехід через нульове перевантаження не має перевищувати 2 с. У разі відмови гідротурбопривідного насоса витратного бака паливо подається до насоса підкачування/активного палива всмоктуванням, однак у цьому випадку під час польоту на великій висоті та гарячому паливі тяга двигуна має бути обмежена.

У випадку пожежі або витоку із фюзеляжного бака електропривідні протипожежні крани 6, 12 дають можливість ізолювати підсистему подання безпосередньо за витратним баком.

Для забезпечення живучості ліва й права підсистеми подання, відокремлені в нормальній ситуації, можуть бути автоматично з'єднані нормально закритим краном перехресного живлення 25 і нормально закритими клапанами об'єднання витратних баків 7. Кран перехресного живлення 25 дає змогу одним підкачувальним насосом 16 жити обидва двигуни у випадку падіння тиску подання з одного з боків (за умов відмови одного двигуна, витоку, відмови насоса підкачування/активного палива або спорожнення витратного бака).

Клапани об'єднання баків 7, установлені між баками № 2 і 3, використовуються для керування перекачуванням самопливом/балансуванням між двома витратними баками. Під час нормальної роботи обидва клапани закриті тиском активного палива. У разі падіння тиску активного палива з одного боку (відмова одного з двигунів) клапан відкривається, забезпечуючи використання палива в цьому витратному баці для протилежного двигуна. Якщо в одному з витратних баків виникає витік палива (бойове пошкодження), то тиск активного палива з протилежного боку клапана запобігає претіканню палива самопливом у пошкоджений бак.

**Підсистема перекачування** керується SDC, її призначено для підтримання витратних баків повними під час нормальної роботи двигунів. Паливо перекачується з баків № 1 і 4, внутрішніх консольних баків і ППБ, якщо їх встановлено.

Паливо з баків № 1 і 4 перекачується у витратні баки двома двошвидкісними електропривідними перекачувальними насосами 14, 50, установленими по одному в кожному баці. Режим низької швидкості застосовується для нормального перекачування. Режим високої швидкості застосовується в умовах великої витрати палива: на форсажних режимах, під час поповнення ARS або аварійного зливання.

На попередніх варіантах літака відповідно до вимог ВМС США взагалі не було електропривідних насосів 14, 50, а перекачування з баків № 1 і 4 здійснювалося струминними насосами (F/A-18A/B) або гідротурбопривідними насосами (F/A-18C/D).

Струминні датчики рівня 42, 48 і клапани перекачування 41, 47 у витратних баках керують перекачуванням палива з лінії перекачування баків № 1 і 4. Таким чином, витратний бак не отримує паливо аж доки рівень палива у ньому не опуститься до певного значення нижче рівня струминного датчика та не відкриється клапан перекачування.

Оскільки перекачувальний насос 14 у баці № 4 розміщено вище дна бака, для перекачування решти 136 кг палива з бака № 4 передбачено два струминних насоси відкачування 38. Лівий насос перекачує паливо в бак № 2, а правий — у бак № 3. Насоси 14 і 50 у баках № 1 і 4 також використовуються для аварійного зливання палива через кран аварійного зливання 24 та для перекачування палива в ARS через кран поповнення ARS 28. SDC забезпечує заданий порядок перекачування палива для підтримання ЦМ літака в оптимальному положенні періодичним вимкненням перекачувального насоса 50 бака № 1.

Самопливні клапани в баках № 1 і 4 забезпечують резервний спосіб перекачування. Зворотний клапан 40 у баці № 4 є некерованим, перекачування через нього в бак № 3 відбувається в будь-який час, коли рівень палива в баці № 4 є вищим. Самопливний клапан 49 у баці № 1 керується лівою підсистемою активного палива. Клапан відкривається SDC після відмови перекачувального насоса 50 або при падінні тиску активного палива.

Паливо із консольних баків перекачується в бак № 4 двома струминними насосами 10, 43, установленими по одному в кожному баці. При зниженні рівня палива в баці № 4 SDC відкриває обидва електромагнітних крани консольних баків 8, 45, які спрямовують активне паливо до струминних насосів і перекачують паливо з консольних баків у бак № 4.

У разі падіння тиску активного палива з одного боку (відмова одного двигуна) відкривається кран перехресного живлення активного палива 37 так, що одна підсистема активного палива може приводити в дію струминні насоси в баках обох консолей. При падінні тиску в обох підсистемах активного палива паливо із консольних баків перетікає в бак № 4 самопливом. Для перетікання всього палива з консольних баків може бути потрібним утворення крену або усталеного ковзання.

Паливо з підвісних баків перекачується шляхом витіснення повітрям, що відбирається від компресора кожного двигуна через редуктор; це повітря подається до всіх установлених ППБ за сигналом необтиснутого амортизатора шасі (weight off wheels — WoffW). Наддування ППБ припиняється для дозаправлення в польоті (перемикач «Probe» («Приймач палива») у положенні «Extend» («Випущено»)) і під час посадки з аерофінішером (обидві рукоятки «Hook» («Гак») і «Ldg Gear» («Шасі») — у нижньому положенні).

Під час перекачування із ППБ паливо спрямовується по лінії заправлення/перекачування літака. Клапани заправлення/перекачування 23 у кожному баці відкриваються тільки за командою SDC і при наявності вільного місця. На режимі «Максимал» і нижче SDC дозволяє перекачування із ППБ тільки в бак № 1 і консольні баки. На форсажних режимах SDC дозволяє перекачування із ППБ у будь-які внутрішні баки, які можуть прийняти паливо.

Льотчик може керувати перекачуванням із ППБ з допомогою трьох перемикачів: «LM/RM», «LI/RI» і «CTR» (лівий і правий середні, лівий і правий внутрішні та центральний бак відповідно). Кожен перемикач може бути встановлений у такі положення: «Norm» («Нормально»), що дозволяє нормальне перекачування й заправлення; «Stop» («Стоп»), що запобігає перекачуванню та заправленню; «Oride» («Примусово»), під час якого вмикається наддування й перекачування палива із ППБ, перевизначаючи будь-які команди SDC. При ввімкненому наддуванні ППБ і сухому сигналізаторі нижнього рівня в будь-якому витратному баці перекачування із ППБ вмикається автоматично незалежно від положення цих перемикачів.

**Підсистема рециркуляції палива (керування температурою).** У підсистемі рециркуляції гарячого палива використовується паливо від насоса підкачування/активного палива 15 для охолодження FADEC, системи рідинного охолодження (CPO), AMAD і гідравлічного масла. Потік палива на виході з насоса підкачування/активного палива на кожній AMAD розділяється на чотири гілки.

Перша гілка забезпечує роботу насосів і клапанів з приведенням у дію від активного палива, її вже раніше описано. По другий гілці охолодне

паливо спрямовується до FADEC 19 і виходить у струминний насос 20 лінії повернення рециркуляційного палива.

По третій гілці паливо спрямовується через паливорідинний теплообмінник CPO 36 і комбінований паливомасильний теплообмінник AMAD і гідравлічного масла 34 для охолодження цих рідин. Перепускний клапан гарячого палива 30 у третій гілці спрямовує паливо або від двигуна в лінію повернення рециркуляційного палива, або в двигун, де воно змішується з паливом, що надходить від насоса підкачування/активного палива, і згоряє.

Рециркуляційне паливо спочатку проходить через перепускний клапан повітряно-паливного теплообмінника 31, який спрямовує його через повітряно-паливний теплообмінник 32 або навколо нього. Потім паливо протікає через перепускний клапан рециркуляції 46 або 13, розміщений у баці № 3, який спрямовує паливо в консольний або витратний бак.

Четверта гілка прямує до крана перехресного живлення охолодного палива 39, який відкривається після відмови однієї підсистеми активного палива, забезпечуючи охолодження обох FADEC та агрегатів обох двигунів однією підсистемою активного палива.

Якщо система визначає, що потребується більш інтенсивне охолодження (зазвичай у зв'язку із теплою погодою або низьким рівнем палива), то відкривається терморегулювальний клапан двигуна 29, спрямовуючи паливо, що підкачується, у лінію повернення рециркуляційного палива. Таким чином, утворюється більший потік охолодного палива через FADEC і теплообмінники агрегатів, унаслідок чого температура в системі знижується.

**Підсистема аварійного зливання** дає змогу злити за борт усе паливо, виключаючи витратні баки. Кран аварійного зливання 24, що керується перемикачем «Dumr» («Аварійне зливання»), встановлено в лінії перекачування фюзеляжних баків. При відкритому крані аварійного зливання перекачувальні насоси баків № 1 і 4 (на режимі високої швидкості) перекачують паливо до патрубків аварійного зливання 17, розміщених на задній кромці кожного кіля. Паливо з консольних баків зливається перекачуванням у бак № 4, з ППБ — перекачуванням у баки № 1 і 4.

**Підсистема дренажу та наддування.** Підсистема наддування внутрішніх паливних баків подає повітря від компресора кожного двигуна під заданим тиском до всіх внутрішніх паливних баків для запобігання випаровуванню палива на великих висотах. Тиск наддування подається до всіх внутрішніх баків за сигналом WoffW. Наддування припиняється перед дозаправленням у польоті та посадкою з аерофінішером.

Підсистема дренажу забезпечує захист внутрішніх баків від перенаддування й перезавантаження паливом. Повітря від компресорів двигунів надходить по лініях дренажу у фюзеляжні дренажні баки. Лінії дренажу з'єднують усі внутрішні баки й прямують через фюзеляжні та кільові дренажні баки до повітрязбірників, розміщених збоку на кілях. У нормальній ситуації лінії дренажу містять тільки повітря під тиском. Однак у разі пере-

повнення внутрішнього бака через відмову клапана заправлення паливо надходить по лініях дренажу у фюзеляжні дренажні баки. Два струминних насоси 27 відкачування палива з дренажних баків повертають це паливо із фюзеляжних дренажних баків у витратні.

Крім того, підсистема дренажу забезпечує скидання тиску із внутрішніх паливних баків під час набору висоти й подання повітря під час зниження у разі відмови підсистеми наддування.

### 10.3.6. Паливна система літака Tornado

Tornado являє собою багатоцільовий двомісний надзвуковий винищувач-бомбардувальник-верхньоплан, розроблений консорціумом PANAIA, до якого входять фірми BAC (Великобританія), MBV (Німеччина) та Aeritalia (Італія). Радіус дії літака становить до 1300 км, максимальне бойове навантаження — 9000 кг, стеля — 15240 м [345]. Літак оснащено двома ТРДДФ Turbo-Union RB.199-34R Mk.103, які розміщено у хвостовій частині фюзеляжу. Кожен двигун розвиває тягу 68 кН на режимі повного форсажу. Первинний варіант літака здійснив перший політ 1975 року.

**Підсистема зберігання.** Паливо на літаку розміщено (рис. 10.55) у двох фюзеляжних групах баків 3, 6 і двох консольних баках-кесонах 4, 7. Під літаком може бути встановлено до п'яти дозвукових ППБ: два підкрилових баки 5, 8 на внутрішніх крилових пілонах і три підфюзеляжних 1, 2, 9 на центральному й бічних підфюзеляжних пілонах.

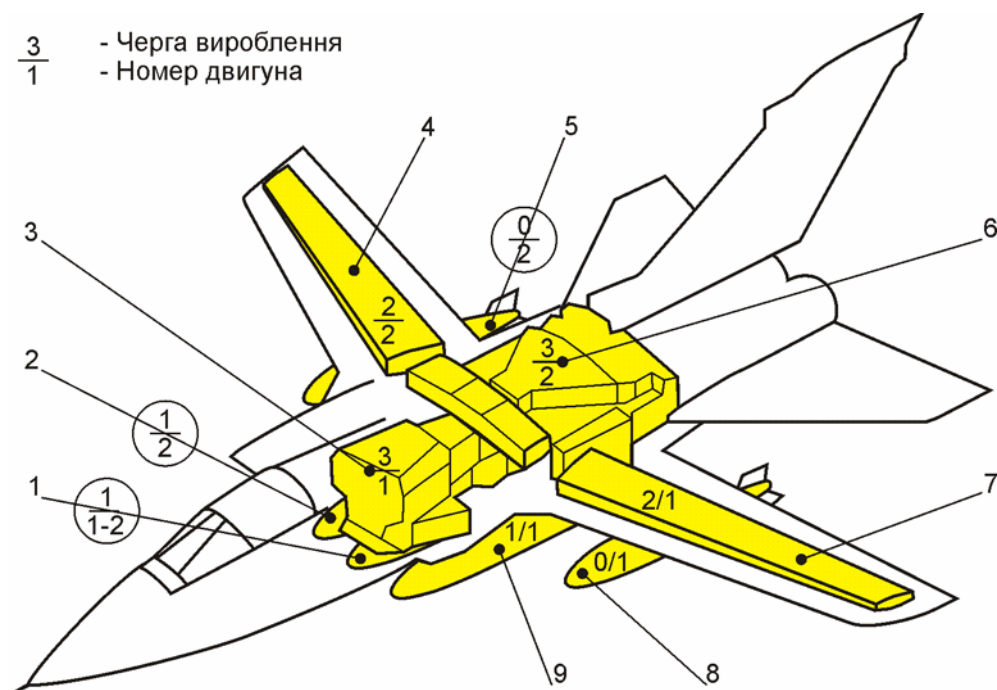


Рис. 10.55. Схема розміщення паливних баків літака Tornado:

1 — центральний ППБ; 2 — правий підфюзеляжний ППБ; 3 — передня фюзеляжна група баків; 4 — правий консольний бак; 5 — правий підкриловий ППБ; 6 — задня фюзеляжна група баків; 7 — лівий консольний бак; 8 — лівий підкриловий ППБ; 9 — лівий підфюзеляжний ППБ

Передня фюзеляжна група баків 3 складається з шести м'яких баків і бака в центроплані; від неї в нормальній ситуації живиться лівий двигун. Задня фюзеляжна група баків 6 містить десять баків; від неї живляться правий двигун і ДСУ. Два баки передньої групи — частково протектовані. У кожній групі баки з'єднані лініями дренажу й перетікання; зворотні клапани дають змогу паливу перетікати самопливом тільки в напрямку витратних відсіків у кожній групі баків.

**Підсистема заправлення та зливання.** Заправлення зазвичай виконується через заправний штуцер 9 (рис. 10.56) у правій нижній частині фюзеляжу.

Під час централізованого заправлення клапани заправлення/перекачування окремих баків 6, 13, 19, 31 відкриваються перемикачами на панелі наземного обслуговування й закриваються автоматично сигналізаторами верхнього рівня, коли баки є повними. Закриття кришки панелі наземного обслуговування гарантує, що всі перемикачі повернуті в «польотний» стан. Зливання палива через штуцер централізованого заправлення може виконуватися підкачувальними й перекачувальними насосами або всмоктуванням.

Літак може також бути заправлений (або паливо може бути відкачане) зверху через окремі заливні горловини 48, установлені на фюзеляжних баках.

До заправлення в польоті може виконуватися з допомогою випускного приймача палива 10 від заправника за схемою «шланг-конус». Заправлення в польоті може здійснюватися для всіх баків або тільки для внутрішніх груп баків. При нормальній ситуації заправна штанга випускається й прибирається гідравлічно від правої допоміжної гідравлічної системи. У разі відмови електричної або гідравлічної системи штанга може бути випущена від аварійного кола, що живиться від лівої допоміжної гідравлічної системи. Однак у цьому випадку штанга не може бути прибрана в польоті. Штанга утримується в прибраному положенні механічним замком, а у випущеному — гідравлічним.

При випусканні штанги перекачувальні боки 7, 14 комбінованих клапанів заправлення/перекачування обох фюзеляжних груп баків закриваються, кран наддування/дренажу 5 установлюється в положення дренажу, і кран скидання наддування 3 відкривається. Установлення перемикача «Tank» («Баки») у положення «Int» («Внутр») або «All» («Усі») живить заправні боки 6, 13 комбінованих клапанів фюзеляжних груп баків і клапани заправлення/перекачування консольних баків 19. Заправні боки 6, 13 комбінованих клапанів відкриваються тиском палива при встановленні контакту.

Після заповнення баків за сигналами від сигналізатора верхнього рівня блоків вимірювання рівня палива знімається напруга із умонтованих електромагнітних клапанів, і клапани, що керуються командним паливом, закриваються.

Під час прибирання штанги закривається кран скидання наддування 3, і кран наддування/дренажу 5 перемикається на наддування ППБ. Коли кількість палива в кожній фюзеляжній групі баків зменшиться на 50 кг, перекачувальні боки 7, 14 відповідних клапанів заправлення/перекачування відкриються тиском палива, що перекачується.

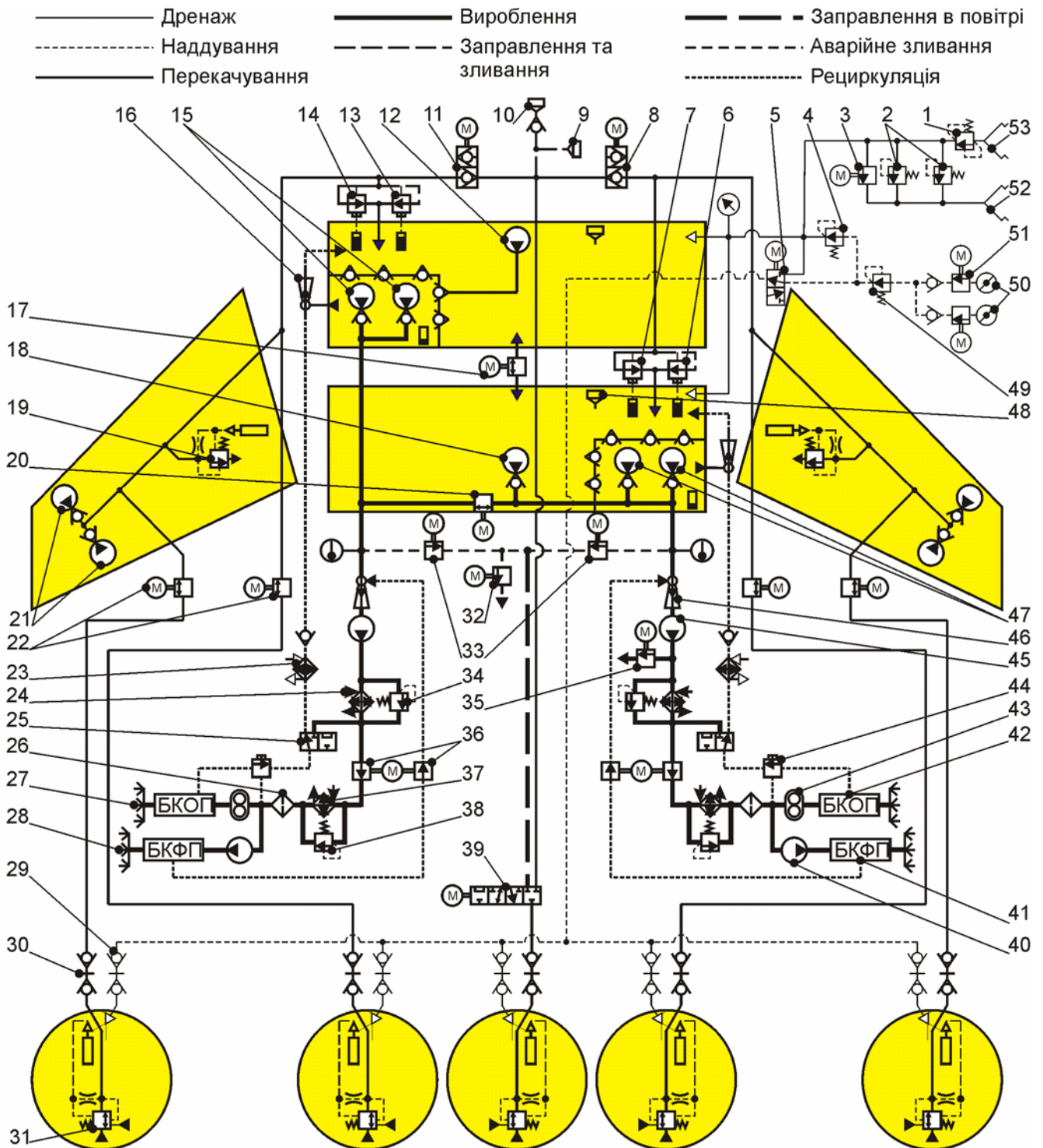


Рис. 10.56. Схема паливної системи літака Tornado

На схемі позначено: 1 — вакуумний клапан; 2 — запобіжні клапани; 3 — кран скидання наддування; 4 — редуктор наддування фюзеляжних баків; 5 — кран наддування/дренажу; 6, 13 — заправні боки комбінованих

клапанів заправлення/перекачування; 7, 14 — перекачувальні боки комбінованих клапанів заправлення/перекачування; 8, 11 — крани перемикання; 9 — штуцер централізованого заправлення; 10 — приймач палива; 12 — передній перекачувальний насос; 15, 47 — ПНЛ; 16 — струминний насос перемішування палива; 17 — кран об'єднання баків; 18 — ПНЛ постійного струму; 19 — клапан перекачування/заправлення консольного бака; 20 — кран перехресного живлення; 21 — крилові перекачувальні насоси; 22 — крани перекачування ППБ; 23 — ППТ; 24 — комбінований ПМТ; 25 — кран рециркуляції; 26 — фільтр; 27 — паливні форсунки камери згоряння; 28 — паливні форсунки форсажної камери; 29 — повітряне самозапірне з'єднання; 30 — паливне самозапірне з'єднання; 31 — клапан заправлення/перекачування; 32 — головний кран аварійного зливання; 33 — лівий і правий крани аварійного зливання; 34, 38 — перепускні клапани; 35 — протипожежний кран ДСУ; 36 — комбінований протипожежний кран і кран рециркуляційного палива; 37 — ПМТ двигуна; 39 — кран заправлення/перекачування ППБ/заправного контейнера; 40 — насос форсажного палива; 41 — БКФП; 42 — БКОП; 43 — ОНД; 44 — температурний клапан; 45 — ПНД; 46 — струминний насос перемішування; 48 — заливна горловина; 49 — редуктор ППБ; 50 — забірники повітря від компресорів двигунів; 51 — повітряний перекривний кран; 52 — вихід дренажу в атмосферу; 53 — повітрязабірник з атмосфери.

**Підсистема дозаправлення в польоті (заправник).** Літак може бути обладнаний автономним заправним контейнером «Buddy-buddy» («Один-одному»), що установлюється на центральному пілоні. Контейнер містить 880 кг палива і здатний передавати паливо заправляваному літаку із витратою 5...12 кг/с залежно від конфігурації та рівня палива в баках заправляваного літака. Паливо з паливної системи літака-заправника може перекачуватися через кран заправлення/перекачування 39 і заправний контейнер до літака-одержувача. Для цього використовуються ПНЛ 15, 47, що перекачують паливо з витратних відсіків через крани аварійного зливання 33 у паливний бак заправного контейнера.

Заправний контейнер зазвичай заправляється під тиском через паливну систему заправника, але може бути заправлений зверху через заливну горловину, розташовану зверху контейнера.

Повітряна турбіна в носовій частині контейнера приводить в обертання гідравлічний насос, який забезпечує гідравлічною енергією паливний насос і мотор шлангової лебідки.

Паливо може також бути перекачане із заправного контейнера назад у паливну систему заправника через кран заправлення/перекачування 39 і два клапани перекачування 7, 14 шляхом наддування контейнера тим самим способом, що й у звичайному ППБ.

**Підсистема подання** — незалежна. У витратному відсіку кожної групи баків установлено два ПНЛ 15 або 47, кожен з яких обладнано двома входами й умонтованим зворотним клапаном. Насоси 15 у передньому фю-



зеляжному баці подають паливо до ПНД лівого двигуна; насоси 47 у задній фюзеляжній групі баків подають паливо до ПНД 45 правого двигуна. Якщо необхідно, ці дві магістралі подання можуть бути з'єднані краном перехресного живлення 20. Паливо подається до ДСУ із підсистеми подання правого двигуна по відгалуженню за ПНД 45 через протипожежний кран ДСУ 35.

У випадку зриву горіння у двох двигунах або подвійної відмови генераторів аварійна енергетична система (що живиться від одноразової електричної батареї протягом 7 хв) забезпечує живлення для паливного насоса постійного струму 18, встановленого в задній фюзеляжній групі баків.

За насосом 45 паливо проходить комбінований ПМТ 24, протипожежний кран 36, ПМТ двигуна 37, фільтр 26 і надходить до ОНД 43 і насоса форсажного палива 40. ОНД 43 подає паливо до блока керування основним паливом (БКОП) 42, який керує поданням палива у форсунки основної камери згоряння 27. Насос форсажного палива 40 подає паливо до блока керування форсажним паливом (БКФП) 41, який керує поданням палива у форсунки форсажної камери 28.

**Підсистема перекачування.** Нормальний порядок перекачування палива є таким: підкрилові ППБ; підфюзеляжні ППБ; консольні баки; фюзеляжні баки. У нормальній ситуації цей порядок підтримується автоматично термісторними сигналізаторами рівня в окремих баках, які керують положенням кранів перекачування ППБ 22 і крана наддування/дренажу 5.

При зменшенні загального запасу палива до 2050 кг умикаються крилові перекачувальні насоси 21, розміщені на кінцях консолей, і паливо із консольних баків починає перекачуватися у фюзеляжні групи баків цими насосами. Паливо з лівого консольного бака перекачується в передню фюзеляжну групу баків, а паливо з правої консолі — у задню фюзеляжну групу баків.

При зменшенні кількості палива в передній групі баків (приблизно до 660 кг) умикається перекачувальний насос 12 у передньому відсіку передньої групи баків і починає перекачувати паливо в передній витратний відсік для запобігання перебоєм у поданні палива передніми ПНЛ 15 під час пікування й різкого гальмування.

Коли запас палива становить приблизно 300 кг у кожній групі баків, то засвічується сигналізатор аварійного залишку й відкривається кран перехресного живлення (якщо перемикач перехресного живлення на панелі керування паливною системою встановлений у положення «Auto» («Авто»)).

Крани перекачування ППБ 22 і крилові перекачувальні насоси 21 можуть керуватися безпосередньо відповідним установленням перемикача «Sequence» («Порядок») в обхід сигналізатора рівня у вибраному баці. У разі встановлення перемикача в положення «U/Fus» («Підфюзеляжні») або «U/Wg» («Підкрилові») відкриваються відповідні крани перекачування ППБ 22.

Паливо надходить у фюзеляжні групи баків через блок клапанів заправлення/перекачування 6, 7 або 13, 14, керований тиском палива. По-

ршень кожного клапана відкривається командним паливом, надходження якого керується сигналізатором верхнього рівня у відповідній групі баків. Коли баки цієї групи є повними, надходження командного палива блокується вмонтованим електромагнітним клапаном, який відключається сигналізатором.

Перемикачем «Alter» («Альтер») можна вибрати альтернативний маршрут перекачування палива через заправні клапани 6, 13 блоків клапанів управління/перекачування. У разі встановлення перемикача в положення «Alt» («Альт») закриваються перекачувальні клапани 7, 14 обох блоків клапанів (знеструмленням умонтованих електромагнітних клапанів) і вибираються заправні клапани 6, 13 обох блоків.

Паливо з підвісних і консольних баків з обох боків може бути перекачане в одну групу фюзеляжних баків із використанням перемикача «Emerg Trans» («Аварійне перекачування»). Цей перемикач установлює реверсивний електромоторний зворотний клапан 8 або 11 у протилежне положення і також закриває клапан перекачування 7 або 14 блока клапанів управління/перекачування для протилежної групи фюзеляжних баків.

Дві групи баків є незалежними одна від одної, але витратні відсіки фюзеляжних груп баків можуть бути з'єднані краном об'єднання баків 17.

**Підсистема рециркуляції палива (охолодження палива).** Паливо використовується як охолодна рідина для насосів форсажного палива, гідравлічного масла й мастила коробок приводів. Насоси форсажного палива 40 охолоджуються форсажним командним паливом, яке потім повертається назад до струминних насосів перемішування 46 у лініях подання палива до двигунів перед ПНД 45. Два паливомастильних теплообмінники встановлено в кожній лінії подання палива до двигуна: один ПМТ 24 призначено для охолодження гідравлічного масла й мастила з коробки приводів, а інший ПМТ 37 — для охолодження мастила двигуна.

Надлишок палива за кожним ОНД 43 зазвичай повертається на вхід у насос через температурний клапан 44. Коли температура на виході з насоса піднімається до 135 °С, клапан починає відкриватися й надлишок палива спрямовується назад до струминного насоса перемішування палива 16 у відповідній групі баків через повітряно-паливний теплообмінник (ППТ) 23, установлений у кожній лінії рециркуляції палива.

Внутрішній контур охолодження з краном рециркуляції 25 входить у кожну підсистему рециркуляції для забезпечення роботи ДСУ та/або коробки приводів у разі непрацюючого відповідного двигуна.

**Підсистема аварійного зливання.** Паливо може бути злите за борт із фюзеляжних груп баків з допомогою ПНЛ 15, 47 через вихідний патрубок у задній верхній частині кіля. Із підвісних і консольних баків паливо має бути спочатку перекачане у фюзеляжні баки. Аварійне зливання керується незалежно трьома перекривними кранами: одним для кожної групи баків 33 і головним краном аварійного зливання 32.

Кожен кран 33 закривається автоматично під час зменшення кількості палива у відповідній групі до 300 кг або в разі падіння тиску в лінії подання палива у відповідний двигун до 13 кПа. Крім того, усі підвісні баки можуть бути скинуті.

**Підсистема дренажу та наддування.** Повітря для перекачування палива із ППБ відбирається від компресорів низького тиску через забірники 50 і спрямовується в баки через редуктор 49 під заданим тиском 105 кПа. Після завершення перекачування палива із ППБ подання повітря для наддування припиняється і ППБ з'єднуються з підсистемою наддування фюзеляжних баків з допомогою крана наддування/дренажу 5.

Фюзеляжні баки наддуваються повітрям від компресора низького тиску через додатковий редуктор 4 до мінімального тиску 14 кПа й додатково швидкісним напором від повітрязабірника 53 у передній кромці кіля через вакуумний клапан 1. Максимальний тиск у фюзеляжних баках обмежується значенням 38 кПа. Надлишок тиску скидається в атмосферу через вихід 52 у задній кромці кіля через два запобіжних клапани 2. Під час дозаправлення в польоті тиск повітря скидається через кран скидання наддування 3.

### **10.3.7. Паливна система літака F-117A**

F-117A «Nighthawk» являє собою одномісний дозвуковий тактичний ударний літак-низькоплан, розроблений компанією Lockheed (зараз — Lockheed Martin). Радіус дії літака становить до 917 км, максимальне бойове навантаження — 2268 кг, стеля — 13716 м [249]. Літак оснащено двома безфорсажними ТРДД General Electric F404-GE-F1D2, розміщеними у фюзеляжі. Кожен двигун розвиває статичну тягу 40,2 кН. Літак здійснив перший політ 1981 року.

**Підсистема зберігання.** Паливо на літаку розміщено у фюзеляжі зверху та за відсіком корисного навантаження, а також в обох консолях між переднім і заднім лонжеронами (рис. 10.57). Передні фюзеляжні баки 1, 8, задні фюзеляжні баки 4, 5 і консольні баки 2, 7 є черговими баками. Центральні фюзеляжні баки 3, 6 є витратними. Баки об'єднано в дві групи. Права група містить баки 1, 2, 3, 4, а ліва — баки 5, 6, 7, 8. Дренажний відсік 9 розміщено у передній частині фюзеляжу за кабіною льотчика. Усі паливні баки є баками-кесонами.

**Підсистема заправлення та зливання.** Усі баки заправляються до заданого рівня через клапани заправлення 22, 38, 40, 50 (рис. 10.58) із поплавцевими клапанами з використанням штуцера централізованого заправлення 43, розміщеного в правій ніші основної опори шасі або приймача палива 52.

Приймач палива 52 та його сліп установлено в сухому відсіку у верхній частині фюзеляжу в зоні передніх баків уздовж осі літака. Приймач палива обладнано гідравлічним приводом та електричним керуванням. Для доступу до сліпа та стандартного розніму він повертається. Льотчик може вибрати дозаправлення всіх баків або тільки баків у фюзеляжі.

$\frac{3}{1}$  - Черга вироблення  
 $\frac{1}{1}$  - Номер двигуна

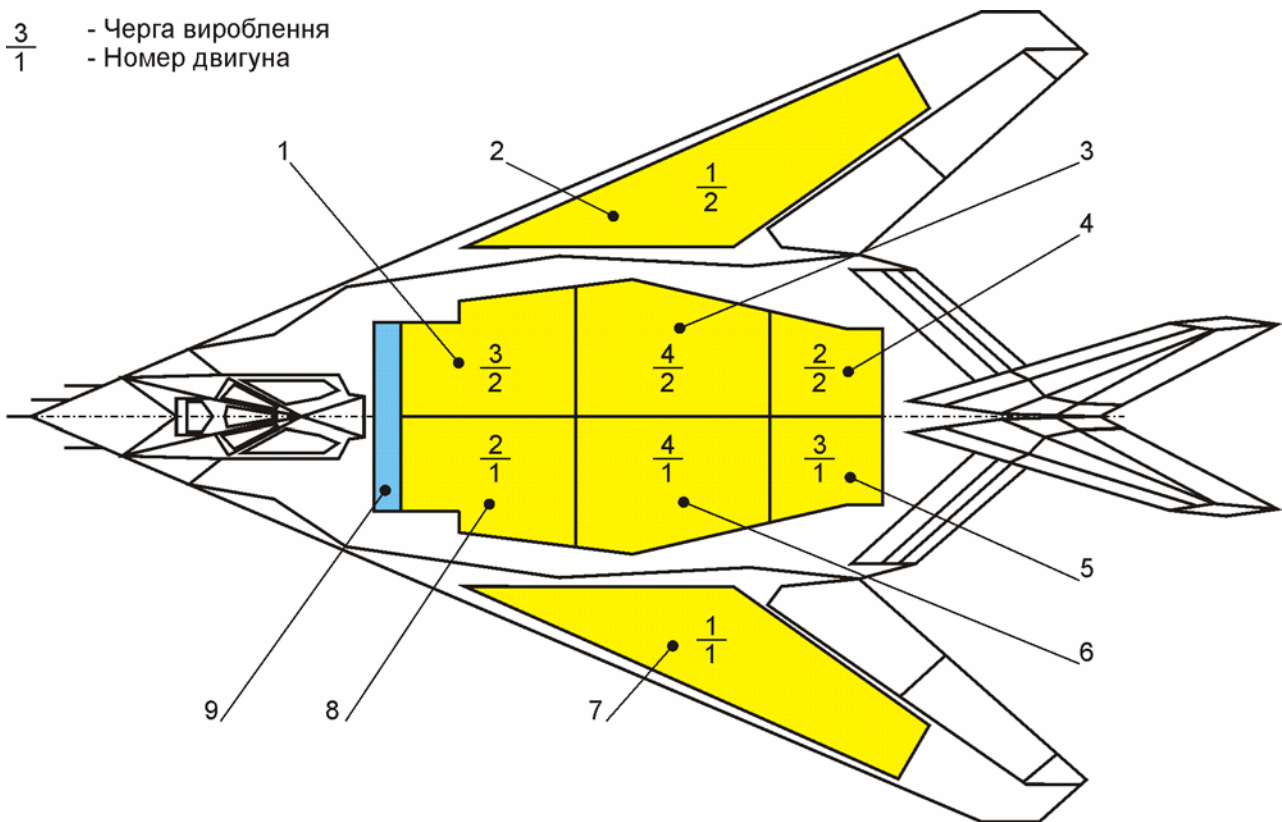


Рис. 10.57. Схема розміщення паливних баків літака F-117A:  
1, 8 — передні чергові баки; 2, 7 — консольні баки; 3, 6 — витратні баки;  
4, 5 — задні чергові баки; 9 — дренажний відсік

У випадку відмови електричної та/або гідравлічної системи Т-подібна ручка «Emerg Air Refuel» («Аварійне дозаправлення в польоті»), пофарбована жовто-чорними смужками, забезпечує ручне розблокування приймача палива та його відкриття під дією пружини. Приймач не може бути закритий, якщо його було відкрито ручкою аварійного відкриття, до відновлення подання гідравлічної енергії та електричного керування.

Паливо може бути злите з літака на землі з допомогою ПНЛ 14, 15 через кран перехресного живлення 45, кран зливання 46 і той самий штуцер централізованого заправлення 43.

**Підсистема подання.** У нормальній ситуації паливо з лівого витратного бака подається в лівий двигун, а паливо з правого витратного бака — у правий. У кожному витратному баці є два ПНЛ змінного струму, установлені в різних відсіках бака. Задній ПНЛ 15 розміщено у витратному відсіку; він подає паливо під більшим тиском, ніж передній ПНЛ 14, і живить двигун паливом у звичайній ситуації. Задній ПНЛ 15 також подає паливо при від'ємних перевантаженнях та/або під час перевернутого польоту. Передній ПНЛ 14 подає паливо у випадку відмови заднього ПНЛ, однак його здатність подавати паливо при від'ємних перевантаженнях є обмеженою. Кожен ПНЛ забезпечує необхідну витрату палива для двох двигунів. У випадку відмови ПНЛ паливо буде надходити до двигунів самопливом.

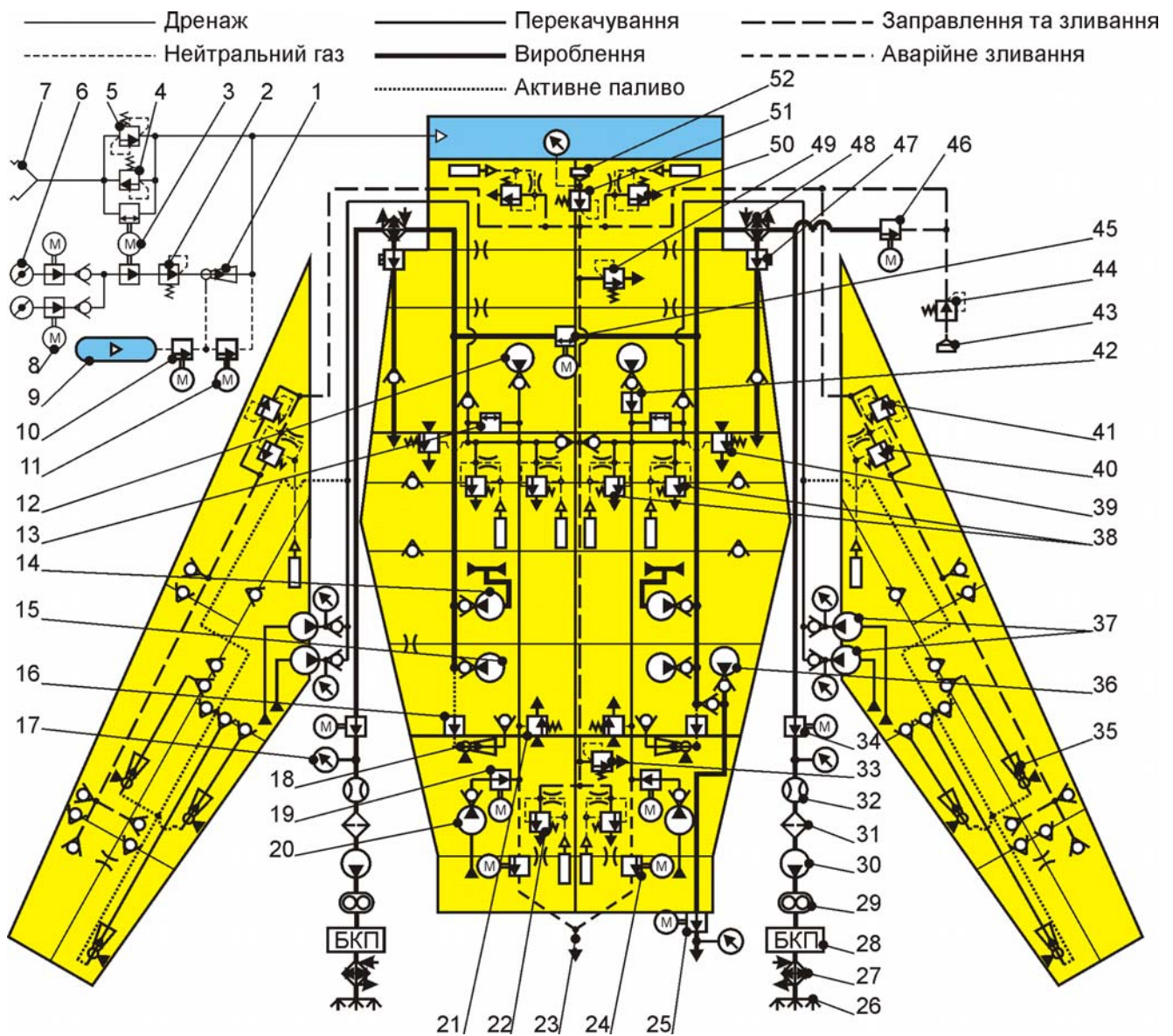


Рис. 10.58. Схема паливної системи літака F-117A

На схемі позначено: 1 — трубка Вентурі; 2 — редуктор; 3 — кран дренажу/наддування; 4 — запобіжний клапан; 5 — вакуумний клапан; 6 — забірник повітря від компресора; 7 — забірник повітря із атмосфери; 8 — повітряний перекривний кран; 9 — балон НГ; 10 — перший перекривний кран; 11 — другий перекривний кран; 12 — передній перекачувальний насос; 13 — кран перекачування/зливання із фюзеляжу/крила; 14 — передній ПНЛ; 15 — задній ПНЛ; 16 — запірний кран активного палива; 17 — сигналізатор тиску; 18 — задній перекачувальний струминний насос; 19 — кран керування перекачуванням; 20 — задній перекачувальний насос; 21, 39 — зворотні клапани об'єднання баків; 22, 40, 50 — клапани заправлення; 23 — патрубок аварійного зливання; 24 — кран аварійного зливання; 25 — протипожежний кран ДСУ; 26 — паливні форсунки; 27 — ПМТ; 28 — БКП; 29 — ОНД; 30 — ПНД; 31 — фільтр; 32 — витратомір; 33, 49 — клапани зливання з лінії заправлення; 34 — протипожежний кран двигуна; 35 — консольний перекачувальний струминний насос; 36 — ПНЛ ДСУ; 37 —

консольні перекачувальні насоси; 38 — клапани заправлення/перекачування; 41 — клапан зливання із трубопроводу заправлення; 42 — клапан керування перекачуванням; 43 — штуцер заправлення/зливання на землі; 44, 51 — обмежувачі тиску заправлення; 45 — кран перехресного живлення; 46 — кран зливання; 47 — клапан перепуску палива; 48 — ПМТ AMAD; 52 — приймач палива.

Кран перехресного живлення 45, що з'єднує магістралі живлення лівого й правого двигунів, дає змогу подавати паливо в будь-який із двигунів або в обидва двигуни з будь-якого бака або обох витратних баків. У польоті під час зменшення запасу палива в одному з витратних баків до 226 кг кран перехресного живлення відкривається автоматично. Якщо через витік з одного боку паливної системи засвічується червоний світлосигналізатор «L/R Fuel Low» («Л/П аварійний залишок») або засвічується світлосигналізатор «L/R Fuel Press Low» («Л/П низький тиск палива»), указуючи на відмову обох ПНЛ в одному витратному баці, то перемикач «X-feed Vlv» («Кран перехресного живлення») може бути повернутий у положення «Clsd» («Закрито») для ізоляції відповідного боку.

Трипозиційний перемикач «Feed Source» («Джерело подання»), який призначено для усунення дисбалансу палива, заблокований захисним ковпачком в положенні «Norm» («Нормально») та утримується електромагнітами в положенні «L» («Л») або «R» («П»). Після встановлення в положення «R» («П») відкривається кран перехресного живлення, вимикається лівий задній (з більшим тиском) ПНЛ 15, і паливо надходить до обох двигунів із правого витратного бака. При встановленні перемикача в положення «L» («Л») відбувається зворотне. Якщо перемикач залишається у відхиленому положенні доти, доки рівень палива у вибраному витратному баці знижується до аварійного залишку, то кран перехресного живлення залишається відкритим, а перемикач «Feed Source» автоматично повертається в положення «Norm», і раніше вимкнений ПНЛ умикається й починає подавати паливо у відповідний правий або лівий двигун.

За ПНЛ паливо охолоджує мастило із AMAD у ПМТ 48. Частина палива може повертатися назад у витратний бак через перепускний клапан 47. Далі паливо проходить протипожежний кран 34, сигналізатор тиску 17, витратомір 32, фільтр 31 і надходить у ПНД 30, який забезпечує потрібний тиск на вході в ОНД 29. Далі паливо проходить БКП 28, ПМТ двигуна 27 і надходить у форсунки камери згоряння 26.

Паливо подається до ДСУ насосом 36 постійного струму із правого витратного бака. Протипожежний кран 25, установлений у лінії живлення ДСУ, керується перемикачем «APU Fuel» («Паливо ДСУ») або лампою-кнопкою «APU Fuel Cutoff» («Протипожежний кран ДСУ»). У разі відмови ПНЛ ДСУ паливо буде подаватися до ДСУ із магістралі живлення правого двигуна.

**Підсистема перекачування.** Паливо з лівої групи баків перекачується в лівий витратний бак, паливо з правої групи баків — у правий. Для

підтримання положення ЦМ літака паливо виробляється в такому порядку: обидва консольні баки — до витрачення; лівий передній і правий задній чергові баки — до витрачення правого заднього бака; лівий і правий передні чергові баки — до витрачення лівого переднього чергового бака; правий передній і лівий задній чергові баки — до витрачення обох баків; обидва витратні баки.

Електромоторні перекачувальні насоси 12, 20 або 37 змінного струму перекачують паливо із кожного чергового бака у відповідний витратний бак автоматично. Паливо відкачується з відсіків крила струминними насосами 35, у яких використовується активне паливо, що відбирається на виході з консольних перекачувальних насосів 37. Витрату насосів підібрано таким чином, щоб відсік консолі, з якого паливо забирається насосами 37, підтримувався повним. Кожен перекачувальний насос спрямовує у свій витратний бак витрату палива, більшу, ніж потрібна для двигуна, через ті ж самі гідромеханічні клапани 38, які застосовуються для заправлення. У кожному консольному баці є резервний перекачувальний насос 37, який умикається автоматично в разі відмови основного насоса 37. Під час дозаправлення в польоті консольні перекачувальні насоси вимикаються.

Струминні насоси 18 у задніх чергових баках і зворотні клапани об'єднання баків 21, 39 у передніх і задніх чергових баках передбачено як резервні засоби перекачування палива у витратні баки у випадку відмови електропривідних перекачувальних насосів 12, 20.

**Підсистема аварійного зливання** дає змогу злити паливо з усіх чергових баків. Паливо з витратних баків не зливається. Підсистема аварійного зливання з допомогою перекачувальних насосів 12, 20, 37 і лінії перекачування спрямовує паливо через два крани аварійного зливання 24 до патрубку аварійного зливання 23, установленого у хвості фюзеляжу.

При залишку палива приблизно 2177 кг відбувається автоматичне вимкнення аварійного зливання. Аварійне зливання заблоковане на землі через сигналізатор обтиснення опор шасі.

**Підсистеми дренажу, наддування та нейтрального газу.** У підсистемі наддування використовується повітря від забірників повітря 6 обох двигунів для подання нейтрального газу (фреону) через дренажний відсік у надпаливний простір баків.

На землі баки сполучаються з атмосферою через повітрозабірник дренажу 7, а при спрацюванні сигналізатора обтиснення опор шасі після зльоту кран дренажу/наддування 3 відкриває подання повітря, що відбирається від двигунів, через редуктор 2 і перекриває дренаж для запобігання викиду стиснутого повітря за борт.

Підсистема нейтрального газу не працює доти, доки льотчик не ввімкне її вручну або вона не ввімкнеться автоматично після витрати палива. При відкритті перекривного крана 10 нейтральний газ подається в дренажний відсік стиснутим повітрям через ежектор 1. Другий кран 11 відкривається на обмежений час для забезпечення швидкого заповнення баків до-

статньою кількістю нерозведеного нейтрального газу для отримання нейтральної суміші в надпаливному просторі порожніх або частково заповнених баків. Після початкового заповнення перший кран підтримує задане співвідношення повітря/нейтральний газ, і ця суміш спрямовується в баки по лініях дренажу (не показані). Підсистема нейтрального газу забезпечує захист протягом до 90 хв. Значні зміни висоти польоту, що спричиняють відкриття дренажних клапанів, можуть скоротити цей час до 25...30 хв. Перед дозаправленням в польоті льотчик перемикає кран дренажу/наддування 3 для відкриття дренажу й припинення наддування.

Підсистему дренажу паливних баків оснащено запобіжним клапаном 4 для скидання повітря з баків під час набору висоти та вакуумним клапаном 5 для подання повітря під час зниження у разі відсутності наддування. Крім того, підсистема дренажу здатна приймати паливо в разі відмови клапана заправлення й буде спрямовувати цей потік за борт, запобігаючи зростанню надмірного тиску в паливних баках.

### **10.3.8. Паливна система літака В-1В**

В-1В «Lancer» являє собою чотиримісний надзвуковий стратегічний ударний літак-низькоплан, розроблений корпорацією Rockwell International. Радіус дії літака становить до 8195 км, максимальне бойове навантаження — 34000 кг, стеля — 18300 м [143, 144]. Літак оснащено чотирма ТРДДФ General Electric F-101-GE-102, установленими попарно у двох гондолах під крилом за його шарнірами. Кожен двигун розвиває тягу 137 кН на повному форсажі. Літак здійснив перший політ 1984 року.

**Підсистема зберігання.** Паливо розміщено у восьми внутрішніх баках (рис. 10.59). Внутрішні баки-кесони містять чотири баки у фюзеляжі (передній 1, передній проміжний 10, задній проміжний 5 і задній 4), лівий 7 і правий 3 консольні баки, а також лівий 9 і правий 2 головні баки в головній балці крила.

Також є можливість установлення переднього 11, проміжного 8 і заднього 6 додаткових баків у всіх трьох відсіках корисного навантаження і до шести скидних підвісних баків на пілонах під фюзеляжем.

Кожен головний бак є витратним для двох двигунів. Усі інші баки є черговими та спільними для всіх двигунів. Передній і задній фюзеляжні баки також використовуються як балансувальні баки.

**Підсистема заправлення та зливання на землі** — суміщена з підсистемами подання та перекачування. Два штуцери централізованого заправлення 35 (рис. 10.60) установлено знизу на правій мотогодолі. Штуцери приєднано до ліній живлення двигунів. Під час заправлення паливо надходить уверх по лініях подання через кран заправлення/зливання 28 у лінію балансувального перекачування 12. Із лінії балансувального перекачування 12 паливо безпосередньо прямує до всіх чергових фюзеляжних баків (через клапани 4, 13, 33, 58) і через перекирваний кран балансувального бака 14 надходить у консольні баки (через клапа-



ни 23), головні баки (через клапани 16), передній і проміжний додаткові баки, а також у передній і проміжній підвісні баки (через клапани 1). Задній додатковий бак і задні підвісні баки можуть бути заправлені через задній проміжний фюзеляжний бак перекачувальними насосами 40.

$\frac{3}{1}$  - Черга вироблення  
 $\frac{1}{1}$  - Номер двигуна

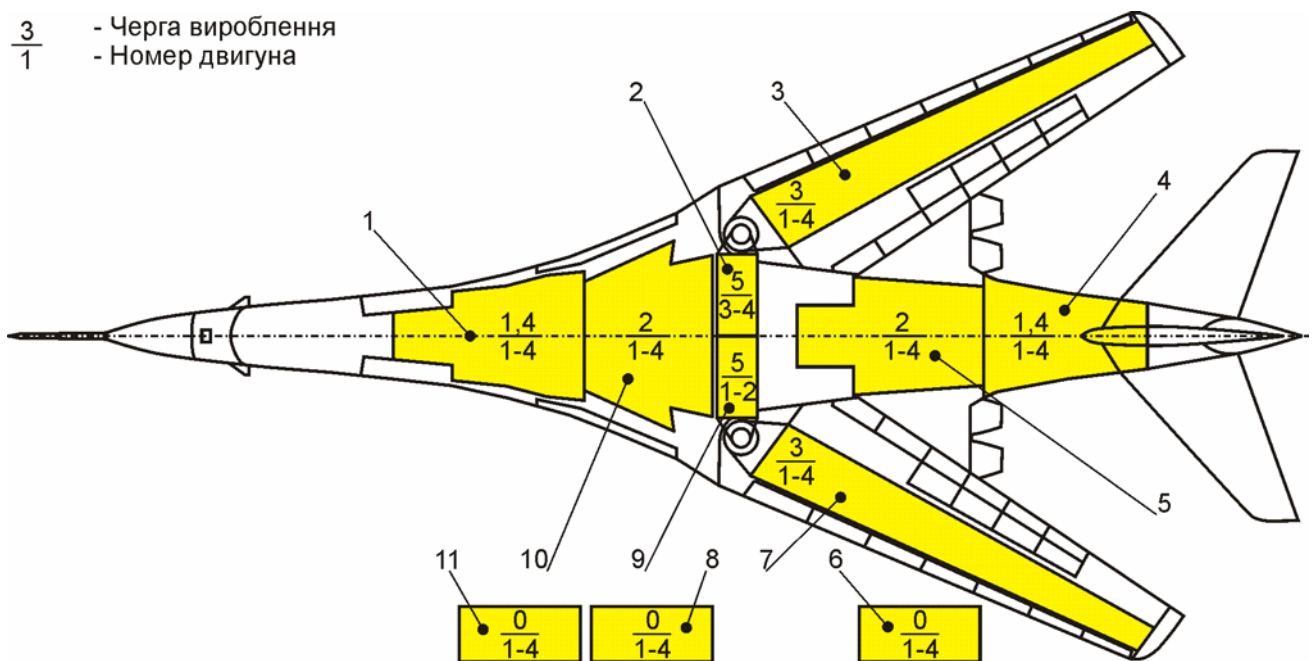


Рис. 10.59. Схема розміщення паливних баків літака B-1B:

- 1 — передній бак; 2 — правий головний бак; 3 — правий консольний бак;  
 4 — задній бак; 5 — задній проміжний бак; 6 — задній додатковий бак; 7 — лівий консольний бак;  
 8 — проміжний додатковий бак; 9 — лівий головний бак;  
 10 — передній проміжний бак; 11 — передній додатковий бак

Зливання виконується через штуцери 35 з використанням ПНЛ 63 і перекачувальних насосів 2, 3, 11, 15, 20, 40, 56.

**Підсистема дозаправлення в польоті та зворотного заправлення.** Підсистему дозаправлення в польоті призначено для отримання палива від літака-заправника, обладнаного «летючою штангою». UARRSI із приймачем палива 7 установлено як раз перед лобовим склом. Лінія заправлення від UARRSI з'єднується з лінією балансувального перекачування 12 через зворотний клапан заправлення. Далі паливо надходить у кожен бак, як і під час заправлення на землі. Клапани заправлення/перекачування в кожному баці припиняють заправлення в кожен бак у момент досягнення заданого рівня.

Після закінчення дозаправлення в польоті відкачування палива з лінії заправлення в передній бак виконується струминним насосом 8, що живиться активним паливом від перекачувальних насосів 3 переднього бака. Для заповнення лінії заправлення повітрям (або нейтральним газом) із підсистеми нейтрального газу та дренажу призначено вакуумний зворотний клапан 6.

Існує також можливість зворотного заправлення літака в польоті, що забезпечується електромоторним краном зворотного заправлення 5, установленим паралельно до зворотного клапана заправлення. Для зворотного заправ-

лення екіпаж має вручну перекрити всі клапани заправлення/перекачування, за виключенням головних баків, і керувати перекачувальними насосами.

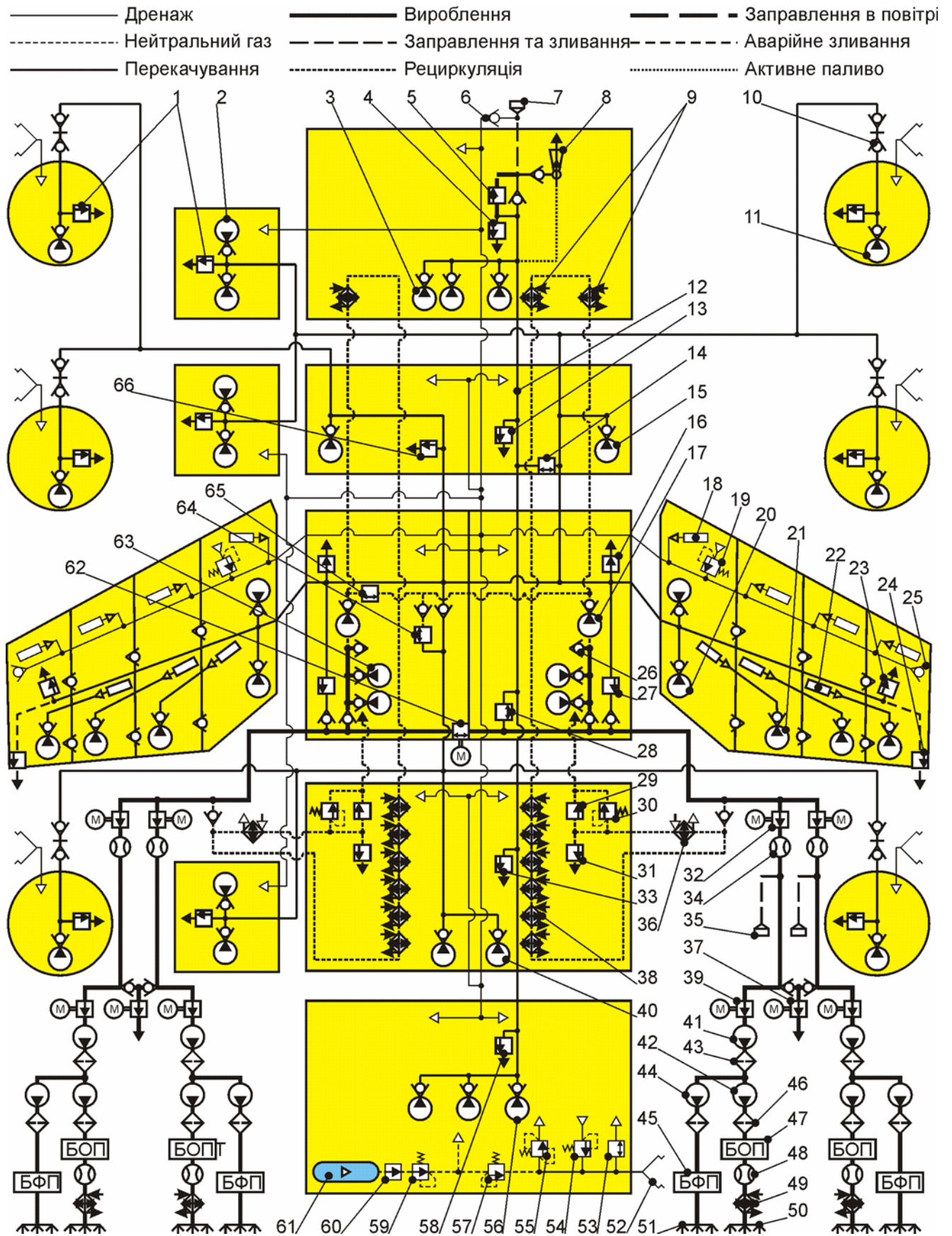


Рис. 10.60. Схема паливної системи літака B-1B

На схемі позначено: 1, 4, 13, 23, 33, 58, 66 — нормально закриті подвійні клапани заправлення/перекачування; 2, 3, 11, 15, 20, 40, 56 — перекачувальні насоси; 5 — кран зворотного заправлення; 6 — вакуумний зворотний клапан; 7 — приймач палива; 8 — струминний насос; 9, 38 — теплообмінники літакових систем; 10 — паливне самозапірне з'єднання; 12 — лінія балансувального перекачування; 14 — перекривний кран балансувального бака; 16 — нормально відкриті подвійні клапани заправлення/перекачування; 17 — насос паливного охолоджувального контуру; 18 — поплавцевий дренажний клапан; 19 — запобіжний клапан; 21 — відкачувальний насос; 22 — клапан внутрішньобакового перекачування; 24 — кран аварійного зливання; 25 — дренажний зворотний клапан; 26 — самопливний клапан; 27 — клапан аварійного подання; 28 — кран заправлення/зливання; 29 — головний кран повернення з охолоджувального контуру; 30 — перепускний клапан охолодного палива; 31 — наземний кран повернення з охолоджувального контуру; 32 — перекривний кран головного бака; 34 — витратомір; 35 — штуцер централізованого заправлення; 36 — повітряно-паливний теплообмінник; 37 — протипожежний кран ДСУ; 39 — протипожежний кран двигуна № 3; 41 — ПНД; 42 — ОНД; 43 — фільтр низького тиску; 44 — насос форсажного палива; 45 — БФП; 46 — фільтр високого тиску; 47 — БОП; 48 — витратомір основної камери згоряння; 49 — ПМТ; 50 — форсунки основної камери згоряння; 51 — форсунки форсажної камери; 52 — повітрязабірник дренажу; 53 — основний кран дренажу; 54 — запобіжний клапан; 55 — вакуумний клапан; 57 — запобіжний клапан нейтрального газу; 59 — редуктор; 60 — головний кран нейтрального газу; 61 — газифікатор з рідким азотом; 62 — кран перехресного живлення; 63 — ПНЛ; 64 — перекривний кран охолодження на землі; 65 — кран перехресного живлення охолодного палива.

**Підсистема подання.** На літаку застосовано централізовано-автономну схему подання палива. У нормальній ситуації два ПНЛ 63 та один насос паливного охолоджувального контуру 17 у кожному із двох головних баків подають паливо до одного незалежного паливного охолоджувального контуру, до однієї ДСУ і до двох двигунів. ПНЛ лівого головного бака у звичайній ситуації подають паливо до двигунів № 1 і 2, а ПНЛ правого головного бака — до двигунів № 3 і 4. Усі насоси являють собою електропривідні відцентрові насоси трифазного змінного струму, які встановлено в монтажних пристроях. ПНЛ 63 розміщено на постаменті на 203 мм вище дна головних баків для забезпечення подання палива при від'ємних перевантаженнях протягом 10 с на всіх режимах роботи двигунів і висот, поки головні баки залишаються повними.

При вимкнених ПНЛ 63 паливо подається до двигунів через самопливні клапани 26. Після відкриття крана перехресного живлення 62 ліва й права лінії подання палива можуть бути з'єднані для подання палива до всіх чотирьох двигунів та обох ДСУ з одного головного бака. Перекачувальні насоси в консольних і фюзеляжних баках у нормальній ситуації пере-

качують паливо в головні баки через нормально відкриті клапани заправлення/перекачування 16 або подають паливо до основної лінії вироблення палива через клапани аварійного подання 27. Таким чином, тут застосовується конвертована схема об'єднання баків.

У лінії подання палива до кожного двигуна передбачено перекиривний кран головного бака 32 змінного струму й протипожежний кран 39 постійного струму. Ці крани закриваються тільки в разі натиснення відповідної кнопки під час пожежі на двигуні.

Паливо під тиском ПНЛ підходить до ПНД 41, який прокачує паливо через фільтр низького тиску 43 і піднімає тиск на вході ОНД 42 і насоса форсажного палива 44 до потрібного рівня в усьому діапазоні роботи двигуна. ОНД 42 подає паливо до фільтра високого тиску 46, а потім — до блока основного палива (БОП) 47, який дозує паливо через витратомір 48, паливомастильний теплообмінник 49 до форсунок основної камери згоряння 50. Насос форсажного палива 44 відцентрового типу піднімає тиск і спрямовує паливо через фільтр до блока форсажного палива (БФП) 45. У БФП паливо розділяється на три потоки (периферійного, центрального й вентиляторного колекторів), завдяки чому досягається рівномірне розподілення по форсунках форсажної камери з допомогою підтискних клапанів у кожному блоці форсунок. Паливо за ПНД циркулює через кілька електронних блоків для їх охолодження, а потім повертається на вхід ПНД.

**Паливні охолоджувальні контури (підсистема рециркуляції).** Паливні охолоджувальні контури забезпечують тепловідведення від інших систем літака. Тепло від цих систем відводиться паливом охолоджувальних контурів, яке потім витрачається у двигунах або охолоджується й повертається в головні баки залежно від умов роботи. Є два охолоджувальних контури, які можуть бути об'єднані краном перехресного живлення охолодного палива 65. При працюючих двигунах насоси паливних охолоджувальних контурів 17 прокачують паливо через теплообмінники холодноносія 9 (у передньому баці), а потім спрямовують його в задній проміжний бак, де розміщено теплообмінники 38 для мастила інтегрованих приводів генераторів, мастила коробок приводів агрегатів і гідравлічної рідини.

За теплообмінником гідравлічної рідини контур розділяється; одне коліно спрямовує паливо в лінії живлення двигунів, а інше — повертає його в головні баки через повітряно-паливний теплообмінник 36, перепускний клапан 30 і головний кран повернення з охолоджувального контуру 29. Повітряно-паливний теплообмінник 36 використовується для охолодження палива, що повертається в головні баки. Повітря для теплообмінника надходить під дією швидкісного напору через повітрозабірник. Повітрозабірник відкривається при приладовій швидкості менше 686 км/год і закривається при більш високих швидкостях.

У польоті, коли потрібна витрата палива одного будь-якого двигуна становить менше 816 кг/год, головні крани повернення з охолоджувальних контурів 29 автоматично відкриваються і паливо подається до двигунів із го-

ловних баків. Потік охолоджувального контуру повертається в головні баки. При більших витратах головні крани повернення закриваються і паливо подається до двигунів із охолоджувального контуру. Коли потреби двох двигунів є меншими, ніж прокачування через охолоджувальний контур, надлишки витрати повертаються до головного бака через перепускний клапан охолодженого палива 30. Коли потреби двигуна є більшими, ніж прокачування через охолоджувальний контур, додаткове паливо подається безпосередньо від ПНЛ 63 головних баків. Наземний кран повернення з охолоджувального контуру 31, якщо його відкрито, спрямовує паливо, що повертається із охолоджувального контуру, у задній проміжний бак. Кран перехресного живлення охолодженого палива 65 під час перемикання в положення «Open» («Відкр») дає змогу об'єднати ці два контури. У разі перемикання в положення «Norm» («Норм») цей кран є відкритим на землі та закритим у польоті. У польоті кран відкривається автоматично під час падіння тиску будь-якого насоса паливного охолоджувального контуру 17 нижче заданої величини.

**Підсистема перекачування.** Підсистема керування паливом і центром мас (Fuel/Center-of-Gravity Management Subsystem — FCGMS) автоматично керує підсистемою перекачування з метою перекачування палива в головні баки й підтримання положення ЦМ літака в заданих межах. Передбачено також ручне керування з допомогою перемикачів на панелі керування паливом.

Передній і задній баки з'єднані між собою окремою лінією балансувального перекачування 12. Цю лінію відділено від решти паливної системи перекиривним краном 14. У міру вироблення палива з інших баків або під час роботи систем, таких як системи повороту крила, переміщення закрилків і передкрилків, випускання шасі тощо, паливо буде перекачуватися між цими двома баками для компенсації зміщення ЦМ. Коли двигуни літака запускаються при повному запасі палива, вони будуть живитися паливом з переднього й заднього баків до залишку 15876 кг у цих баках. При такій кількості палива FCGMS перемкнеться на інші баки, а передній і задній баки будуть відділені для керування ЦМ. Паливо з цих двох баків не буде вироблятися доти, доки не буде вироблено паливо з усіх інших баків, крім головних.

Нормально відкриті подвійні клапани заправлення/перекачування 16 керують перекачуванням у головні баки. Перекачувальні насоси подають паливо до головних баків (через клапани 16) або в лінії живлення двигунів (через клапани 27). Нормально закриті подвійні клапани заправлення/перекачування 1, 4, 13, 23, 33, 58, 66 керують заправленням і перекачуванням до всіх баків, крім головних.

У кожному баці є перекачувальні насоси для переміщення палива в головні баки (для вироблення) або в інші баки (для керування ЦМ). Перекачувальні насоси вмикаються FCGMS, яка вибирає пару баків одночасно (передній проміжний із заднім проміжним баком, потім лівий і правий консольні баки, потім передній і задній баки і, нарешті, лівий і правий головні баки) для підтримання положення ЦМ.

Кожен додатковий бак обладнано двома перекачувальними насосами 2 і клапаном заправлення/перекачування 1. Кожен підвісний бак містить свій власний перекачувальний насос 11 і клапан заправлення/перекачування 1. У кожному консольному баці є три відкачувальних насоси 21, що перекачують паливо у внутрішній відсік консолі через клапани внутрішньобакового перекачування 22.

**Підсистем керування паливом та ЦМ (FCGMS)** є комплексною системою, яка виконує такі функції:

- вимірювання кількості палива;
- керування порядком вироблення палива (Fuel Usage Scheduling Control — FUSC);
- керування ЦМ (CG Control and Management — CGMS);
- індикація кількості палива, польотної маси, положення ЦМ, цільового положення ЦМ і граничних положень ЦМ.

FCGMS вимірює рівень палива в кожному баці з допомогою електронічних датчиків і перетворює сигнали цих датчиків на масу палива. Маса залишку палива в кожному баці відображається на індикаторах кількості палива та використовується для обчислення маси та ЦМ, а також для керування паливом. Двоканальна підсистема вимірювання палива має два набори вимірювальних елементів у кожному баці.

Порядок вироблення палива забезпечується комп'ютером FCGMS, який виконує розрахунок ЦМ, використовуючи введені дані щодо початкової маси й положення ЦМ літака, інформацію про положення літака, крила, закрилків, передкрилків і шасі, а також про поточне корисне навантаження й залишок палива. Для керування ЦМ FCGMS обчислює дійсне положення ЦМ літака, його цільове положення й керує насосами та клапанами перекачування в передньому й задньому баках для підтримання ЦМ літака в цільовому діапазоні в умовах експлуатації на землі та в польоті.

Функція FUSC FCGMS керує використанням й заповненням усіх баків, крім головних. Головні баки підтримуються повними доти, доки виробляються всі інші баки. З допомогою перемикача послідовності вироблення екіпаж може вибрати нормальний порядок вироблення баків або первинне вироблення палива з консольних баків для зменшення втрат палива від випаровування під час надзвукового польоту.

Під час заправлення на землі або в польоті FUSC вимикає всі перекачувальні насоси, відкриває всі клапани заправлення/перекачування й перекиривний кран балансувального бака 14 і по черзі відкриває й закриває клапани заправлення/перекачування в передньому й задньому баках для підтримання положення ЦМ.

CGMS підсумовує маси й моменти з використанням даних від інших систем для обчислення повної маси літака, ЦМ літака, переднього й заднього граничних положень ЦМ, цільового положення ЦМ, а також керувальних сигналів у FUSC для перекачування палива між переднім і заднім баками.

CGMS може працювати в трьох режимах, що задаються перемикачем «CG Mode» («Режим ЦМ»): «Set GC» («Заданий ЦМ»), «Normal» («Нормальний») і «Optimum Cruise» («Оптимальний»). Унаслідок установаження перемикача режимів у положення «Set CG» почне діяти ручка «Set Mode» («Встановити режим»), після чого будь-яке цільове положення ЦМ від 0 до 80 % САХ можна встановити вручну (реально використовуються від 10 до 60 % САХ). Це положення ЦМ потім підтримується FUSC автоматично. У режимі «Normal» FCGMS фіксує ЦМ і керує ЦМ літака автоматично в заданих межах його змінювання. У режимі «Optimum Cruise» використовуються залежності оптимальних характеристик літака, що зберігаються на борту, і визначається найвигідніше положення ЦМ для умов польоту літака.

**Підсистема аварійного зливання.** Можливість аварійного зливання забезпечується підсистемою перекачування палива, кранами аварійного зливання 24 і вихідними патрубками на задній кромці закінцівки кожної консолі крила. У нормальній ситуації аварійне зливання палива виконується встановленням закритого захисним ковпачком перемикача «Fuel Dump» («Аварійне зливання») у положення «Dump» («Зливання»). У разі нормальної роботи FCGMS паливо зливається з баків відповідно до одного з двох нормальних автоматичних порядків вироблення палива. Положення ЦМ літака також керується автоматично з допомогою перекачування палива між переднім і заднім баками.

Якщо вибрано ручне керування аварійним зливанням для отримання заданої витрати палива під час зливання, то екіпаж має вручну вмикати перекачувальні насоси в баках, з яких необхідно злити паливо. Аварійне зливання палива з додаткових баків автоматично не керується. Паливо з головних баків не може бути злите. Підвісні паливні баки можуть бути скинуті.

**Підсистеми дренажу, наддування та нейтрального газу.** Дренаж кожного паливного бака виконується через трубопровід, який закінчується в задньому баці. Задній бак сполучається з атмосферою через основний кран дренажу 53, який керується підсистемою нейтрального газу. Кожен дренажний патрубок консольних баків оснащено поплавцевим клапаном 18 для запобігання потраплянню палива в криловий дренажний трубопровід. У крилових дренажних трубопроводах є запобіжні клапани 19 для унеможливлення перевищення надмірного тиску в консольних баках під час заправлення у випадку відмови клапана заправлення/перекачування 23. Зворотний клапан 25 у кінцевому відсіку консолі забезпечує дренаж консольного бака під час зниження літака.

Лінії дренажу також розподіляють газоподібний азот з підсистеми нейтрального газу та наддування. Призначенням цієї системи є забезпечення тиску в паливних баках номінально на 10,5 кПа вище забортного. Основними елементами цієї підсистеми є газифікатор з рідким азотом (LN<sub>2</sub>) 61, головний кран нейтрального газу 60, редуктор 59, запобіжний клапан 54 і вакуумний клапан 55. Рідкий азот використовується для надду-

вання й утворення нейтрального середовища в паливних баках. Під час набору висоти запобіжний клапан 54 відкривається для забезпечення дренажу за борт. У міру використання палива відкривається головний кран нейтрального газу 60, і азот надходить через редуктор 59 до лінії дренажу. Якщо рідкий азот витрачено або його витрата є недостатньою для наддування, то вакуумний клапан 55 відкриє основний дренаж для сполучення бака з атмосферою.

## **10.4. Паливні системи легких літаків**

### **10.4.1. Паливна система літака Як-54**

Як-54 являє собою легкий двомісний акробатичний літак середньоплан, розроблений ВАТ «ОКБ ім. А. С. Яковлева» і призначений для підготовки льотчиків-спортсменів, навчання вищого пілотажу та участі в змаганнях із літакового спорту. Стеля літака становить 4000 м [106]. Літак оснащено одним зірчастим дев'ятициліндровим чотиритактним поршневым двигуном (ПД) повітряного охолодження М-14П потужністю 265 кВт конструкції О. Г. Івченка. Літак здійснив перший політ 1993 року.

**Підсистема зберігання та дренажу.** Паливо на літаку розміщено у двох баках-кесонах 1, 11 (рис. 10.61), розміщених по одному в носку кожної консолі крила та в невеликому витратному баці 5 під підлогою кабіни пілотів. Лівий бак-кесон 1 є основним, правий 11 — додатковим, він використовується тільки в перегінному варіанті. Витратний бак (див. рис. 3.26) призначено для забезпечення безперебійного живлення двигуна паливом під час різних еволюцій літака, у тому числі при від'ємних перевантаженнях. Запас палива в ньому забезпечує безперервну роботу двигуна на номінальному режимі в перевернутому польоті протягом 2,5 хв.

Дренажна система (див. рис. 10.61) відкритого типу забезпечує сполучення надпаливного простору всіх трьох баків з атмосферою через петлю 24 у вертикальній площині та спільний забірник дренажу 4, розміщений на нижній поверхні літака по його осі.

**Підсистема заправлення та зливання** забезпечує тільки відкрите заправлення паливних баків через дві заливні горловини 12, розміщені на верхній поверхні баків-кесонів.

Зливання палива із системи здійснюється через зливний кран 6 на витратному баці, зливні пробки 15 повітровіддільного бачка й паливного фільтра.

**Підсистема подання.** Для забезпечення живлення двигуна паливом під час різних еволюцій літака забірник палива 7 у витратному баці обладнано різьбовим штуцером і наконечником, з'єднаними гнучким гофрованим гумовим шлангом. Масивний наконечник з латуні постійно знаходиться у тій же частині бака, де й паливо, і забезпечує забір палива практично до повного вироблення.



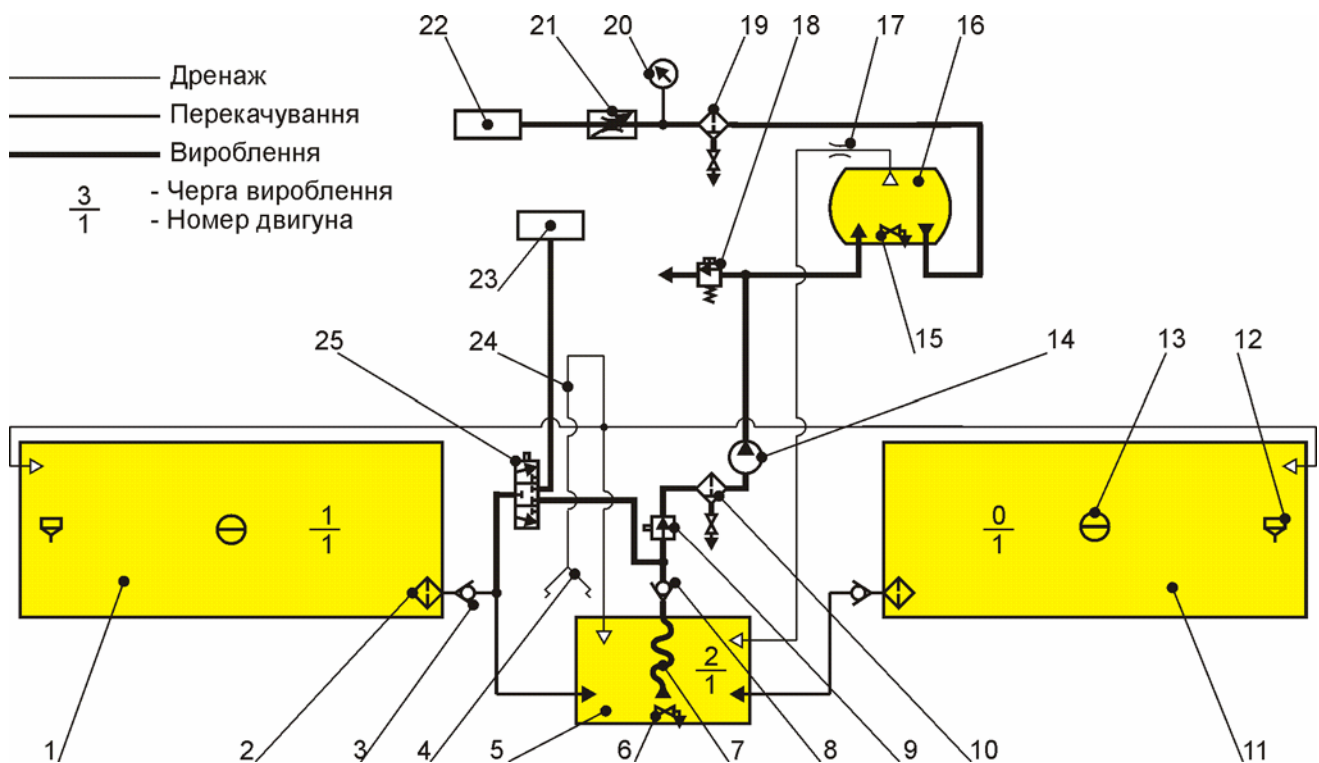


Рис. 10.61. Схема паливної системи літака Як-54:

- 1 — лівий консольний бак; 2 — фільтр бака; 3 — зворотний клапан перекачування; 4 — забірник дренажу; 5 — витратний бак; 6, 15 — зливні клапани; 7 — забірник палива; 8 — зворотний клапан подання; 9 — протипожежний кран; 10 — фільтр-відстійник; 11 — правий консольний бак; 12 — заливна горловина; 13 — механічний поплавцевий паливомір; 14 — насос двигуна; 16 — бачок-повітровіддільник; 17 — жиклер; 18 — кран розрідження мастила; 19 — фільтр тонкого очищення; 20 — датчик тиску; 21 — дросель; 22 — карбюратор; 23 — сумішозбірник двигуна; 24 — вертикальна петля дренажного трубопроводу; 25 — заливальний шприц

Паливо з витратного бака через зворотний клапан 8, протипожежний кран 9 і фільтр-відстійник 10 усмоктується насосом двигуна 14, який спрямовує паливо під тиском 20...50 кПа через бачок-повітровіддільник 16, фільтр тонкого очищення 19 і дросель 21 до карбюратора 22.

Бачок-повітровіддільник 16 призначено для відділення повітря від палива шляхом перепуску його частини через магістраль повернення через жиклер 17, а також для згладжування пульсацій тиску палива, що створюються насосом двигуна 14.

Одночасно паливо надходить до крана розрідження мастила 18 і датчика тиску палива 20. Розрідження мастила бензином у зимовий період експлуатації виконується при працюючому двигуні з допомогою електромагнітного крана 18, натискний перемикач якого розміщено на приладовій дошці пілота. При відкритому крані 18 бензин надходить на вхід до маслососа.

Для подання палива до циліндрів двигуна, створення тиску в паливній системі й подання палива до карбюратора перед запуском двигуна, а також для подання палива до карбюратора в разі відмови насоса двигуна

використовується заливальний шприц 25, рукоятку якого розміщено на приладовій дошці. Бензин відбирається шприцом з трубопроводу за зворотним клапаном 3 і може подаватися залежно від положення ручки шприца в магістраль живлення двигуна за зворотним клапаном 8 або до сумішозбірника двигуна 23.

**Підсистема перекачування.** Паливо з баків-кесонів самопливом надходить у витратний бак через бакові фільтри 2 і зворотні клапани 3.

**Підсистема вимірювання** містить два механічних поплавцевих паливоміри (див. рис. 9.10), які встановлено по одному в кожному баці-кесоні. Показчики паливомірів розміщено на верхній обшивці кожної консолі крила.

#### **10.4.2. Паливна система літака Ан-2**

Ан-2 являє собою багатоцільовий літак-біплан, розроблений ОКБ Антонова (нині ДП «Антонов») і призначений для перевезення 12 пасажирів або 1500 кг вантажу на відстань до 2000 км на висоті до 4500 м [37]. Літак оснащено одним зірчастим дев'ятициліндровим чотиритактним ПД повітряного охолодження АШ-62ИР потужністю 735,5 кВт конструкції А. Д. Швецова. Первинний варіант літака здійснив перший політ 1947 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку розміщено в жорстких баках, розміщених по три в кожній консолі верхнього крила (рис. 10.62). Баки об'єднано в дві групи: ліву й праву. У кожній групі є кореневий 24, центральний 25 і консольний 26 баки. Баки виготовлено з алюмінієво-марганцевого сплаву АМцА зварюванням і клепанням.

Дренажний трубопровід усіх баків об'єднано у спільний трубопровід з петлями на кінцях і з'єднано з дренажною щоглою 23, на верхньому кінці якої є отвори — забірники дренажу 20. Паливо, що потрапило до дренажної щогли під час еволюцій літака, зливається за борт через зливний отвір 21. Зливання палива з трубопроводів дренажу на землі виконується з допомогою крана 22.

**Підсистема заправлення та зливання.** Літак може бути заправлений відкритим способом, а також з допомогою бортового насоса з будь-якої відкритої посудини. Відкрите заправлення виконується через дві заливні горловини 1, розміщені по одній у кожному консольному баці 26.

Для заправлення літака з будь-якої відкритої посудини з паливом використовуються гнучкий шланг із забірником 5 на кінці, електричний насос 6 і кран заправлення 7. Кран 7 має два положення: «Живлення» і «Заправлення». Керування краном 7 вручну здійснюється тільки на землі. У польоті кран має знаходитися в положенні «Живлення» і бути законтреним. Для заправлення з відкритої посудини кран перемикають у положення «Заправлення». Сигналізатори верхнього рівня 18 у консольних баках призначено для автоматичного вимкнення насоса заправлення 6.

Зливання палива на землі виконується через зливний кран 8 на фільтрі-відстійнику 9.

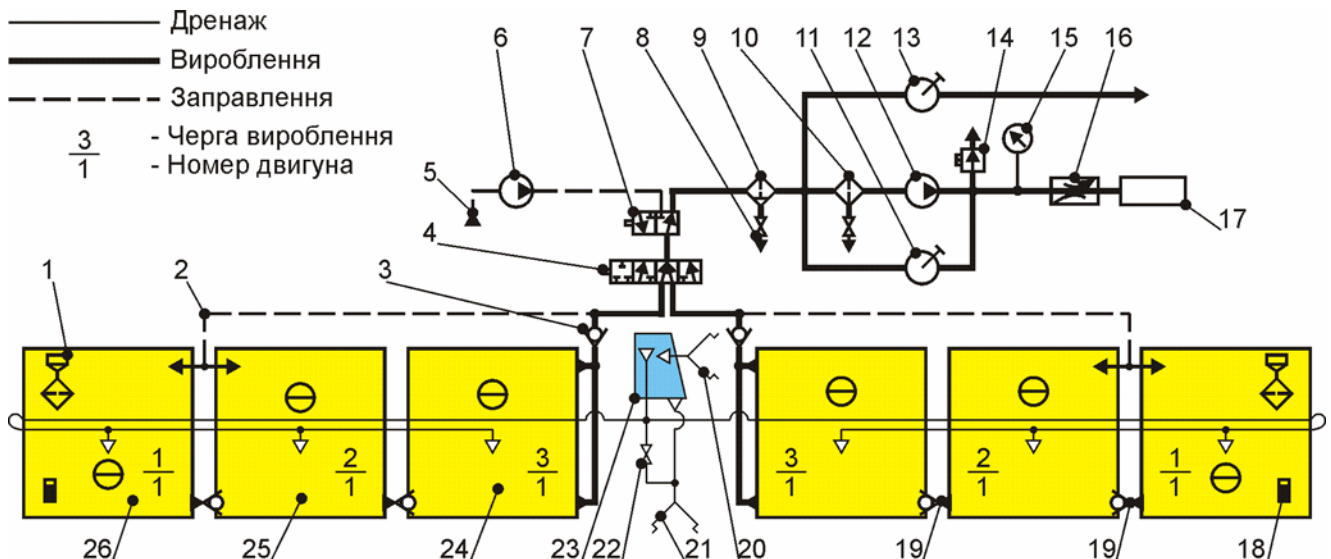


Рис. 10.62. Схема паливної системи літака Ан-2:

1 — заливна горловина з фільтром; 2 — лінія заправлення; 3 — зворотний клапан; 4 — чотириходовий кран; 5 — забірник палива; 6 — насос заправлення; 7 — кран заправлення; 8 — кран зливання; 9 — фільтр-відстійник; 10 — фільтр тонкого очищення; 11 — ручний насос; 12 — насос двигуна; 13 — заливальний насос; 14 — кран розрідження масла; 15 — датчик тиску палива; 16 — дросель; 17 — карбюратор; 18 — сигналізатор верхнього рівня; 19 — трубопроводи переливання зі зворотними клапанами; 20 — забірник дренажу; 21 — зливання палива з дренажного бака; 22 — кран зливання з дренажної підсистеми; 23 — дренажна цюгла; 24 — кореневий бак; 25 — центральний бак; 26 — консольний бак

**Підсистема подання.** У кожному кореновому баці 24 з боку фюзеляжу встановлено по два штуцери для приєднання трубопроводів живлення двигуна. Розміщення штуцерів у передній і задній частинах бака забезпечує повне вироблення й безперебійне подання палива до двигуна під час набору висоти й зниження літака.

Зворотні клапани 3 запобігають неконтрольованому перетіканню палива між двома групами баків, а також забезпечують рівномірне заправлення всіх баків від насоса 6.

Паливо від обох груп баків надходить самопливом до чотириходового крана 4, який призначено для перекривання живлення двигуна паливом, а також для перемикання між двома групами баків. Кран 4 керується вручну і має чотири положення: «Бензин вимкнено», «Ліві відкрито», «Баки відкрито», «Праві відкрито».

При вимкненому двигуні кран 4 має бути в положенні «Бензин вимкнено». Під час зльоту, посадки, а також під час виконання авіаційно-хімічних робіт кран має бути в положенні «Баки відкрито» (тобто підсистема подання працює за надмірною схемою). Під час польоту на крейсерській висоті кран по черзі перемикають на праву або ліву групу баків (тобто підсистема подання працює за паралельною схемою).

Фільтр-відстійник 9 призначено для очищення палива від механічних домішок і відстою води. Фільтрувальним елементом є металева сіт-

ка. Фільтр тонкого очищення 10 містить паперовий фільтрувальний елемент.

Насос двигуна 12 створює достатній тиск палива перед дроселем 16 і карбюратором 17, який вимірюється датчиком тиску 15. Для полегшення запуску двигуна в зимових умовах використовується кран розрідження масла 14.

Ручний насос 11 (альвеєр) призначено для створення тиску в паливній системі перед запуском двигуна, перевірки з'єднань на герметичність, а також для забезпечення нормальної роботи двигуна в польоті у випадку відмови насоса двигуна 12.

Заливальний насос 13 використовується для заливання циліндрів двигуна паливом перед запуском, а також для заливання насоса двигуна 12 через карбюратор у разі несправного ручного насоса 11.

**Підсистема перекачування.** Паливо з консольних баків 26 перетікає самопливом у центральні баки 25 по лініях переливання 19, оснащених зворотними клапанами, які перешкоджають зворотному перетіканню палива під час віражів і ковзання. Паливо з центральних баків 25 переливається в кореневі баки 24 аналогічно.

**Підсистема вимірювання** палива містить шість електроємнісних датчиків-паливомірів, по одному в кожному баці, сигналізатори верхнього рівня 18 у консольних баках і датчик тиску палива 15.

### **10.4.3. Паливна система літака DA-42**

DA-42 Twin Star являє собою легкий літак-низькоплан, розроблений компанією Diamond Aircraft Industries і призначений для приватного використання: перевезення 3 пасажирів на відстань до 1700 км на висоті до 5486 м [208]. Літак оснащено двома чотиритактними чотирициліндровими дизельними двигунами рідинного охолодження Thielert Aircraft Engines TAE125 потужністю 100 кВт кожен. Літак здійснив перший політ 2002 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку розміщено (рис. 10.63) у двох консольних баках 25 (які також називають основними баками). Крім того, два додаткових баки 16 можуть бути встановлені в гондолах обох двигунів.

Кожен основний бак складається з трьох алюмінієвих відсіків, з'єднаних гнучкими шлангами. Додаткові паливні баки встановлюються у хвостових частинах гондол двигуна над головними лонжеронами крила.

Підсистема дренажу — незалежна. У кожному основному баці є два дренажі. Один містить вакуумний клапан 26 із каліброваним отвором 20, а інший — запобіжний клапан 2, який відкривається при тиску 14 кПа і дає змогу паливу й повітрю виходити назовні при більшому надлишковому тиску. Запобіжний клапан 2 захищає основний бак від перевищення тиску, якщо бак був переповнений у випадку відмови підсистеми перекачування. Вакуумний клапан 26 пропускає повітря в бак, але запобігає витіканню палива назовні. Калібрований отвір 20 вирівнює тиск повітря під час набору

висоти. Забірники дренажу розміщено на нижній поверхні крила на відстані приблизно 2 м від його закінцівок.

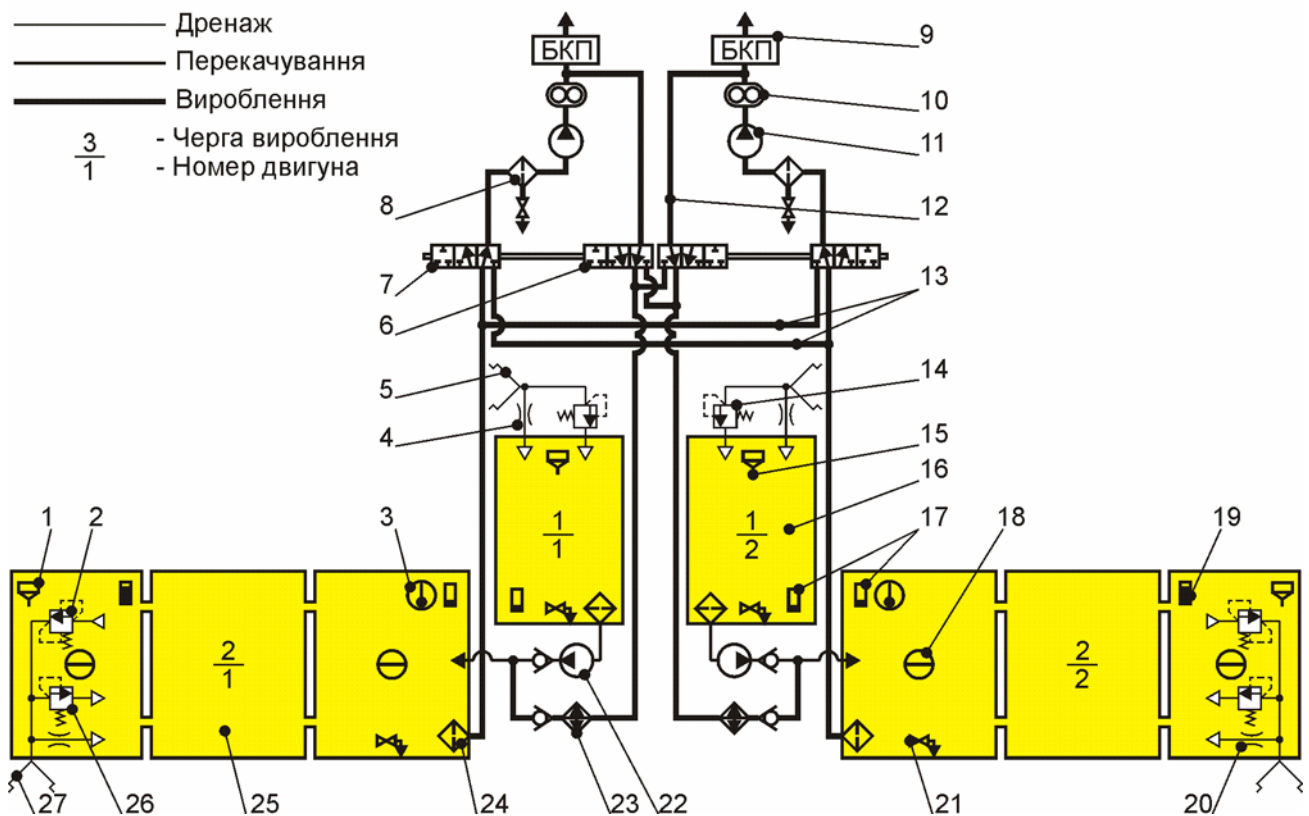


Рис. 10.63. Схема паливної системи літака DA-42:

1, 15 — заливні горловини; 2 — запобіжний клапан; 3 — датчик температури палива; 4, 20 — калібровані отвори; 5, 27 — забірники дренажу; 6, 7 — крани перемикання; 8 — фільтр; 9 — блок керування паливом; 10 — насос високого тиску; 11 — насос низького тиску; 12 — лінія повернення; 13 — лінії перехресного живлення; 14, 26 — вакуумні клапани; 16 — додатковий бак; 17 — сигналізатори нижнього рівня; 18 — датчик-паливомір; 19 — сигналізатор верхнього рівня; 21 — клапан зливання; 22 — перекачувальний насос; 23 — повітряно-паливний теплообмінник; 24 — фільтр бака; 25 — консольний бак

У лінії дренажу кожного додаткового паливного бака є вакуумний клапан 14 і калібрований отвір 4. Клапан 14 пропускає повітря в бак, але перешкоджає витіканню палива назовні. Калібрований отвір 4 вирівнює тиск повітря під час набору висоти.

**Підсистема заправлення та зливання.** Передбачено тільки відкрите заправлення. Основні баки заправляються через заливні горловини 1, розміщені в зовнішніх паливних відсіках. У кожному додатковому паливному баці є заливна горловина 15, установлена на верхній поверхні gondoli.

Для забезпечення зливання палива із баків кожен паливний бак обладнано зливним клапаном 21, розміщеним у нижній точці бака.

**Підсистема подання.** Кожен двигун живиться паливом самопливом/всмоктуванням з відповідного основного бака. У кожному баці перед вихідним штуцером установлено фільтр бака 24 (грубого очищення).

Із кожного боку паливної системи в її нижній точці встановлено паливний фільтр 8 зі зливним краном. Цей кран може бути використаний для видалення води та відстою, який збирається в паливній системі.

На кожному двигуні паливо впорскується безпосередньо до циліндрів під високим тиском. Кожне впорскувальне сопло (одне на циліндр) живиться паливом зі спільного розподільника. Тиск усередині розподільника створюється насосом високого тиску 10, який отримує паливо від насоса низького тиску 11. Тиск у розподільнику керується БКП 9 через електричний клапан залежно від потрібної потужності. Обидва насоси приводяться в дію механічно від двигуна. Паливо, яке не було впорскнуте, прямує назад до відповідного консольного бака по лініях повернення 12.

Обидва боки паливної системи з'єднано лініями перехресного живлення 13. Для кожного двигуна передбачено один блок кранів перемикачів 6, 7. Ручки керування кранами перемикачів палива встановлено на центральному пульті за РКД. Вони мають три положення: «On» («Увімк.»), «X-Feed» («Перехресне живлення») і «Off» («Вимк.»). Під час нормальної роботи кожен двигун отримує паливо з бака на тому ж боці, де його розміщено. Коли вибрано «X-Feed», двигун буде отримувати паливо з бака на протилежному боці для збільшення дальності польоту й підтримання бічного балансування в разі польоту на одному двигуні. Один блок кранів перемикачів палива перемикає як лінію подання, так і лінію повернення. Для встановлення в потрібне положення ручки необхідно потягнути на себе. Для її встановлення у положення «Off», щоб уникнути ненавмисного перемищення, необхідно повернути захисний ковпачок.

**Підсистема перекачування.** Штуцер перекачування з'єднується з баковим фільтром, розташованим у задній частині додаткового бака 16. У кожному додатковому баці є електричний перекачувальний насос 22, який качає паливо у відповідний основний бак. Насос вимикається автоматично сигналізатором нижнього рівня 17 у додатковому баці під час спорожнення додаткового бака або сигналізатором верхнього рівня 19 у разі переповнення основного бака.

У випадку відмови одного перекачувального насоса 22 паливо у відповідному додатковому баці не виробляється. Паливо з іншого додаткового бака може бути використане, але пілот має спостерігати за дисбалансом палива й коректувати його з допомогою крана перемикачів.

**Підсистема вимірювання.** Два електроємнісних датчики паливоміри 18 вимірюють кількість палива в кожному основному баці. Датчик температури палива 3 вимірює температуру палива в кожному основному баці. У разі використання дизельного палива або суміші дизельного палива з керосином Jet A-1 в інтервалі температур нижче  $-5^{\circ}\text{C}$  запуск двигуна заборонено. Оскільки холодне дизельне паливо може випадати в осад пластівцями, це може призвести до забивання паливних фільтрів, які не обігріваються. Для експлуатації в холодному навколишньому середовищі дизельне паливо або його суміш необхідно замінити на чистий керосин Jet A-1.

#### **10.4.4. Паливна система літака Т-6В**

Т-6В «Texan II» являє собою двомісний навчально-тренувальний літак-низькоплан, розроблений корпорацією Hawker Beechcraft. Стеля літака становить 9450 м [334]. Літак оснащено одним турбовальним двигуном Pratt & Whitney РТ6А-68 потужністю 809 кВт. Літак здійснив перший політ 2004 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на літаку розміщено в трьох баках-кесонах (рис. 10.64): по одному в кожній консолі крила 22 і витратному баці 29 у центроплані. Кожен консольний бак складається з основного й заднього відсіків, з'єднаних між собою.

Кожен консольний бак сполучається з атмосферою в горизонтальному польоті або під час зниження через повітрязабірник 24 із вакуумним клапаном 36 і зворотний клапан. Для запобігання надмірному тиску під час набору висоти повітря із бака скидається в атмосферу через запобіжний клапан 25, з'єднаний з баком у двох точках через зворотний клапан і через поплавцевий клапан 35. Додатковий запобіжний клапан 1 встановлено в середній частині бака. Обидва консольних баки з'єднано поперечною лінією дренажу 21 з метою вирівнювання тиску у випадку забивання одного з повітрязабірників. У поперечній лінії дренажу встановлено клапан зливання 4, що використовується на землі для видалення палива, що потрапило до цієї лінії.

**Підсистема заправки та зливання.** Літак може бути заправлений з допомогою підсистеми централізованого заправки під тиском або відкритим способом. Основним способом заправки є централізоване. Штуцер централізованого заправки 5 розміщено на лівому борту фюзеляжу. Паливо від штуцера заправки надходить до двох клапанів заправки 28, кожен з яких керується своїм поплавцевим клапаном 2. Клапан заправки 28 відкривається тиском заправки й закривається поплавцевим клапаном 2.

З допомогою крана попередньої перевірки 6 і лінії попередньої перевірки 3 наземний персонал може зімітувати максимальний рівень палива під час централізованого заправки й перевірити роботу поплавцевого клапана і клапана заправки.

Заливні горловини 23, розміщені на верхній поверхні кожної консолі, дають змогу заправити літак на 45,3 кг палива більше, ніж через підсистему централізованого заправки. При будь-якому методі заправки паливо надходить у витратний бак по лініях переливання самопливом 34.

Зливання палива здійснюється по лінії централізованого заправки всмоктуванням наземним насосом через кран зливання 31.

**Підсистема подання.** Клапан від'ємних перевантажень 32 у витратному баці 29 забезпечує безперебійне подання палива до двигуна. Під час перевернутого польоту стрижень із вантажем у клапані від'ємних перевантажень закриває звичайний вхід палива й відкриває вхід палива для перевернутого польоту. Це забезпечує подання палива протягом як мінімум 15 с незалежно від положення літака й запобігає потраплянню повітря в

підсистему подання палива. Струминний ПНЛ 33 та електричний ПНЛ 30 встановлено у витратному баці та з'єднано паралельно через зворотні клапани. Один з них подає паливо до насоса низького тиску з приводенням у дію від двигуна 11.

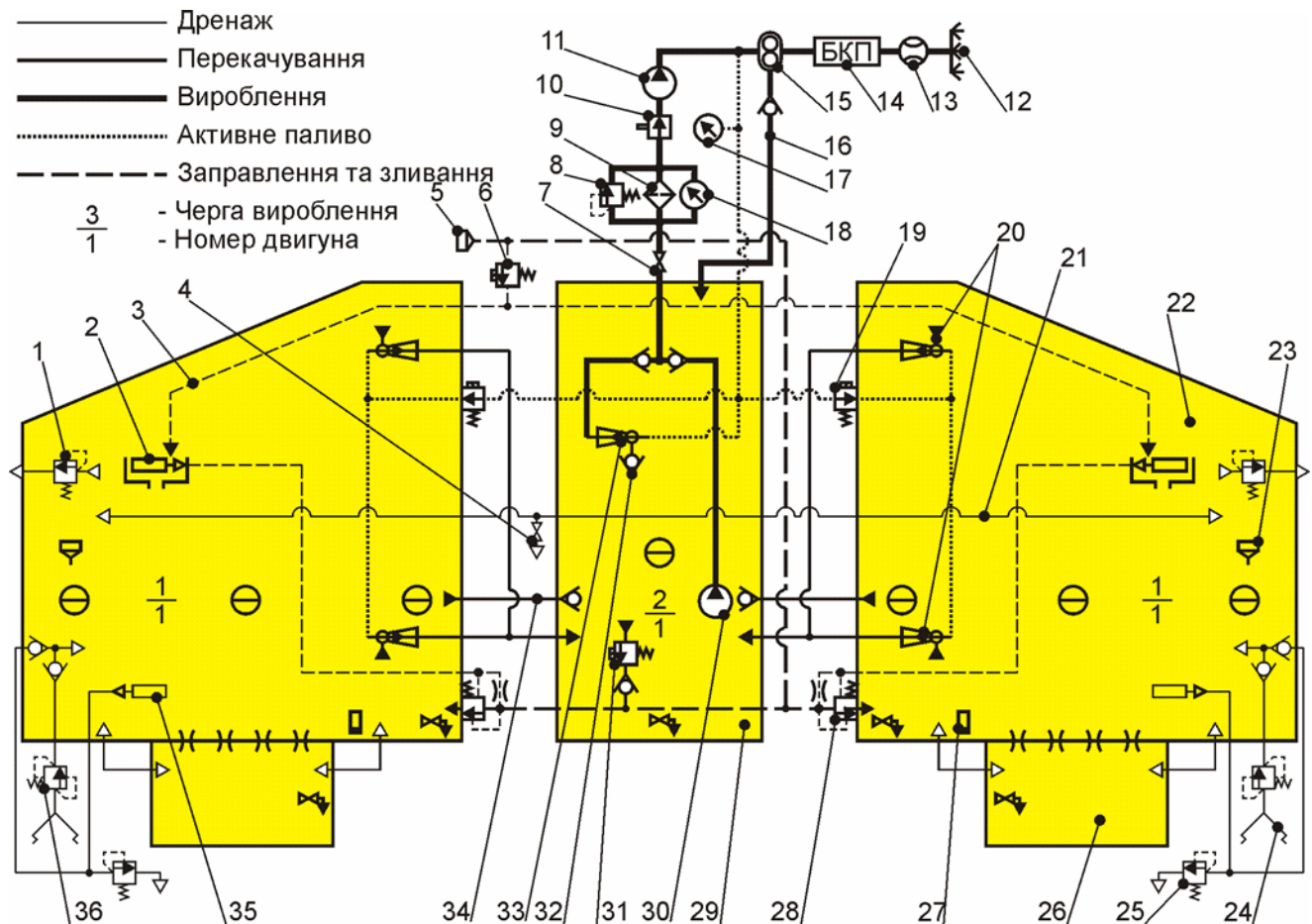


Рис. 10.64. Схема паливної системи літака Т-6В:

- 1, 25 — запобіжні клапани; 2 — поплавцевий клапан заправлення; 3 — лінія попередньої перевірки; 4 — клапан зливання; 5 — штуцер централізованого заправлення/зливання; 6 — кран попередньої перевірки; 7 — запірний кран для наземного обслуговування; 8 — перепускний клапан; 9 — фільтр; 10 — проти-пожежний кран; 11 — ПНД; 12 — паливні форсунки; 13 — витратомір; 14 — блок керування паливом; 15 — ОНД; 16 — лінія повернення; 17 — сигналізатор низького тиску; 18 — сигналізатор тиску; 19 — електромагнітний клапан перекачування; 20 — струминні насоси перекачування; 21 — поперечна лінія дренажу; 22 — консольний бак; 23 — заливна горловина; 24 — повітрязабірник дренажу; 26 — задній відсік консольного бака; 27 — сигналізатор нижнього рівня; 28 — клапан заправлення; 29 — витратний бак; 30 — електричний ПНЛ; 31 — кран зливання; 32 — клапан від'ємних перевантажень; 33 — струминний ПНЛ; 34 — лінія переливання самопливом; 35 — поплавцевий клапан дренажу; 36 — вакуумний клапан

У лінії подання палива до двигуна розміщено два запірні крани з ручним керуванням і паливний фільтр 9 з перепускним клапаном 8 і сигналізатором тиску 18. Перший запірний кран 7 призначено для перекривання паливної системи під час технічного обслуговування двигуна або фільтра.



Протипожежний кран 10, що керується з передньої кабіни, також перекриває подання палива до двигуна.

Паливний насос низького тиску 11 підкачує паливо до насоса високого тиску із приведенням в дію від двигуна 15, який подає паливо до блока керування паливом 14, витратоміра 13 і паливних форсунок 12. Електричний ПНЛ 30 подає паливо під час запуску двигуна та є резервним щодо ПНД 11. У разі відмови електропривідного ПНЛ 30 і ПНД 11 насос високого тиску з приведенням в дію від двигуна 15 буде всмоктувати паливо з бака й подавати його в достатній кількості для тривалої роботи двигуна, однак запуск двигуна стане неможливим. У випадку відмови насоса високого тиску із приведенням в дію від двигуна відбудеться зрив горіння в двигуні та його перезапуск буде неможливим.

**Підсистема перекачування.** Паливо надходить самопливом із зовнішніх зон консольних баків у внутрішні, звідки струминні насоси перекачування 20 спрямовують паливо у витратний бак й підтримують у ньому невеликий надлишковий тиск. Усі струминні насоси приводяться в дію активним паливом високого тиску, що відбирається за ПНД 11. Тиск активного палива вимірюється сигналізатором низького тиску 17.

Підсистема перекачування містить підсистему автоматичного балансування для підтримання різниці кількості палива в консольних баках не більше 9 кг. У разі виявлення дисбалансу палива 9 кг або більше протягом більш ніж 30 с клапан перекачування 19 перекриває лінію активного палива в баці з меншим запасом палива. Це припиняє перекачування палива у витратний бак із консольного бака з меншою кількістю палива; водночас перекачування у витратний бак з консольного бака з більшою кількістю палива продовжується. Якщо протягом 2 хв дисбаланс палива не стає меншим за 13,6 кг, то засвічується попередження «Fuel Bal» («Дисбаланс палива») і підсистема автоматичного балансування вимикається.

**Підсистема вимірювання.** Підсистема індикації кількості палива містить сім електросвітлових датчиків-паливомірів: по три в кожному консольному баці й один у витратному.

У кожному консольному баці встановлено оптичний сигналізатор нижнього рівня 27, який вмикає жовті попередження «L Fuel Lo» («Л палив. мало») або «R Fuel Lo» («П палив. мало») у разі зниження кількості палива приблизно до 50 кг у відповідному баці.

## **10.5. Паливні системи вертольотів**

### **10.5.1. Паливна система вертольота MD-902**

MD-902 являє собою легкий багатоцільовий вертоліт із системою NOTAR, розроблений компанією McDonnell-Douglas Helicopters (нині Boeing) і призначений для перевезення 7 пасажирів або 726 кг вантажу в кабіні, або 1500 кг вантажу на зовнішній підвісі [294]. Над багажним відсіком вертольо-

та встановлено два турбовальних двигуни Pratt and Whitney Canada PW207E потужністю 469 кВт кожен. Вертоліт здійснив перший політ 1997 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Один ударостійкий м'який паливний бак розміщено в нижній частині фюзеляжу під підлогою основної кабіни (рис. 10.65). Його встановлено між ударостійкими кільовими балками й перегородками, а також підтримувальною панеллю знизу. Особливістю бака є перегородка 8 неповної висоти, що проходить по дну бака між його передньою й задньою стінками, яка забезпечує резерв палива як мінімум на 12 хв польоту після витоку палива в протилежному відсіку бака. Таким чином, верхня частина бака є спільною для обох двигунів і виробляється першою чергою. Нижню частину бака розділено перегородкою 8 на два відсіки, кожен з яких живить відповідний двигун.

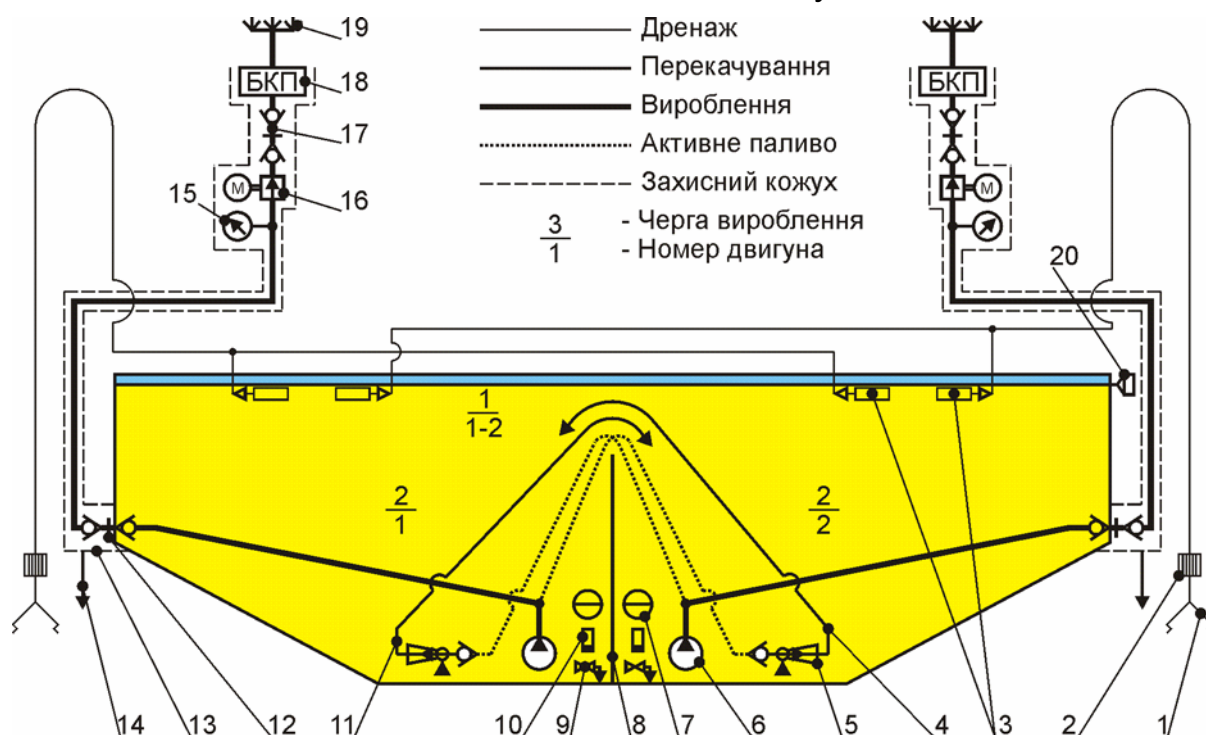


Рис. 10.65. Схема паливної системи вертольота MD-902:

- 1 — забірник дренажу; 2 — полум'ягасник; 3 — дренажні клапани; 4 — труба перекачування справа наліво; 5 — струмінний насос; 6 — підкачувальний насос; 7 — датчик-паливомір; 8 — центральна перегородка; 9 — клапан зливання; 10 — сигналізатор нижнього рівня; 11 — труба перекачування зліва направо; 12 — самоzapірне паливне з'єднання на баці; 13 — захисний кожух лінії подання; 14 — зливання із кожуха; 15 — сигналізатор тиску палива; 16 — протипожежний кран; 17 — самоzapірне паливне з'єднання на двигуні; 18 — пристрій дозування палива; 19 — паливні форсунки; 20 — заливна горловина

У нижньому лівому куті бака передбачено штуцери для приєднання додаткового знімного паливного бака.

У конструкції м'якого бака передбачено 7 % розширювального простору та дві поперечні перегородки проти сплесків. Лінії дренажу з'єднано з баком переверотними дренажними клапанами 3 й оснащено полум'ягасниками 2, установленими у вертикальних трубах дренажу.

**Підсистема заправлення та зливання.** Заливну горловину 20 відкритого типу встановлено на правому боці фюзеляжу відразу за дверима кабіни пілотів. Зливні клапани 9 для видалення відстою й води (по одному в кожному відсіку бака) відкриваються рукоятками, розміщеними під правою сходинкою кабіни.

**Підсистема подання** — незалежна. Паливо подається до кожного двигуна під тиском, що створюється його підкачувальним паливним насосом 6, установленим у забірному відсіку з кожного боку бака.

Протипожежні крани 16 розміщено на протипожежних перегородках двигунів. Самозапірні паливні з'єднання встановлено в місцях, де паливні трубопроводи з'єднуються зі стінками м'якого бака (12), і там, де вони проходять крізь протипожежну перегородку (17). За з'єднанням 17 паливо проходить пристрій дозування палива 18 і надходить до паливних форсунок 19. Перехресного живлення двигунів паливом на вертольоті не передбачено.

**Підсистема перекачування.** Під час роботи підкачувальних насосів 6 частина палива спрямовується до струминних насосів 5 у протилежні відсіки бака. Струминні насоси 5 засмоктують паливо з відсіків через забірники, а потім це паливо надходить до протилежного відсіку бака, відокремленого поздовжньою перегородкою 8 по лініях перекачування 4 і 11. Таким чином, у разі відмови одного з двигунів і вимкненні його підкачувального насоса 6 паливо з відповідного відсіку буде перекачане струминним насосом 5 у протилежний без втручання пілота.

**Підсистема вимірювання.** Рівень палива вимірюється датчиками паливомірами 7 (по одному в кожному відсіку бака). Два сигналізатори тиску 15 умикають попереджувальні світлосигналізатори в разі зниження тиску нижче допустимої межі. Незалежні сигналізатори нижнього рівня палива 10 видають попереджувальне повідомлення в разі залишку палива 45 кг.

### **10.5.2. Паливна система вертольота Ка-226**

Ка-226 являє собою легкий багатоцільовий вертоліт співвісної схеми, розроблений ВАТ «Камов» і призначений для перевезення або 9 пасажирів, або 1400 кг вантажу в кабіні, або 1300 кг вантажу на зовнішній підвісці [64]. Вертоліт оснащено двома турбовальними двигунами Rolls-Royce Allison 250-C20R/2 потужністю 338 кВт кожен, які встановлено над центральним силовим відсіком. Вертоліт здійснив перший політ 1997 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на вертольоті розміщено в чотирьох внутрішніх м'яких баках (рис. 10.66): двох задніх 21 і двох передніх 29. Передні баки є витратними. Задні баки з'єднано з відповідними передніми баками лініями переливання 26, по яких паливо самопливом надходить із задніх баків у передні.

Дренаж баків здійснюється паралельно в межах кожної групи баків. Забірники дренажу з атмосфери 20 розміщено на верхній поверхні фюзеляжу.

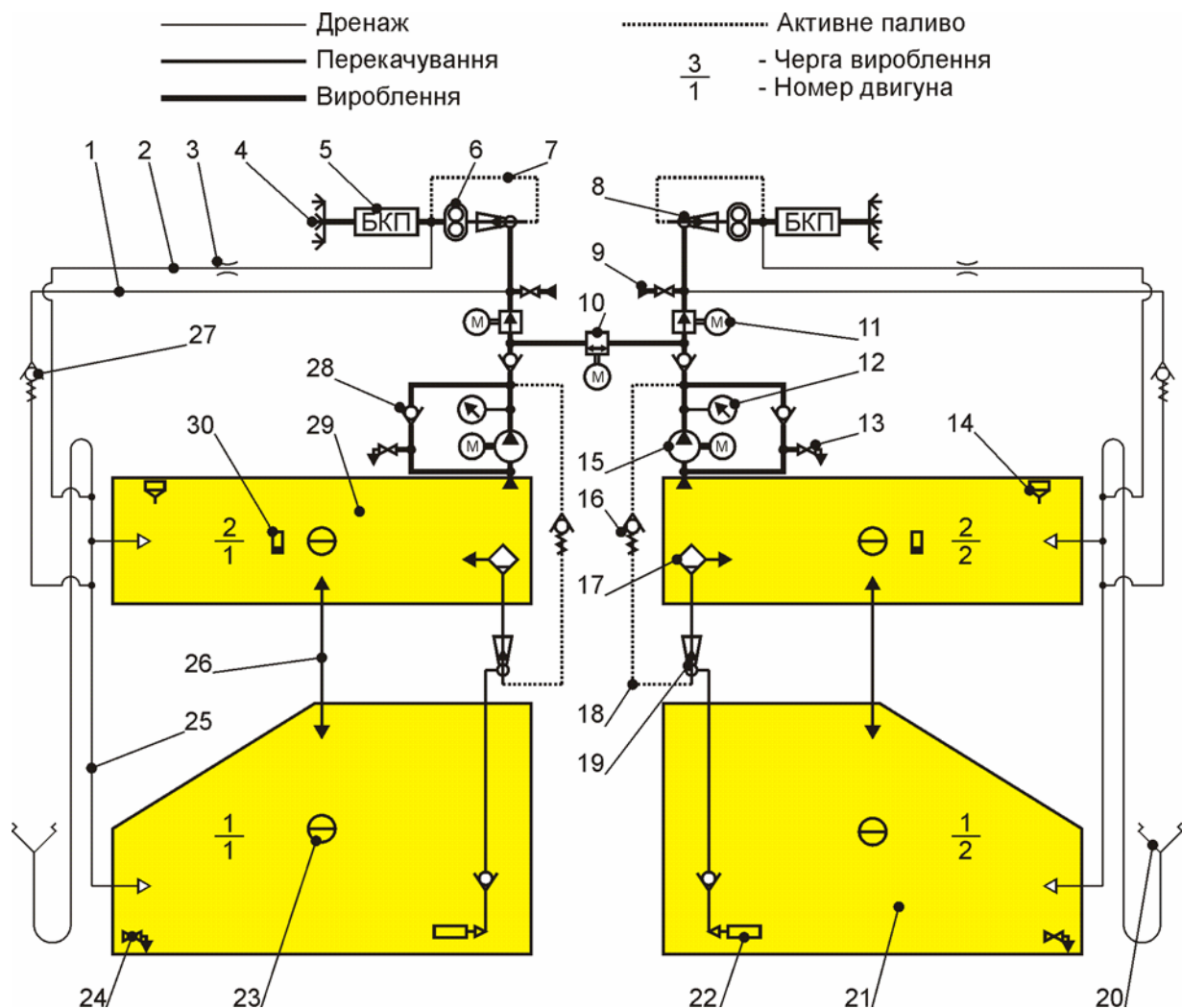


Рис. 10.66. Схема паливної системи вертольота Ка-226:

1 — трубопровід стравлювання повітря; 2 — трубопровід відведення паливо-повітряної суміші від двигуна; 3 — жиклер; 4 — паливні форсунки; 5 — БКП; 6 — ОНД; 7 — лінія активного палива високого тиску; 8 — струминний ПНД; 9 — штуцер консервації; 10 — кран перехресного живлення; 11 — протипожежний кран; 12 — сигналізатор тиску; 13 — кран зливання; 14 — заливна горловина; 15 — підкачувальний насос; 16, 27 — підпружинені зворотні клапани; 17 — повітровіддільник; 18 — лінія активного палива низького тиску; 19 — струминний перекачувальний насос; 20 — повітрозабірник дренажу; 21 — задній бак; 22 — поплавцевий клапан; 23 — датчик-паливомір; 24 — клапан зливання; 25 — дренажний трубопровід; 26 — лінія переливання; 28 — самопливний клапан; 29 — передній бак; 30 — сигналізатор нижнього рівня

**Підсистема заправлення та зливання.** Передбачено тільки відкрите заправлення паливом через заливні горловини 14 передніх баків. У задні баки паливо переливається по лініях переливання 26.

Централізоване зливання палива здійснюється через крани зливання 13. Залишки палива із задніх баків зливаються через клапани зливання 24.

**Підсистема подання.** У нижній частині кожного переднього бака встановлено забірник, через який паливо подається до насоса підкачування 15. Обидва підкачувальних насоси вмикаються вручну перед запуском

двигунів і працюють протягом усього часу роботи двигунів. Підкачувальні насоси живляться від акумуляторної шини, що забезпечує їх живлення від акумулятора в разі відмови основної електричної системи. При нормальній роботі підкачувальних насосів створюється перепад тиску понад 30 кПа, який вимірюється сигналізаторами тиску 12 і відображається ввімкненням зелених світлосигналізаторів на приладовій дошці пілота.

Для рівномірного вироблення палива з правих і лівих баків у випадку вимкнення або відмови одного з двигунів у паливній магістралі передбачено кран кільцювання 10, вимикач якого розміщено на центральній панелі верхнього пульта.

У разі відмови насосів підкачування 15 двигунові струминні насоси підкачування 8 здатні підкачувати паливо з витратних баків через самопливні клапани 28. При цьому може бути вироблено все паливо, що знаходиться в основних баках. Струминні насоси 8 приводяться в дію основними насосами двигунів 6, після яких паливо надходить у блок керування паливом 5 і паливні форсунки 4. Надлишок палива високого тиску постійно перепускається через жиклер 3 по лінії 2 у витратний бак 29. Повітряні пробки в лінії подання палива стравлюються по трубопроводу стравлювання повітря 1 через підпружинений зворотний клапан 27 також у витратний бак. Подання консерваційного мастила під час консервації двигунів здійснюється через штуцери консервації 9.

**Підсистема перекачування.** Два струминних насоси 19 забезпечують до вироблення палива із задніх баків під час польоту вертольота з додатними кутами тангажу. Для запобігання потраплянню повітря в трубопроводі під час ежекторного до вироблення палива після осушення задніх баків у забірних пристроях встановлено поплавцеві клапани 22, а на кінцях трубопроводів у передніх баках — повітровіддільники 17. Підпружинені зворотні клапани 16, встановлені в лініях активного палива низького тиску 18, запобігають підсмоктуванню повітря із задніх баків у разі відмови підкачувальних насосів 15 і подання палива всмоктуванням.

**Підсистема вимірювання.** Спостереження за роботою паливної системи здійснюється з допомогою датчиків-паливомірів 23, сигналізаторів тиску 12 та нижнього рівня 30, а також світлосигналізаторів на приладовій дошці пілота.

### **10.5.3. Паливна система вертольота Ми-8**

Ми-8МТ являє собою середній багатоцільовий вертоліт одновинтової схеми, розроблений ОКБ ім. М. Л. Міля і призначений для перевезення або до 24 пасажирів, або 4000 кг вантажу в кабіні чи на зовнішній підвісці [76]. Його оснащено двома турбовальними двигунами ТВ3-117ВМ потужністю 1639 кВт кожен, встановленими на силовій стелі. Вертоліт здійснив перший політ 1985 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на вертольоті розміщено в трьох основних паливних баках (рис. 10.67), із яких два підвісних жорст-

ких баки 21 і 29 встановлено зовні по бортах фюзеляжу, а один витратний м'який бак 18 — у контейнері за головним редуктором. Підвісні баки (див. рис. 3.31) є незнімними та кріпляться до фюзеляжу чотирма сталевими стяжними стрічками кожен. Для збільшення дальності й тривалості польоту всередині фюзеляжу можна встановити один або два додаткових жорстких баки 20, 28 (див. рис. 10.67). Додаткові баки (див. рис. 3.34, а) встановлюють на спеціальні ложементи та кріплять до них двома сталевими стяжними стрічками. Усі основні баки є протектованими. Підвісні й додаткові баки можуть бути заповнені пінополіуретановим наповнювачем.

Дренаж баків — відкритий (див. рис. 10.67), здійснюється окремо для чергових баків і для витратного бака. Дренажні трубопроводи чергових баків приєднуються до кожного бака в одній точці його задньої частини (оскільки саме ця зона бака найчастіше є верхньою). Повітрозабірники дренажу виведено на зовнішню поверхню фюзеляжу в нижній 23 і верхній 17 зонах.

**Підсистема заправлення та зливання.** Заправлення всіх баків здійснюється відкритим способом через заливні горловини 9, 30. Зливання палива із баків виконується через зливний кран витратного бака, при цьому паливо перекачується у витратний бак із інших баків. Крім того, у кожному баці є клапан зливання залишків палива 27.

**Підсистема подання.** Паливо з витратного бака подається одним зовнішньобаковим підкачувальним насосом 19 постійного струму, приєднаним до акумуляторної шини, одночасно до двох основних двигунів, ДСУ та газового обігрівача. У разі відмови підкачувального насоса паливо подається до двигунів всмоктуванням підкачувальними насосами двигунів 5. У магістралях подання палива до основних двигунів встановлено електромоторні протипожежні крани 7 і штуцери консервації 6, призначені для консервації двигунів.

За ПНД 5 встановлено паливний фільтр 3 з перепускним клапаном 4 і сигналізатором різниці тиску 37 на фільтрі, а за фільтром — насос-регулятор 2, що подає дозоване паливо до двох колекторів паливних форсунок 1.

Паливо для живлення ДСУ й газового обігрівача відбирається від магістралі живлення правого двигуна перед його протипожежним краном. У магістралях подання палива до газового обігрівача та ДСУ встановлено електромагнітні протипожежні крани 11 і 13. Насос подання палива до газового обігрівача 12 — шестеренного типу. Паливний фільтр ДСУ 15 призначено для очищення палива від механічних домішок.

**Підсистема перекачування.** Підвісні баки сполучаються двома лініями об'єднання баків: передньою 32 і задньою 26. У передній лінії встановлено два електромоторних перекиривних крани 33, у задній — один перекиривний кран 25 з ручним керуванням. Нормальне положення перекиривних кранів — відкрите. Крани мають бути закритими в польоті — під час входження до зони можливого ураження (забезпечуючи збереження палива в одному з підвісних баків у разі пошкодження іншого), а також на землі — під час технічного обслуговування баків.

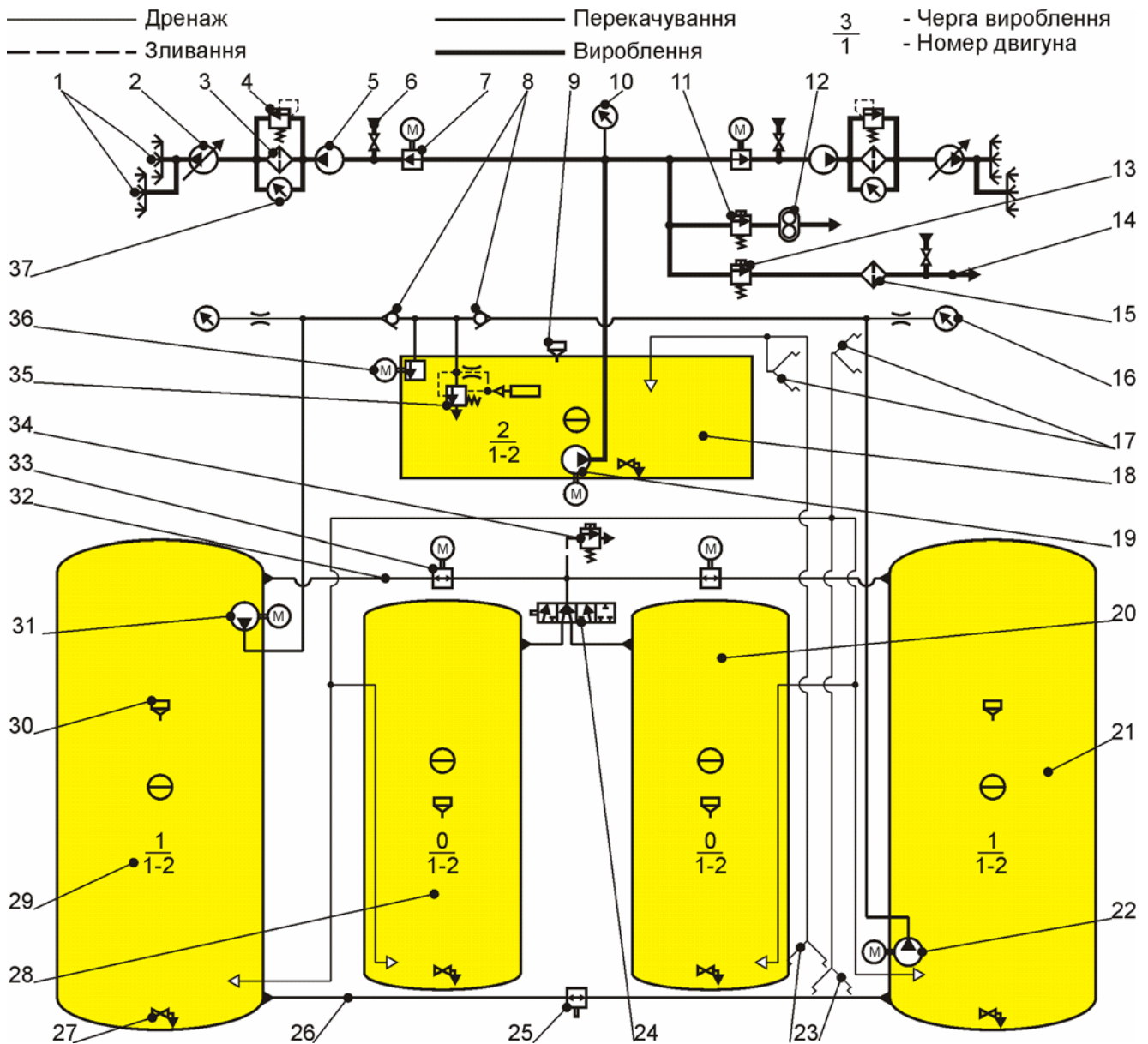


Рис. 10.67. Схема паливної системи вертольота Ми-8МТ:

1 — паливні форсунки; 2 — насос-регулятор; 3 — фільтр; 4 — перепускний клапан; 5 — ПНД; 6 — штуцер консервації; 7 — протипожежний кран основного двигуна; 8 — зворотні клапани перекачування; 9, 30 — заливні горловини; 10, 16, 37 — сигналізатори тиску; 11 — протипожежний кран газового обігрівача; 12 — насос газового обігрівача; 13 — протипожежний кран ДСУ; 14 — лінія подання палива до ДСУ; 15 — фільтр ДСУ; 17 — верхні повітрязабірники дренажу з атмосфери; 18 — витратний бак; 19 — підкачувальний насос; 20, 28 — правий і лівий додаткові баки; 21, 29 — правий і лівий підвісні баки; 22 — правий перекачувальний насос; 23 — нижні повітрязабірники дренажу; 24 — перепускний кран; 25 — задній кран об'єднання підвісних баків; 26 — задній трубопровід об'єднання підвісних баків; 27 — зливний клапан; 31 — лівий перекачувальний насос; 32 — передня лінія об'єднання підвісних баків; 33 — лівий передній кран об'єднання підвісних баків; 34 — кран зливання; 35 — поплавцевий клапан перекачування; 36 — електромоторний кран перекачування

Паливо з підвісних баків подається по трубопроводах до витратного бака двома електропривідними насосами 22, 31 постійного струму, приєднаними також до акумуляторної шини. Перед входом у витратний бак магістралі перекачування правого й лівого підвісних баків об'єднуються через блок зворотних клапанів 8, що пропускають паливо тільки у витратний бак і запобігають перекачуванню палива з одного підвісного бака до іншого в разі відмови одного з перекачувальних насосів 22, 31.

Таким чином, у нормальній ситуації два підвісних баки працюють як один бак з двома діагонально розміщеними перекачувальними насосами, так що під час виходу з ладу одного з перекачувальних насосів перекачування все одно продовжиться.

У нормальній ситуації паливо надходить у витратний бак через поплавцевий клапан перекачування 35, який припиняє перекачування палива в момент досягнення максимально допустимого рівня палива у витратному баці. У разі відмови клапана перекачування 35 у закритому положенні перекачування здійснюється через електромоторний кран перекачування 36.

Перепускний кран 24 призначено для приєднання одного або двох додаткових баків до передньої лінії 32 об'єднання підвісних баків. Кран 24, установлений під підлогою вантажної кабіни, відкривається вручну. Паливо з додаткових баків надходить у підвісні баки самопливом по передній лінії 32 об'єднання підвісних баків.

**Підсистема вимірювання** містить п'ять поплавцевих датчиків-паливомірів (по одному в кожному підвісному, витратному й додатковому баках), два сигналізатори тиску перекачувальних насосів 16 і сигналізатор тиску підкачувального насоса 10.

#### **10.5.4. Паливна система вертольота SH-60B**

SH-60B «Seahawk» являє собою середній багатоцільовий вертоліт одногвинтової схеми палубного базування, розроблений United Technologies Corporation, Sikorsky Aircraft Division і призначений для перевезення до 2722 кг вантажу [273]. Його оснащено двома турбовальними двигунами General Electric T700-GE-401C потужністю 1260 кВт кожен, установленими на силовій стелі. Вертоліт здійснив перший політ 1979 року.

**Підсистеми зберігання та дренажу.** Паливо на вертольоті розміщено у двох внутрішніх основних баках 33, 41 (рис. 10.68), з'єднаних між собою, що утворюють єдиний бак. Вертоліт може нести один або два додаткових підвісних бака 25, 52 під внутрішніми пілонами для підвищення озброєння.

Кожен бак обладнано незалежним повітрязабірником дренажу 27, 53 з переверотним клапаном, що запобігає витіканню палива через дренаж у випадку перевертання вертольота.



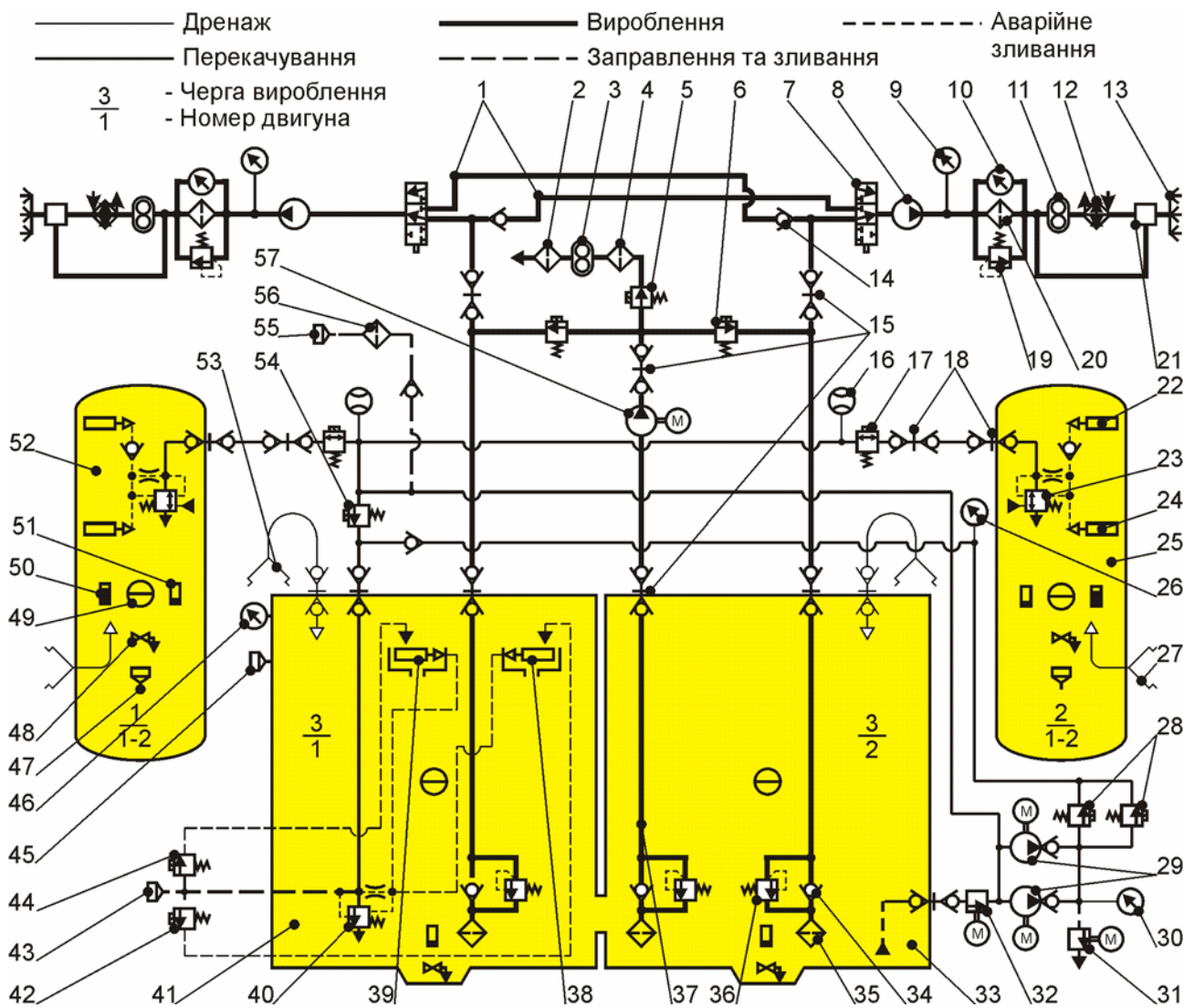


Рис. 10.68. Схема паливної системи вертольота SH-60B:

1 — лінії перехресного живлення; 2, 4 — фільтри ДСУ; 3 — насос ДСУ; 5 — паливний кран ДСУ; 6 — кран заливання двигуна; 7 — кран перемикання; 8 — ПНД; 9, 10 — сигналізатори тиску; 11 — ГМА; 12 — ПМТ; 13 — паливні форсунки; 14, 34 — зворотні клапани; 15, 18 — самозапірні клапани відриву; 16 — сигналізатор витрати; 17 — кран додаткового бака; 19 — перепускний клапан; 20 — фільтр; 21 — кран зливання та стабілізації обертів; 22 — поплавцевий клапан верхнього рівня; 23 — клапан заправлення/перекачування; 24 — поплавцевий клапан нижнього рівня; 25, 52 — правий і лівий ППБ; 26 — сигналізатор тиску перекачування; 27, 53 — повітрязабірники дренажу; 28 — крани перекачування; 29 — насоси перекачування/аварійного зливання; 30 — датчик тиску; 31 — головний кран аварійного зливання; 32 — кран аварійного зливання основних баків; 33, 41 — правий і лівий основні баки; 35 — вхідний фільтр; 36 — температурно-розвантажувальний клапан; 37 — лінія заливання/живлення ДСУ; 38, 39 — поплавцеві клапани; 40 — клапан заправлення/зливання; 42, 44 — основний і допоміжний клапани попередньої перевірки; 43 — штуцер заправлення; 45, 47 — заливні горловини; 46 — індикатор тиску в баці; 48 — клапан зливання; 49 — датчик-паливомір; 50 — сигналізатор переповнення; 51 — сигналізатор нижнього рівня; 54 — перепускний кран основних баків; 55 — штуцер HIFR; 56 — фільтр «придатне — непридатне»; 57 — насос заливання/підкачування

**Підсистема заправки та зливання.** Вертоліт обладнано засобами для централізованого заправки/зливання, відкритого заправки й підсистемою дозаправки вертольота в польоті від корабля (helicopter in-flight refueling — HIFR). Основні баки вертольота можуть бути заправлені зверху через заливну горловину 45 на лівому борту вертольота. Додаткові підвісні баки заправляються зверху окремо через горловины 47. Баки можна заправляти зверху в будь-якому порядку. При працюючих двигунах або ДСУ заправки зверху не дозволяється. Крім небезпеки, спричиненої наявністю відкритих горловин баків поблизу вихлопу двигунів, гвинти постійно генерують статичну електрику, створюючи вкрай небезпечну напругу іскрового розряду.

Підсистема централізованого заправки використовується для заправки паливних баків під тиском на землі. Панель централізованого заправки, розміщена на лівому борту хвостової частини фюзеляжу, містить штуцер централізованого заправки 43, індикатор тиску 46 і два клапани попередньої перевірки 42, 44. Два поплавцевих клапани 38, 39 у лівому баці припиняють заправки після заповнення основних баків. У разі ручного натиснення будь-якого з клапанів попередньої перевірки 42 або 44 паливо переспрямовується на піднімання поплавців 38 або 39, унаслідок чого течія палива припиняється, що свідчить про нормальну роботу системи. Для перевірки поплавцевих клапанів 38, 39 під час HIFR кожен клапан попередньої перевірки 42 або 44 також може бути відкритий умиканням свого електромагніту зсередини вертольота. Збільшення тиску в баці через забивання або неправильну роботу дренажу відображається на індикаторі тиску в баці 46. У цьому випадку заправки під тиском має бути негайно припинене.

Під час заправки з поданим електричним живленням усі крани додаткових баків 17 закриваються, і основні паливні баки заправляються першими. Після заповнення основних баків по черзі заправляються правий і лівий додаткові баки. Паливні баки можуть також заправлятися без електричного живлення. У цьому випадку всі клапани баків 23, 40 відкриваються, і паливо надходить до всіх баків одночасно доти, доки його рівень не досягне одного із датчиків верхнього рівня 38, 39 основних баків і не закриється механічний клапан заправки 40.

Паливо з усіх баків може бути злите всмоктуванням через штуцер заправки 43, за виключенням палива, що знаходиться в правому основному баці нижче міжбакового з'єднання, яке має бути злите всмоктуванням через клапан зливання відстою, установлений у кожному баці.

Підсистема HIFR складається зі швидкорознімного штуцера Вігінса 55 для заправки під тиском, тумблера попередньої перевірки й фільтра «придатне — непридатне» 56 з п'ятьма елементами. Штуцер Вігінса 55 розміщено над правим паливним баком. Фільтр «придатне — непридатне» 56, який також установлено над правим паливним баком, пропускає тільки придатне паливо. Його елементи є чутливими до води й пере-

кривають потік палива при надлишковому тиску 140 кПа. Якщо паливо забруднене водою й твердими частинками понад заданий рівень, його подання зменшується до вкрай низького рівня. У випадку, коли вертоліт має бути заправлений паливом, якість якого викликає сумніви, воно має заправлятися через штуцер HIFR. Фільтр HIFR здатний видаляти з палива як воду, так і тверді частинки.

**Підсистема подання** палива всмоктуванням є ударостійкою. Насос заливання/підкачування 57 (установлений зовні на баці) заливає всі паливні трубопроводи, якщо заливання втрачене, а також працює як насос підкачування для запуску та роботи ДСУ. Насос заливання/підкачування 57 постійного струму живиться від шини акумулятора. Після встановлення перемикача «APU Boost/Fuel Prime» («Підкачування ДСУ/Заливання паливом») у положення «APU Boost» («Підкачування ДСУ») відкривається паливний кран ДСУ 5 і вмикається насос заливання/підкачування 57. Після встановлення цього перемикача у положення «Fuel Prime» («Заливання паливом») відкриваються обидва крани заливання двигуна 6 і трубопроводи живлення двигуна заповнюються паливом.

У системі встановлено два крани перемикачів 7, якими можна керувати вручну незалежно з кабіни з допомогою важелів перемикачів палива через гнучкі антифрикційні троси, що працюють на стиснення. Крани 7 дають можливість працювати будь-якому двигуну з будь-якого бака. Кожен перемикач має три положення: «Off» («Вимк.»), «Dir» («Пряме») або «Xfd» («Перехресне»). Коли перемикачі знаходяться в положенні «Off», крани перемикачів палива 7 є закритими й не пропускають паливо до двигунів. У разі переміщення перемикачів уперед у положення «Dir» крани 7 відкриваються й пропускають потік палива до кожного двигуна зі свого бака. Після встановлення перемикача в положення «Xfd» паливо подається до двигуна з протилежного бака по лінії перехресного живлення 1. Зворотний клапан 14 у кожній лінії перехресного живлення запобігає потраплянню повітря з паливного трубопроводу непрацюючого двигуна в лінію працюючого. Коли яка-небудь рукоятка стоп-крана двигуна, розміщена зовні відносно важеля перемикачів палива, витягнута назад, відповідний важіль перемикачів палива буде механічно встановлено в положення «Off».

Усі трубопроводи подання палива прокладено найбільш прямим шляхом й оснащено самозапірними клапанами відриву 15, які припиняють подання палива у випадку пошкодження паливної системи. Паливо з кожного бака подається всмоктуванням до ПНД 8, потім прокачується через паливний фільтр двигуна 20 до насоса високого тиску 11 гідромеханічного агрегата (ГМА). Фільтр 20 оснащено перепускним клапаном 19 і сигналізатором перепаду тиску 10. Після відкриття перепускного клапана засвічується попереджувальне повідомлення «#1 or #2 Fuel Fltr Bypass» («Паливний фільтр №1 або №2 перепуск»). Крім того, фільтр обладнано механічним індикатором перепаду тиску, який у цьому випадку висувається і не

може бути повернений у вихідне положення доти, доки фільтрувальний елемент і чашку не буде знято й індикатор не буде скинуто зсередини.

Паливо надходить до насоса високого тиску двигуна ГМА, який подає паливо високого тиску для ефективної роботи двигуна. За насосом паливо проходить через дозувальний і перекиривний крани, а потім прямує через зовнішній трубопровід до паливомастильного теплообмінника 12. Деяка кількість палива відбирається для роботи різних сервоприводів у ГМА. Кран зливання та стабілізації обертів 21 виконує чотири основні функції: забезпечує основний потік палива до паливних форсунок під час запуску й роботи двигуна; продуває основний паливний колектор за борт через перекиривний і зливний крани після зупинки двигуна для запобігання нагароутворенню на паливних форсунках; відбирає паливо перед форсунками для підтримання паливомастильного теплообмінника заповненим, так що перед наступним запуском не потребується заливання системи; повертає паливо назад у ГМА під час виявлення перевищення частоти обертання вільної турбіни або в разі ввімкнення запобіжника гарячого запуску.

**Підсистема перекачування** забезпечує автоматичне або ручне перекачування палива з додаткових паливних баків до основних. Два насоси перекачування/аварійного зливання 29 всмоктують паливо з додаткових паливних баків через крани 17 і спрямовують його через два крани перекачування 28 і клапан заправлення/зливання 40 до основного бака. У нормальній ситуації при ввімкненні перекачування палива працюють тільки один кран 28 і один насос 29, які вмикаються по черзі для рівномірного використання обладнання. У разі відмови крана або насоса та припинення потоку палива приблизно через 40 с засвічується попереджувальне повідомлення «Pump/Valve Fail» («Насос/кран відмова») і відкривається інший кран. Ще через 40 с, якщо течія палива не почалася, умикається інший насос. Через додаткові 40 с, якщо течія палива все ще не почалася, засвічується попереджувальне повідомлення «Aux Fuel Xfer Fault» («Відмова перекачування дод. палива»), що інформує про повну відмову підсистеми перекачування палива. Витрата палива під час перекачування становить приблизно 2,15 кг/с.

У режимі «Auto» («Авто») перекачування палива починається після того, як кількість палива в основному баці знизиться до заданого рівня. Якщо встановлено два додаткових баки, то перекачування з другого бака почнеться після того, як кількість палива в основному баці знову зменшиться достатньо для розміщення всього палива з додаткового бака. У режимі «Manual Ovrd» («Ручний») перекачування палива з додаткових баків до основного бака вмикається відразу й триває доти, доки не буде досягнуто рівня сигналізатора верхнього рівня або спорожнення додаткових баків. Додаткові баки перекачуються в такому порядку: спочатку лівий, потім правий.

**Підсистему аварійного зливання** призначено для аварійного швидкого зливання палива з витратою приблизно 6,32...7,56 кг/с. Підсистема складається із забірної патрубку в правому основному паливному

баці, крана аварійного зливання основних баків 32, двох насосів перекачування/аварійного зливання 29, головного крана аварійного зливання 31 та перемикача «Fuel Dump» («Зливання палива»), розміщеного на приладовій панелі. Підсистема аварійного зливання не має захисту від увімкнення, зв'язаного з датчиком обтиснення опор шасі, так що паливо може бути злите навіть тоді, коли вертоліт знаходиться на землі.

Після встановлення перемикача «Fuel Dump» у положення «Dump» («Зливання») відкриваються крани додаткових баків 17, закриваються обидва крани перекачування 28 і перепускний кран основних баків 54, відкривається головний кран аварійного зливання 31 і вмикаються обидва насоси перекачування/аварійного зливання 29. Після спорожнення додаткових баків закриваються крани додаткових баків 17 і відкривається кран аварійного зливання основних баків 32. Насоси перекачування/аварійного зливання 29 продовжують працювати, і паливо буде зливатися з обох основних баків до рівня міжбакового з'єднання. Потім паливо буде зливатися з правого бака до рівня сигналізатора нижнього рівня, коли буде знято сигнал аварійного зливання та закриється кран аварійного зливання основних баків 32, відкриється перепускний кран основних баків 54 і зупиняться обидва насоси перекачування/аварійного зливання 29.

У разі необхідності та при необтиснутих опорах шасі всі підвісні баки можуть бути скинуті разом з усіма іншими підвісками шляхом увімкнення перемикача «All Stores Sono» («Усі підвіски та буї»), розміщеного в кабіні пілотів.

**Підсистема вимірювання** містить датчики-паливоміри 49 (установлені по одному в кожному баці) і блок оброблення сигналів кількості палива. Незалежна підсистема сигналізації аварійного залишку палива складається із сигналізатора палива в баках і блока оброблення сигналів нижнього рівня. Ця підсистема вмикає світлосигналізатори «#1 or #2 Fuel Low» («№1 або №2 палива мало»), коли який-небудь сигналізатор виявляється вище рівня палива. Кожен додатковий бак містить термістор нижнього рівня 51 для зазначення спорожнення бака та термістор переповнення 50 у лінії дренажу додаткового бака для індикації стану переповнення бака.

Підсистема сигналізації тиску подання палива кожного двигуна складається із сигналізатора тиску 9, який видає попереджувальне повідомлення «#1 or #2 Fuel Press» («№1 або №2 тиск палива») при падінні тиску палива нижче 56...70 кПа за відповідним ПНД 8. Це візуально відображає можливу несправність у ПНД 8 або потрапляння повітря до паливної системи. Сигналізатори тиску 26, 30 передбачено для спостереження за роботою підсистеми перекачування палива.

### **10.5.5. Паливна система вертольота АН-64D**

АН-64D «Longbow Apache» являє собою двомісний ударний вертоліт одновинтової схеми, розроблений компанією Hughes Helicopters (потім McDonnell Douglas, а тепер Boeing) і призначений для використання як

авіаційної ударної платформи, здатної нести до 771 кг корисного навантаження на чотирьох вузлах підвіски [274]. Вертоліт оснащено двома встановленими у бічних мотогондолах турбовальними двигунами General Electric T700-GE-701C потужністю 1417 кВт кожен. Вертоліт здійснив перший політ 1991 року.

**Підсистема зберігання.** Основне паливо на вертольоті розміщено у двох ударостійких протектованих м'яких баках: передньому 50 і задньому 34 (рис. 10. 69). Усі трубопроводи паливної системи приєднуються до внутрішніх баків з допомогою самозапірних клапанів відриву 24. Для далеких польотів під чотирма криловими пілонами можуть установлюватися до чотирьох додаткових ППБ 13, 15, 36, 37, які можуть бути скинуті таким же чином, як і інші зовнішні підвіски. Також є можливість для встановлення додаткового внутрішнього паливного бака 35 у відсіку боезапасу. Усі додаткові паливні баки не мають ніякого захисту від зовнішнього впливу і є вразливими для швидколетючих об'єктів.

**Підсистема заправки** забезпечує заправлення під тиском через штуцер централізованого заправки 52 або стандартний штуцер, що використовується в армії США; ця підсистема також дає змогу виконувати відкрите заправлення через заливні горловини 23, 55 заднього й переднього внутрішніх паливних баків. Заправлення ППБ виконується тільки відкритим способом через горловини 14. Додатковий внутрішній паливний бак 35 може бути заправлений тільки через штуцер централізованого заправки. Зовнішня панель заправки дає змогу безпосередньо керувати заправленням, дренажем, клапанами рівня палива й додатковим внутрішнім паливним баком.

**Підсистема подання.** Підкачувальний паливний насос 27 подає паливо під тиском при запуску двигуна й використовується для збільшення тиску палива, якщо насос був увімкнений вручну. Пневмотурбопривідний підкачувальний насос 27 заповнює трубопровід паливом із заднього бака. При нормальній роботі паливо всмоктується з паливних баків підкачувальними насосами двигунів 5.

На кінцях забірних патрубків встановлено зворотні клапани 31 і 46, що запобігають втраті заливання трубопроводів. Поруч є температурно-розвантажувальні клапани 26 і 47, а у задньому баці паралельно до насоса встановлено також запобіжний клапан 30. Трубопровід подання палива від переднього бака прямує до КПЖ лівого двигуна 54, а від заднього — до КПЖ правого 42. КПЖ з'єднані лінією перехресного живлення 43.

Підсистема перехресного живлення дає змогу обом двигунам забирати паливо з будь-якого основного внутрішнього паливного бака. На кожному двигуні є свій кран перехресного живлення 42, 54. Ці крани є триходовими чотирипозиційними. Три кнопки в кабіні льотчика («Fwd» («Перед.»), «Norm» («Норм.») і «Aft» («Зад.»)) дають змогу вибирати бак, з якого буде живитися кожен двигун. Кнопка «Fwd» спрямовує паливо з переднього паливного бака в обидва двигуни (третій знизу квадрат на рисунку). Кнопка

«Norm» спрямовує паливо з переднього паливного бака в лівий двигун та із заднього — у правий двигун (другий знизу квадрат на рисунку). Кнопка «Aft» спрямовує паливо із заднього паливного бака в обидва двигуни (перший знизу квадрат на рисунку). Ці ж крани використовуються для припинення подання палива до двигунів (четвертий знизу квадрат на рисунку). Усе це забезпечує льотчику аварійні засоби для продовження польоту в безпечну зону після виникнення пошкоджень паливної системи. Перехресне живлення може бути використане також на землі для керування поданням палива в разі гарячого заправлення. Під час запуску двигуна система запуску автоматично вмикає для нього перехресне живлення із заднього бака. Після запуску живлення автоматично перемикається на нормальне.

Після КПЖ 42 або 54 паливо проходить через ще один самозапірний клапан відриву 6 і надходить до ПНД 5, який забезпечує від'ємний надлишковий тиск у трубопроводах подання палива вертольота, що знижує пожежонебезпеку при пошкодженні паливної системи. ПНД 5 забезпечує прокачування палива через фільтр 3, оснащений перепускним клапаном 56 і сигналізатором перепаду тиску 4. Після фільтра паливо надходить до гідромеханічного агрегата (ГМА) 2. ГМА 2 подає дозоване паливо до форсунок 1 камери згоряння для керування частотою обертання газогенератора. ГМА містить паливний насос високого тиску для подання палива в дозувальну секцію. При нормальній роботі паливо спрямовується із ГМА через паливомасильний теплообмінник 58 і кран зливання та стабілізації обертів (КЗС) 59 у камеру згоряння. При перевищенні граничної частоти обертання вільної турбіни КЗС спрямовує паливо назад на вхід ГМА. Крім того, під час зупинки двигуна КЗС також зливає за борт усе паливо, що залишилося в колекторі.

Живлення паливом ДСУ виконується електропривідним підкачувальним насосом ДСУ 19, який всмоктує паливо із заднього бака через протипожежний кран ДСУ 20.

**Підсистема перекачування** дає змогу перекачувати паливо між внутрішніми паливними баками, із ППБ і додаткового внутрішнього паливного бака у внутрішні паливні баки. Насос внутрішнього перекачування палива 17 виконано реверсивним пневмотурбопривідним, що дає змогу перекачувати паливо між переднім і заднім паливними баками, а також із ППБ у внутрішні передній і задній баки. З допомогою кнопок керування перекачуванням «XFER» («Перекачування»), розміщених поруч із багатофункціональним індикатором, екіпаж може збалансувати вагу палива між переднім і заднім паливними баками. Доступними є чотири альтернативні кнопки: «Fwd» («Перед.»), «Off» («Вимк.»), «Aft» («Зад.») і «Auto» («Авто»). Кнопка «Fwd» вмикає ручне перекачування палива із заднього паливного бака в передній. Кнопка «Off» припиняє перекачування палива між цими баками. Кнопка «Aft» вмикає ручне перекачування палива із переднього паливного бака в задній. Кнопка «Auto» дає змогу виконувати автоматичне балансування палива між переднім і заднім паливними баками.

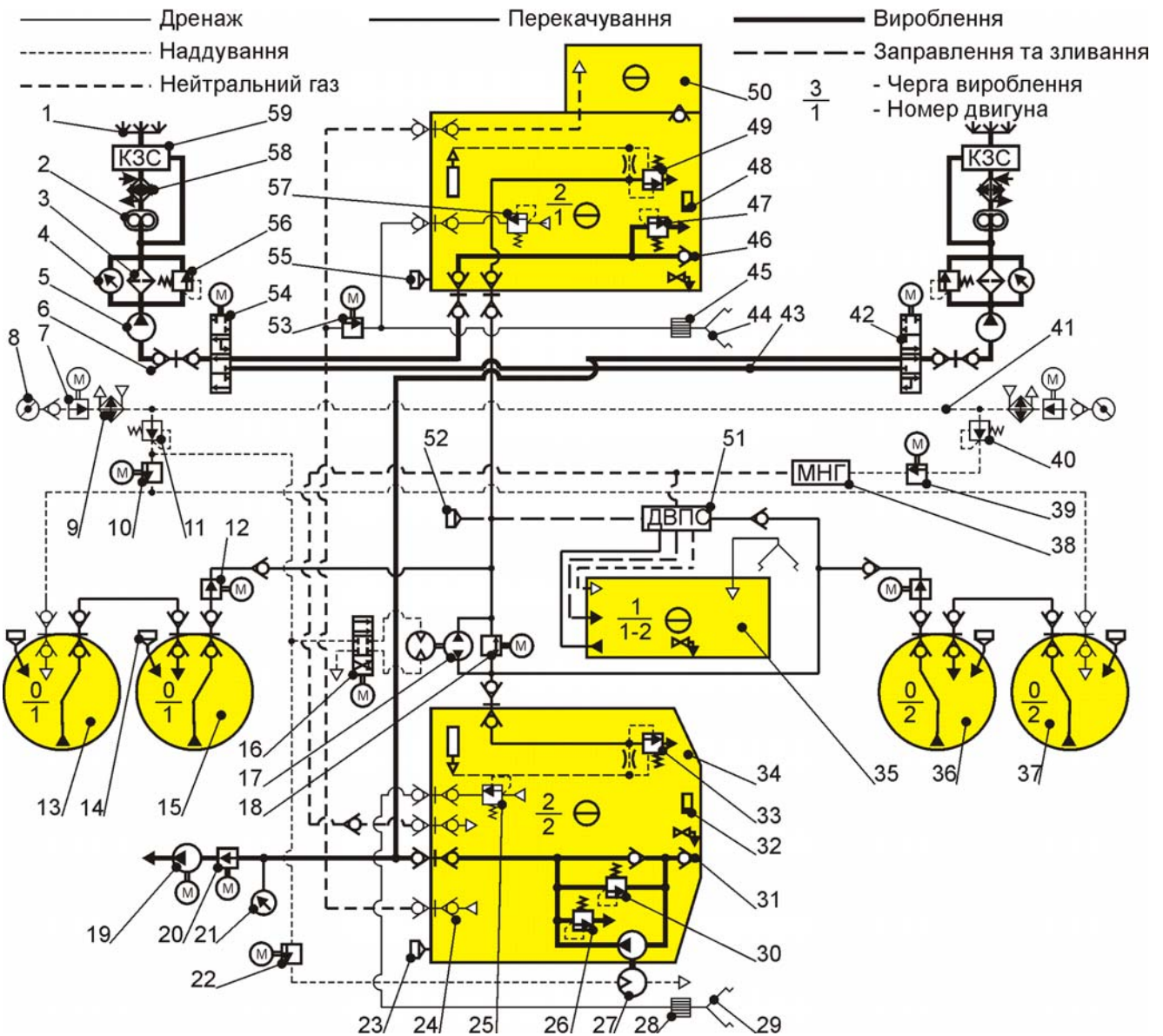


Рис. 10.69. Схема паливної системи вертольота АН-64D:

1 — паливні форсунки; 2 — ГМА; 3 — паливний фільтр; 4, 21 — сигналізатори тиску; 5 — ПНД; 6, 24 — самозапірні клапани відриву; 7 — кран відбирання повітря; 8 — забірник повітря від компресора; 9 — ППТ; 10 — кран наддування ППБ; 11, 40 — редуктори; 12 — кран перекачування; 13, 37 — лівий і правий зовнішні ППБ; 14, 23, 55 — заливні горловини; 15, 36 — лівий і правий внутрішні ППБ; 16 — повітряний кран перекачування палива; 17 — насос перекачування палива; 18 — кран перекачування; 19 — насос підкачування ДСУ; 20 — протипожежний кран ДСУ; 22 — повітряний кран підкачувального насоса; 25, 30, 57 — запобіжні клапани; 26, 47 — температурно-розвантажувальні клапани; 27 — підкачувальний насос; 28, 45 — полум'ягасники; 29, 44 — забірники дренажу; 31, 46 — самопливні клапани; 32, 48 — сигналізатори нижнього рівня; 33, 49 — клапани перекачування/заправлення; 34 — задній бак; 35 — бак у відсіку боезапасу; 38 — МНГ; 39 — кран нейтрального газу; 41 — повітряний колектор; 42, 54 — крани перехресного живлення; 43 — лінія перехресного живлення; 50 — передній бак; 51 — модуль ДВПС; 52 — штуцер заправлення; 53 — кран скидання наддування; 56 — перепускний клапан; 58 — ПМТ; 59 — КЗС



У випадку встановлення ППБ під внутрішнім і зовнішнім пілонами стиснуте повітря спрямовується у зовнішній ППБ і витискає паливо з нього у внутрішній ППБ і потім у внутрішні паливні баки. У випадку встановлення додаткового внутрішнього паливного бака для одночасного перекачування палива з нього в передній і задній паливні баки використовується електричний насос модуля додаткової внутрішньої паливної системи (ДВПС).

**Підсистеми дренажу, наддування та нейтрального газу.** Кожен внутрішній паливний бак обладнано незалежним дренажем. Забірник повітря з атмосфери 29 або 44 виведено на нижню поверхню фюзеляжу й оснащено полум'ягасником 28 або 45. Усередині кожного бака дренажний трубопровід з'єднується із запобіжним клапаном 25 або 57.

Повітря для роботи підсистем наддування та нейтрального газу відбирається від компресора кожного двигуна через забірники 8, зворотні клапани, крани відбирання повітря 7, повітряно-повітряні теплообмінники (ППТ) 9 і надходить у спільний колектор 41.

До системи наддування повітря подається через редуктор 11 під тиском 133 кПа. Далі частина цього повітря через кран наддування 10 надходить на наддування зовнішніх ППБ і через них — на наддування внутрішніх ППБ. Інша частина повітря може подаватися через кран 22 на пневмотурбіну підкачувального насоса 27. Третя частина цього повітря підходить до крана 16, який керує реверсивним перекачувальним насосом 17. Залежно від одного з трьох положень крана 16 насос 17 може бути вимкнений, виконувати перекачування в одному або в іншому напрямку.

Крім того, із повітряного колектора 41 повітря спрямовується в підсистему нейтрального газу через редуктор 40 і кран 39 під тиском 203 кПа. Модуль нейтрального газу (МНГ) 38 знижує пожежонебезпеку в надпаливному просторі бака шляхом його заповнення повітрям, збідненим киснем. МНГ є автономним та автоматично працює, коли наявними є повітря та напруга 115 В змінного струму. У МНГ використовується стиснуте повітря з повітряного колектора й видаляється приблизно 70 % наявного кисню. Це повітря потім спрямовується в задній паливний бак і далі в передній бак. Під час перекачування палива з додаткового внутрішнього паливного бака все повітря спрямовується в нього. Скидання тиску з баків перед заправленням або технічним обслуговуванням здійснюється через кран скидання наддування 53.

**Підсистема вимірювання** вимірює кількість палива, що залишилося в кожному внутрішньому баці. Підсистему також оснащено сигналізаторами нижнього рівня 32 і 48 у передньому й задньому паливних баках.

### **10.5.6. Паливна система вертольота МН-53Е**

МН-53Е «Sea Dragon» являє собою важкий вертоліт-тральщик одновинтової схеми, призначений для наземного й палубного базування з можливістю аварійної експлуатації на воді й розроблений корпорацією Sikorsky Aircraft. Вертоліт, здатний нести до 13608 кг корисного навантаження [271], оснащено трьома турбовальними двигунами General Electric

T64-GE-416. По одному двигуну встановлено з кожного боку фюзеляжу зверху зовні, середній двигун установлено за головним редуктором. Кожен із двигунів розвиває максимальну потужність 3222 кВт. Вертоліт здійснив перший політ 1981 року.

**Підсистема зберігання.** Паливо на вертольоті розміщено в чотирьох основних м'яких паливних баках, по два в кожному боковому обтічнику (рис. 10.70). Ці баки позначаються відповідно до номерів двигунів, які живляться з цих баків у нормальній ситуації: бак № 1 (17), бак № 2 лівий 11, бак № 2 правий 31 і бак № 3 (28). Нижня третина кожного основного м'якого бака є протектованою. Баки встановлено в захисному піноматеріалі для запобігання випліскуванню палива й підтримання стінок бака. Кожен основний бак оснащено ручним краном зливання відстою 20 для видалення води з бака або повного зливання палива.

Вертоліт може нести до семи додаткових жорстких баків 18, 19, 21, 22, 23, 24, 27, відпресованих із армованого пластику. Кожен із цих баків несе вісім швартових кілець (по два з кожного боку), які використовуються для кріплення баків у кабіні. У лівій нижній частині кожного бака є кран зливання 20 для контрольованого зливання палива з відстійників бака.

**Підсистема подання.** Паливну систему спроектовано так, щоб мінімізувати випліскування й спалахування палива під час аварії та підвищити виживаність екіпажу та вертольота після аварії. З цією метою паливо подається до двигунів всмоктуванням, а паливні лінії розміщено у верхній частині фюзеляжу.

Підкачувальні паливні насоси 9, установлені на коробках приводів двигунів, подають паливо з основних баків до насосів і фільтрувальних вузлів двигунів. У кожній основній лінії подання палива знизу встановлено зворотний клапан для того, щоб паливо не стікало з ПНД назад у баки самопливом і це не спричиняло б спорожнення ліній і насосів. Оскільки підкачувальні насоси 9 установлені не всередині баків, а над ними, основні лінії подання палива необхідно заливати паливом для нормальної роботи ПНД. Для виконання заливання паливом у разі спорожнення лінії подання між ПНД 9 і зворотним клапаном використовується ручний насос 33 на правому боці кабіни. Кожен бак № 2 обладнано блокувальним клапаном 13, який запобігає потраплянню повітря з порожнього бака у двигун.

Три важелі перемикачів палива, які розміщено на центральній стельовій панелі кабіни, перекривають подання палива до двигунів і керують підсистемою перехресного живлення. Кожен важіль перемикачів № 1 і № 3 механічно переміщує протипожежний кран перемикачів 10 або 32. Важіль перемикачів № 2 механічно переміщує свій кран перемикачів 29 та електрично керує своїм протипожежним краном 16. Підсистема перехресного живлення дає змогу кожному двигуну живитися з будь-якого основного паливного бака. Кожен важіль перемикачів має положення «Direct» («Прямо»), яке забезпечує живлення двигуна з власного бака. Для перехресного живлення кожен важіль може бути встановлений у положення, що відповідає живленню з будь-якого з інших баків і не збігається з положенням «Direct».

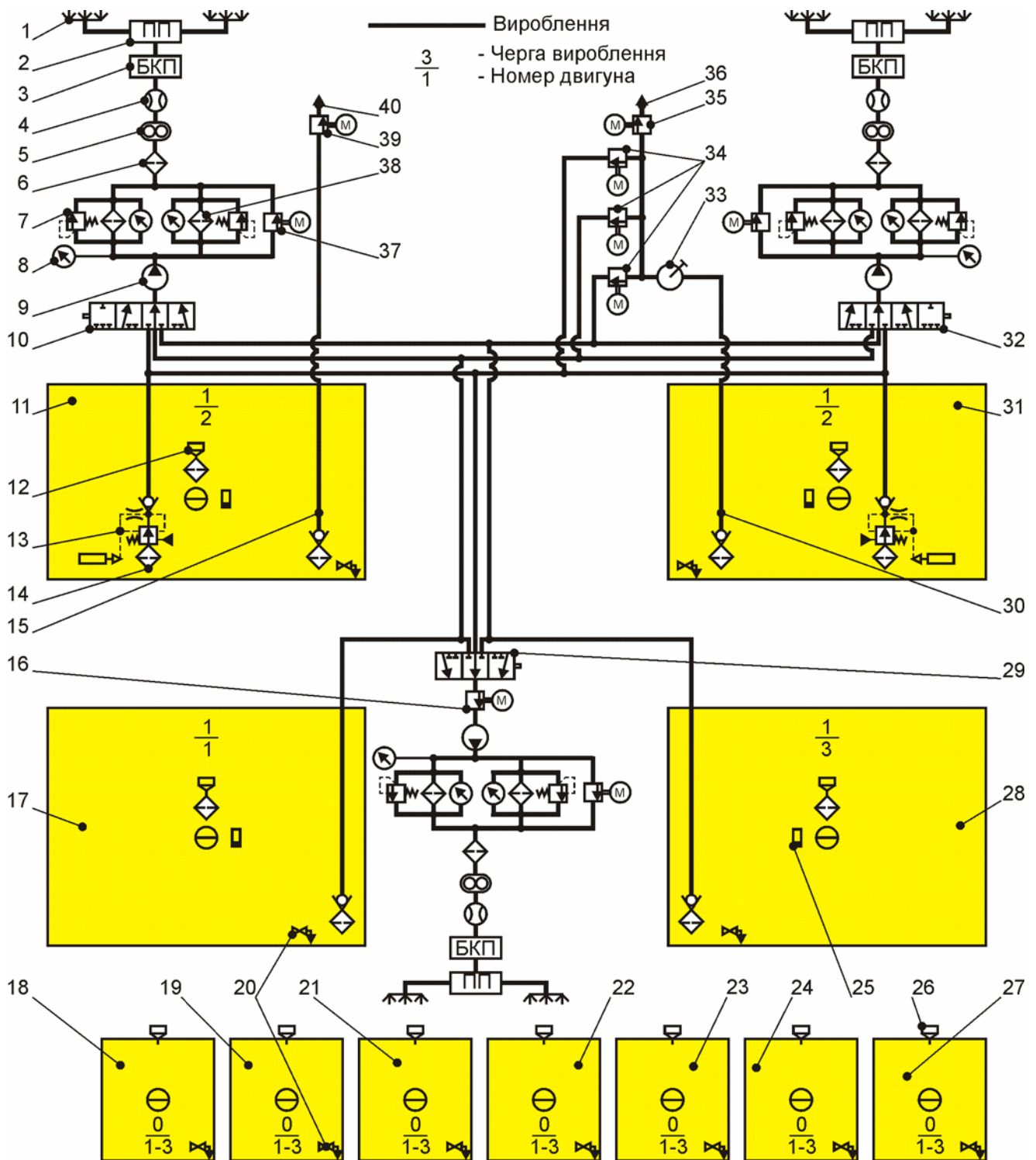


Рис. 10.70. Схема підсистеми подання палива вертольота МН-53Е:  
 1 — паливні форсунки; 2 — ПП; 3 — БКП; 4 — витратомір; 5 — ОНД; 6, 14, 38 — фільтри; 7 — перепусковий клапан; 8 — сигналізатор тиску; 9 — ПНД; 10, 32 — протипожежні крани перемикання № 1 і 3; 11 — бак № 2 лівий; 12, 26 — заливні горловини; 13 — блокувальний клапан; 15, 40 — лінії живлення обігрівача; 16 — протипожежний кран № 2; 17 — бак № 1; 18, 19, 21, 22, 23, 24, 27 — додаткові баки № 1–7; 20 — крани зливання; 25 — сигналізатор нижнього рівня; 28 — бак № 3; 29 — кран перемикання № 2; 30, 36 — лінії живлення ДСУ; 31 — бак № 2 правий; 33 — насос заливання; 34 — крани заливання; 35 — протипожежний кран ДСУ; 37 — перепусковий кран фільтра; 39 — протипожежний кран обігрівача

ПНД 9 подає паливо до фільтрувального вузла, що складається з двох фільтрів 38, кожен з яких оснащено пружинним перепускним клапаном 7 і сигналізатором перепаду тиску, електромоторного крана перепуску палива 37 і фільтра 6. Перепускний кран 37 відкривається в разі низького тиску за ПНД 9 під час запуску двигунів, поки на сигналізаторі 8 не з'явиться достатній тиск; при цьому паливо спрямовується в обхід двох фільтрів 38, що забезпечує більш прямий шлях до ОНД 5. Потім паливо потрапляє до основного насоса двигуна 5, який прокачує його через витратомір 4 і блок керування паливом 3, де воно дозується. Після цього паливо проходить подільник потоків 2 і прямує до двох колекторів паливних форсунок 1.

Паливо для живлення ДСУ й заливання підсистеми подання подається з правого бака № 2 через лінію 30 і крани 34, 35 ручним насосом 33. Паливо для обігрівача кабіни надходить з лівого бака № 2 через лінію 15 і перекиривний кран 39.

**Підсистема заправлення та зливання** забезпечує заправлення під тиском на землі, у польоті від літака або від корабля (HIFR). Основні баки також можуть бути заправлені відкритим способом через заливні горловини 12 зверху обтічників. У заливних горловинах відкритого заправлення основних паливних баків умонтовано фільтри.

Для заправлення під тиском на землі, у польоті від літака та від корабля (HIFR) використовуються ті ж самі елементи й трубопроводи. У підсистемі заправлення під тиском на землі використовується панель керування заправленням зі штуцером централізованого заправлення 31, розміщена на лівому передньому боці фюзеляжу (рис. 10.71). У підсистемі заправлення від літака в польоті використовується штанга 40, що висувається з правого боку носової частини фюзеляжу, а в підсистемі заправлення в польоті від корабля — швидкокорознімний штуцер Віггінса 43, установлений у верхній передній частині кабіни. Приймальний вузол 39 на кінці штанги 40 також може бути використаний для централізованого заправлення на землі.

Кожен основний бак містить дубльований мембранний клапан заправлення 5, 18 з двома поплавцевими клапанами — сигналізаторами верхнього рівня 29, 30 у верхній частині, які видають команди на закриття бакового клапана заправлення 5, 18 і припинення надходження палива в бак при його заповненні. Крани попередньої перевірки основних баків (два — механічно керовані та чотири — електрично керовані) дають можливість перевірити систему й керувати потоком палива під час заправлення й перекачування. Коли нормально закритий кран попередньої перевірки встановлюється у відкрите положення, тиск заправлення подається в кожух поплавцевого клапана 29 або 30, унаслідок чого поплавець піднімається й видає команду на закриття клапана заправлення 5 або 18 і припинення заправлення.

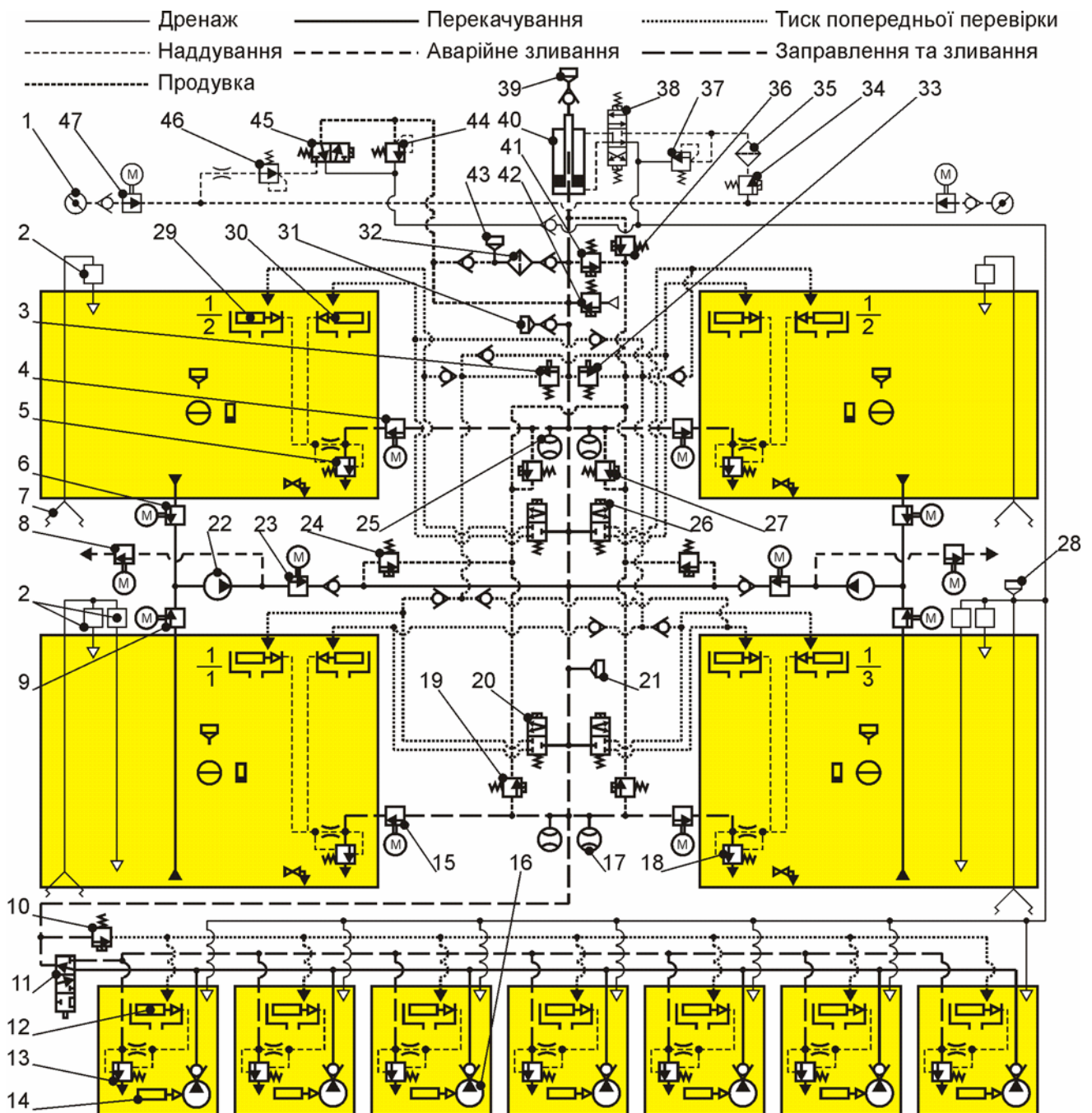


Рис. 10.71. Схема підсистем заправлення, перекачування та аварійного зливання палива вертольота МН-53Е

На схемі позначено: 1 — забірник повітря від двигуна; 2 — дренажні клапани; 3, 33 — основний і додатковий механічні крани попередньої перевірки; 4, 15 — крани зливання/продування; 5, 13, 18 — клапани заправлення; 6, 9 — крани перекачування/аварійного зливання; 7 — забірник дренажу; 8 — кран зливання; 10 — кран попередньої перевірки; 11 — кран перемикавання палива; 12 — поплавцевий клапан; 14 — поплавцевий сигналізатор; 16 — насос перекачування; 17, 25 — сигналізатори витрати; 19 — лівий задній кран продування; 20, 26 — електричні крани попередньої перевірки; 21 — штуцер заправлення; 22 — насос перекачування/аварійного зливання; 23 — кран перекачування; 24 — кран продування лінії перекачування; 27 — пра-

вий передній кран продування; 28 — штуцер дренажу; 29, 30 — основний і додатковий поплавцеві клапани; 31 — штуцер централізованого заправлення; 32 — фільтр HIFR; 34 — перекиривний повітряний кран штанги; 35 — повітряний фільтр; 36 — кран продування штанги; 37, 44 — повітряні запобіжні клапани; 38 — повітряний кран керування штангою; 39 — приймальний вузол; 40 — штанга дозаправлення в польоті; 41 — передній головний кран продування; 42 — вакуумний кран; 43 — штуцер HIFR; 45 — кран керування продуванням; 46 — редуктор; 47 — перекиривний кран відбирання повітря.

Механічні крани попередньої перевірки, розміщені на панелі керування заправленням на землі, є нормально закритими під дією пружин. У разі відкриття основного 3 або додаткового 33 кранів попередньої перевірки під час заправлення під тиском на землі надходження палива до всіх баків має бути перервано; це демонструє, що відповідна підсистема (основна або додаткова) задовільно працює в усіх основних баках. Крани 3, 33 використовуються для перевірки однієї з підсистем в усіх баках одночасно під час заправлення на землі. Електромагнітні крани попередньої перевірки 20, 26, що керуються з панелі керування паливом у кабіні, також є нормально закритими. Під час відкриття кожного з них надходження палива у відповідний основний бак має припинитися від обох підсистем попередньої перевірки. Крани 20, 26 використовуються для перевірки обох підсистем в одному баці під час заправлення в польоті.

У кожному додатковому баці також є клапан заправлення 13 і сигналізатор верхнього рівня (поплавцевий клапан) 12. Заправлення додаткових баків виконується через кран перемикавання палива 11, установлений зовні на першому додатковому баці в паливному трубопроводі, який з'єднується з усіма додатковими баками. Кран 11 має три положення: «Refuel/Defuel» («Заправлення/зливання»), «Main tanks» («Основні баки») і «Aux tanks» («Додаткові баки»). Для заправлення під тиском додаткових баків кран перемикавання встановлюється в положення «Refuel/Defuel» (середній квадрат на рисунку). Для перекачування палива до основних баків кран установлюють в положення «Main tanks» (верхній квадрат на рисунку). Для перекачування палива з одного додаткового бака до іншого кран установлюють у положення «Aux tanks» (нижній квадрат на рисунку). Кран попередньої перевірки 10 використовується для перевірки роботоздатності підсистеми заправлення додаткових баків.

Основні й додаткові баки можуть бути заправлені на землі в разі відсутності електричного живлення, але не вибірково. Зростання тиску в баці, спричинене закупорюванням дренажу, буде відображатися на манометрі відповідного бака.

Підсистема заправлення від літака в польоті працює аналогічно, за виключенням операцій випускання та прибирання штанги. Крім того, заправлення в польоті, випускання штанги й продування не мають проводитися після посадки на воду, щоб вода не потрапила в паливну систему. Робота підсистеми заправлення в польоті від корабля характеризується тільки тим, що під час заправлення паливо проходить через фільтр «придатне — непридатне» 32, який пропускає тільки придатне паливо. Якщо паливо забруднено водою й твердими частинками понад заданий рівень,

то його витрата зменшується до вкрай малого значення. Паливо з вертольота може бути злите самопливом через крани зливання відстою або всмоктуванням через штуцер централізованого заправлення 31.

Крім того, вертоліт обладнано підсистемою заправлення буксирувального автомобіля під час буксирування через штуцер 21. Паливо перекачується з основних паливних баків вертольота з допомогою чотирьох кранів перекачування/аварійного зливання 6, 9, двох кранів перекачування 23 і двох насосів перекачування/аварійного зливання 22. Паливо може перекачуватися з вибраного основного паливного бака або з усіх баків одночасно. Лінія дренажу буксирувального автомобіля з'єднується зі штуцером дренажу 28 на баці № 3.

**Підсистема перекачування.** Міжбакове перекачування виконується автоматично або вручну для зрівноваження внутрішнього запасу палива й вирівнювання кількості палива, доступного для кожного двигуна. Увімкнення й вимкнення перекачування палива відбувається в кожному обтічнику незалежно і неодноразово.

Наприклад, для перекачування палива з бака № 1 у лівий бак № 2 відкриваються крани перекачування/аварійного зливання 9, перекачування 23 і зливання/продування 4 і вмикається насос перекачування/аварійного зливання 22. Таким чином, по лініях перекачування й заправлення паливо надходить до клапана заправлення 5, який автоматично закривається при заповненні бака.

З допомогою цієї підсистеми можна також перекачувати паливо з додаткових баків у кабіні до основних баків в обтічниках. Перекачування палива виконується по спільному трубопроводу, який з'єднується з усіма додатковими баками шляхом умикання насосів перекачування 16, установлених по одному в кожному баці, і відкриття крана перемикавання палива 11 (верхній квадрат на рисунку) на передньому баці. Зворотні клапани запобігають надходженню палива, що перекачується, до інших додаткових баків. Для запобігання перегріванню насосів перекачування 16 поплавцеві сигналізатори 14 автоматично вимикають перекачувальні насоси після перекачування всього палива з відповідного додаткового бака.

**Підсистема аварійного зливання.** Паливо може бути злите вибірково або одночасно із чотирьох основних баків. Під час увімкнення будь-якого з чотирьох тумблерів аварійного зливання палива (по одному на кожен бак) відкриваються крани зливання 8 і перекачування/аварійного зливання 6, 9 для вибраного бака в кожному обтічнику, а також умикається насос перекачування/аварійного зливання 22. Додатковий тумблер «Fuel dump all» («Зливання всього палива») під захисним ковпачком умикає аварійне зливання з усіх основних баків одночасно. Сигналізатор нижнього рівня в кожному основному баці автоматично закриває відповідний кран перекачування 6 або 9 при досягненні залишку палива на 30 (у баках № 1 або 3) або 15 хв (у кожному з баків № 2) роботи двигуна. Коли спрацювують сигналізатори нижнього рівня обох баків в одному обтічнику, автоматично вимикається насос перекачування/аварійного зливання 22 і закривається кран аварійного зливання 8 у цьому обтічнику. Паливо не може бути злите в разі обтиснутих стояків шасі.

**Підсистеми дренажу, наддування та продування.** Кожен основний бак обладнано незалежним дренажем відкритого типу з повітрязабірником 7 на нижній поверхні фюзеляжу. Для запобігання потраплянню води в баки, коли вертоліт перебуває на плаву, атмосферний тиск спрямовується в баки через дренажні клапани 2 з кожного боку кабіни.

Заправна штанга 40 на правому боці носової частини фюзеляжу може випускатися та прибиратися. Система випускання/прибирання керується повітрям, що відбирається від двигунів № 1 і 3 через забірники 1, зворотні клапани й перекивні крани 47. Зворотні клапани запобігають витоку повітря, що відбирається, через непрацюючий двигун у разі його відмови. Штанга містить привід замків, які фіксують штангу у випущеному або прибраному положенні та вмикають світлосигналізатор «Probe ready» («Штангу випущено») у кабіні екіпажу при повністю випущеному положенні штанги. Перекивний повітряний кран штанги 34 керує потоком відбіраного повітря до повітряного крана керування штангою 38, а останній спрямовує відбіране повітря на випущення або прибирання заправної штанги. Кран 38 оснащено запобіжним клапаном 37 для скидання зайвого тиску в дренаж.

Підсистему продування призначено для продування ліній заправлення та перекачування всередині фюзеляжу з метою видалення палива з цієї області на випадок відриву або пошкодження трубопроводів під час аварії. Продування виконується шляхом подання повітря, що відбирається від компресорів двигунів, у верхню область підсистеми заправлення під тиском, що підтримується редуктором 46.

Наддування витискає паливо з цих ліній до лівого й правого паливних баків № 2 по лініях попередньої перевірки. Через різну місткість ліній заправлення необхідно, щоб вони були ізольовані одна від одної протягом заданих інтервалів часу. Це виконується електричним керувальним пристроєм, що відкриває кожен конкретний кран продування 19, 24, 27, 36, 41 протягом обмеженого інтервалу часу. Після натиснення кнопки «Purge» («Продування») на панелі керування заправленням відкривається кран керування продуванням 45, запускається цикл продування й видається команда системі автоматично запускати цикл продування кожен раз після чергового перекачування палива. Кран 45 також оснащено запобіжним клапаном 44 для скидання зайвого тиску в дренаж. Цикл продування відбувається протягом 8,5 хв і завершується автоматично без додаткових дій екіпажу. Блокування запобігає продуванню під час заправлення під тиском або перекачування палива.

**Підсистема вимірювання.** Кожен основний паливний бак обладнано датчиком-паливоміром і сигналізатором нижнього рівня. Сигналізатор нижнього рівня вмикає попереджувальний світлосигналізатор «Fuel Low» («Палива мало») у разі залишку палива на 30 хв роботи одного двигуна на нормальному крейсерському режимі. Цей сигналізатор також припиняє перекачування палива або аварійне зливання з цього бака при тому ж рівні. Кожен додатковий бак обладнано індикатором кількості палива на верхньому боці бака. Чотири сигналізатори витрати 17, 25 відображають течію палива із кожного основного бака та в кожен основний бак.



## ПЕРЕВЕДЕННЯ ДЕЯКИХ ОДИНИЦЬ У SI

$$1 \text{ фут} = 0,3048 \text{ м}$$

$$1 \text{ фут}^2 = 0,092903 \text{ м}^2$$

$$1 \text{ дюйм} = 0,0254 \text{ м}$$

$$1 \text{ фунт} = 0,4536 \text{ кг}$$

$$1 \text{ імперський галон} = 4,546 \text{ л}$$

$$1 \text{ галон США} = 3,78543 \text{ л}$$

$$1 \text{ psi (фунт-сила на квадратний дюйм)} = 6894,76 \text{ Па}$$

$$1 \text{ ат} = 98066,5 \text{ Па}$$

$$1 \text{ кгс/см}^2 = 98066,5 \text{ Па}$$

$$1 \text{ мм рт. ст.} = 133,322 \text{ Па}$$

$$1 \text{ бар} = 10000 \text{ Па}$$

$$1 \text{ вузол (миля на годину)} = 1,8536 \text{ км/год} = 0,44704 \text{ м/с}$$

$$1 \text{ к. с.} = 735,499 \text{ Вт}$$

$$1 \text{ Ст} = 0,0001 \text{ м}^2/\text{с}$$

$$1 \text{ сСт} = 1 \text{ мм}^2/\text{с}$$

$$t^{\circ}\text{C} = 5(t^{\circ}\text{F} - 32)/9$$

$$1 \text{ ppm (parts per million)} = 0,01 \%$$

## УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ

(за ДСТУ ISO 1219-1:2014, ДСТУ Б А.2.4-1:2009, ДСТУ Б А.2.4-8:2009)

Найменування	Позначення	Найменування	Позначення
Балон		Паливний акумулятор	
Бак із тиском вище атмосферного		Теплообмінник	
Фільтр		Фільтр із сепаратором	
Сепаратор рідини		Відцентровий сепаратор	
Осушник газу		Погашувач гідравлічного удару	
Насос постійної продуктивності		Гідромотор постійної продуктивності	
Насос реверсивний		Пневмомотор реверсивний	
Насос відцентровий		Насос ручний	
Насос струминний		Насос змінної продуктивності	
Лінії живлення та зливання		Лінії керування та дренажу	
З'єднання трубопроводів		Перехрещення трубопроводів без з'єднання	
Клапан зворотний		Клапан зворотний з пружиною	
Швидкоз'єднувальна муфта зі зворотними клапанами		Те ж роз'єднане	
Манометр		Термометр	
Показчик рівня рідини		Показчик витрати	
Витратомір		Тахометр	
Електромашинний привід з механічним зв'язком		Мембрана прориву	
Дросель (жиклер)		Форсунка	
Клапан нормально відкритий з керуванням від електромагніту		Клапан нормально закритий з гідравлічним керуванням і поверненням пружиною	
Клапан запобіжний		Клапан редукційний	
Вентиль		Забірник повітря з атмосфери	
Клапан різниці тиску		Забірник повітря від двигуна	
Насос шестеренний		Заливна горловина, заправний штуцер	

## СПІВВІДНОШЕННЯ МІЖ КІЛЬКІСТЮ ДВИГУНІВ І ВБ

Кількість ВБ	Кількість двигунів				
	1	2	3	4	6/10
1	Ил-103, МиГ-21, МиГ-23/27, Як-52/54/55, Су-26, А-4, А-7, АМ-Х, С-101, С-172SP, CL-41, ЕМВ-202, F-100, F-104, F-105, J-21, L-29, L-39, МВ-339, РАС-750, РС-6, S-211, S2R, Т-6В, Т-34, Т-45, Z-326, U-2, Ми-4, Ми-34, ЕС-120	МиГ-19, МиГ-25, МиГ-29, Су-25, Су-27, А-3, А-5, А-6, F-4, F-101, СМ-170, OV-10, Т-37,  Ми-2, Ми-6, Ми-8, Ми-10, УН-2	Ту-154	Х-22	ХВ-70
2	Вильга-35, М-101, (Су-26), (А-7), AV-8, С-172Р, F-16, F-35, F-102/106, J-35, Mirage F.1/2000, РС-9, РС-12, PL-12,  Ми-1, АН-1S	Ан-14, Ан-24/26, Ан-28/38, Ан-74, Ан-140, Ан-148, Бе-103, Бе-200, Корвет, Ил-114, Ту-124, Ту-134, Ту-204, Ту-214, Ту-334, А-330, АTR-42/72, ВАС-111, С-123, Cessna-510/525/550/560, Chelenger-300/601/604, CRJ-100/200/700/900, Dash-8-200/300/400, DA-42, DHC-4, Do-328, Duchess-76, ЕМВ-120/135/145/170, Falcon-2000, Fokker-50/100, Global 5000/Express, Gulfstream-150/550, Hawker-800, Jetstream-41, L-410, Learjet-25/31/40/45, Metro II, RRJ, Piper-44, Piaggio-180, SAAB-340/2000, Shepra, Super King Air, Су-39, Alpha Jet, E-2, EF-2000, F-5, F-14, F-15, F-18, F-111, F-117, IJ-22, Jaguar, S-3, Tornado, YF-23, Ка-26/226, Ка-27/32, Ка-50, Ми-24, Ми-26, (АН-64), Augusta-109, ЕС-135, Lynx, MD-902, SA-330, SH-60, УН-1, УН-3, УН-47	Як-40	Ил-18, А-340, В-1, Р-2	

Кількість ВБ	Кількість двигунів				
	1	2	3	4	6/10
3			Як-42, Falcon-50/7X/900		(ТВ-47)
4			DC-10, KC-10  МН-53Е	Ан-70, Ан-124, Ил-62, Ил-76, Ил-86, Ил-96, Ту-144, (А-340), А-380, А-400, С-5, Concorde, DC-8, (Р-2), Р-3, УС-15	
Паралельна схема	Ан-2/3, С-172Р, Columbia-400, DA-40, F-20, (F-105), Piper Cherokee/Malibu, (PL-12), Sportstar, TBM-700/850, Tecnam P92/2002, Ka-18	(Ан-24/26), (Ан-38), (Ан-74), Ту-104, А-10, А-310, А-320, В-737, В-757, В-767, В-777, В-787, С-27, С-160, Canberra, Cessna-310=О-2, Cessna-337=U-3, DC-9, F-5, MD-80, SR-71,  АН-64, (УН-2)	В-727	Ан-10/12, Ан-22, (Ан-70), (Ан-124), Ту-114, (А-400), (В-1), В-58, В-707, В-747, (С-5), С-141, (DC-8), KC-130, KC-135	В-36, В-47

**Примітки:**

1. Комірки таблиці, розміщені в першому після заголовка рядку ( $n_{\text{ВБ}} = 1$ ), містять назви ЛА, які оснащено одним ВБ, що відповідає **централізованій схемі вироблення** палива.

2. Комірки таблиці, розміщені на діагоналі ( $n_{\text{ВБ}} = n_{\text{дв}}$ ), містять назви ЛА, у яких кількість ВБ дорівнює кількості двигунів, що відповідає **незалежній схемі вироблення**.

3. Комірки таблиці, розташовані нижче першого після заголовка рядка й вище діагоналі, містять назви ЛА, у яких кількість ВБ є меншою за кількість двигунів ( $n_{\text{ВБ}} < n_{\text{дв}}$ ), що відповідає **централізовано-автономній або частковій (Як-40) схемам вироблення**.

4. Комірки таблиці, розміщені нижче діагоналі, містять назви ЛА, у яких кількість ВБ перевищує кількість двигунів ( $n_{\text{ВБ}} > n_{\text{дв}}$ ), що відповідає **надлишковій схемі вироблення**.

5. У дужках указано назви ЛА, ПС яких перемкнено в аварійний режим роботи, що відповідає **конвертованій схемі вироблення**.

## СТИСЛА ХАРАКТЕРИСТИКА ПАЛИВНИХ СИСТЕМ

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дренаж
					Схе-ма	Між-бакове	Внутріш-ньобакове	Схе-ма	ЦЗП		
<b>Пасажирські літаки з ТГД</b>											
Ан-10А	4ТГД	12	к-22мб	ЕВН×1(2д)	а/кс	сам.	—	н(в)	1пр	—	п
Ан-28	2ТГД	2	к-4кб	ЕВН×2д	рг	СН×2	СН×2	в	—	—	р
Ан-38	2ТГД	2(II)	к-3кб	ЕВН×2д(СК)	рс	СН×2	СН×2	в	—	—	р
Ан-140	2ТГД 1ДСУ	2	к-2кб	ЕВН×2д	—	—	СН×4 /сам.	н(в)	1пр	—	п
Ил-18Д	4ТГД 1ДСУ	2	к-20мб, к-2кб, к-1кб	ЕВН×2д	акс ас кс	ЕВН×6 сам. ЕВН×2	—	н(в)	2п/л	—	нп
Ил-114	2ТГД 1ДСУ	2	к-2кб	ЕВН×2д	—	—	СН×4 /сам.	н(в)	1пр	—	?
Ту-114	4ТГД	20	к-68мб	ЕВН×1(2д)	а4с /64г	сам.	—	с(в)	2п/л	ПНЛ /сам.	?
ATR-42/72	2ТГД	2	к-2кб	СН×1 /ЕВН×1рп	—	—	СН×2 /сам.	н(в)	1пр	—	н
Jetstream 4100	2ТГД	2	к-4кб	СН×1 /ЕВН×1рп	рг	сам.	СН×4	н(в)	1пр	—	н
Dash-8-200/300	2ТГД	2	к-4кб	СН×1 /ЕВНvar×1рп	рг	СН×6	—	с(в)	1пр	—	н
Dash-8-Q400	2ТГД 1ДСУ	2	к-2кб	СН×1 /ЕВНvar×1рп	—	—	СН×6	с(в)	1пр	—	н
Embraer-120	2ТГД 1ДСУ	2	к-4кб	СН×1 /ЕВН×2рп	рг	сам.	СН×4 + сам.	н(в)	1пр	—	н
Fokker-50	2ТГД 1ДСУ	2	к-4кб	ЕВН×2д	рг	сам.	—	н(в)	1пр	—	п
King Air C90	2ТГД	2	к-8, мг-2	ЕВН×1/сам.	а/рг	сам. /ЕВН×2	—	в в	—	—	п п
Piaggio-180 Avanti	2ТГД	2	к-2кб, ф-4кб	ЕВН×2р	рг аг	сам. сам.	сам.	н(в) н(в)	1пр	—	р р/п
SA-227 Metro II	2ТГД	2	к-4кб	ЕВН×2р	рг	сам.	СН×4	в	—	—	к
SAAB-340	2ТГД	2	к-4кб	сам. /ЕВН×1п	рг	сам.	сам.	н(в)	1пр	—	н
SAAB-2000	2ТГД 1ДСУ	2	к-2кб	сам./ЕВН×1	—	сам.	СН×4	н(в)	1пр	—	н
Super King Air B200	2ТГД	2	к-12, мг-2	сам. /ЕВН×1р	а /рг	сам. /СН×2	—	в в	—	—	к р
<b>Пасажирські літаки з ТРД або ТРДД</b>											
Ан-148	2ТРД 1ДСУ	2	к-3кб	ЕВН×2д/СК /=ЕВН/2п	рс	СН×2	СН×4 /сам.	н(в)	1пр	—	п
Ил-62	4ТРД 1ДСУ	4	к-7кб, к-1кб, го-1кб	ЕВН×2д	кс кс кс	ЕВН×10 ЕВН×3 сам.	ЕВН×8 — —	н(в) н с	4п/л	ПН ПН сам.	р/к р н
Ил-86	4ТРД 1ДСУ	4	к-6кб, к-1кб	ЕВН×2д	1кс 2рг	ЕВН×2, СН×2	СН×12 СН×8	с(в) с	4пр	НАЗ ПН	к к
Ил-96	4ТРД 1ДСУ	4	к-8кб, к-1кб	ЕВН×2д	арс ро	СН×4 СН×4	СН×8 —	с(в) с	4пр	ПНЛ пер.	к р

## Продовження дод. 4

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дре-наж
					Схе-ма	Між-бакове	Внутріш-ньобакове	Схе-ма	ЦЗП		
Ту-104А	2ТРД	8	к-34мб	ЕВН×1	а4с /30г	сам.	—	в	—	сам./ ПНЛ	?
Ту-134А	2ТРД 1ДСУ	2	к-6кб, (к-2мб)	ЕВН×2д	рг рг	ЕВН×8 сам.	ЕВН×4	н(в) с	1пр	— —	р/к п
Ту-144	4ТРД ДСУ	4	к/ф-18кб	ЕВН×2/ СН×1	кбг/4с	СН×24	СН×2	н/с	2пр	сам.	к/Δр
Ту-154М	3ТРД 1ДСУ	1	к-6кб	ЕВН×4д/ =ЕВН×1р	р/к	ЕВН×12	—	н(в)	2пр	—	к/п
Ту-204 /214	2ТРД 1ДСУ	2	к-7кб, во-1кб	ЕВН×2д/СК	рг/ск кск	ЕВН×8, СН×6 ЕВН×3	СН×6 —	с(в) с	2пр	— —	к н
Як-40	3ТРД 1ДСУ	2	к-2кб	ЕВН×1 ПА×2 (усього)	—	сам.	сам.	в	—	сам.	н
Як-42	3ТРД 1ДСУ	3	к-3кб	ЕВН×2д/СК/ ПА×1	—	—	СН×8	н(в)	1пр	НАЗ	р
Ту-334	2ТРД 1ДСУ	2	к-3кб	ЕВН×2др	рс	СН×4	СН×4	н(в)	1пр	—	?
А-310	2ТРД 1ДСУ	5	к-5кб, ф-2мб, го-1кб	ЕВН×2д	— кск рск	— Δр ЕВН×2	—	н(в) с с	2пр	—	р к н
А-320	2ТРД 1ДСУ	3	к-5кб	ЕВН×2д	рг	сам.	СН×6	н(в)	2п/л	—	р/п
А-330	2ТРД 1ДСУ	2(4)	к-3(5)кб, го-1кб	ЕВН×3д /ЕВН×1р	р/кск кск	ЕВН×2 /сам. ЕВН×1	СН×4	с(в) с	4п/л	—	к н
А-340	4ТРД 1ДСУ	2(4)	к-3(5)кб, ф-2мб, го-1кб	ЕВН×4(2)р	р/кск кск кск	ЕВН×2 /сам. Δр ЕВН×1	СН×4	с(в) с с	4п/л	ПНЛ / ПН пер. ПН	к ? н
А-380	4ТРД 1ДСУ	4	к-10кб, го-1кб	ЕВН×2р	кск кск	ЕВН×12 /сам.	—	с с	4п/л	ПН ПН	р/к н
В-707	4ТРД	5	к-6кб, к-7мб	ЕВН×2д	рг	сам.	—	н н	4п/л	сам. сам.	р/к п
В-727	3ТРД	3	к-4кб, к-3мб, ф-2мб	ЕВН×2д/СК	— рг —	— сам. —	—	с(в) с а	2пр	ПНЛ ПНЛ ПНЛ	р/к к к
В-737	2ТРД 1ДСУ	3	к-3кб	ЕВН×2д/СК	—	—	—	н(в)	1пр	—	р
В-747	4ТРД 1ДСУ	5	к-7кб, го-1кб	ЕВН×2д(4д) /СК	рск кск	сам. ЕВН×2	СН	с(в) с	4п/л	НАЗ	р/к н
В-757	2ТРД 1ДСУ	3	к-3кб	ЕВН×2д/СК	—	—	?	?	?	—	?
В-767	2ТРД 1ДСУ	3	к-3кб	ЕВН×2д/СК	—	—	?	?	?	ПНЛ	?
В-777	2ТРД 1ДСУ	3	к-3кб	ЕВН×2д/СК	—	—	СН×4	с	2лв	НАЗ ПНЛ	р
В-787	2ТРД 1ДСУ	3	к-3кб	ЕВН×2д/СК	—	—	?	?	?	ПНЛ	?
ВАС 1-11	2ТРД 1ДСУ	2	к-3кб, ф-3мб	ЕВН×2д/СК	кск кск	ЕВН×2 ЕВН×4	сам.	с(в) с	1пр	—	н/к ?
Cessna-510	2ТРД	2	к-2кб	СН×1 /ЕВН×1рп	—	—	СН×4 /сам.	в	—	—	н

## Продовження дод. 4

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дренаж
					Схе-ма	Між-бакове	Внутріш-ньобакове	Схе-ма	ЦЗП		
Mustang											
Cessna-525A	2ТРД	2	к-2кб	СН×1 /ЕВН×1рп	—	—	СН×2	в	—	—	?
Cessna-550 Bravo	2ТРД	2	к-2кб	СН×1 /ЕВН×1рп	—	—	СН×4 /сам.	в	—	—	?
Cessna-560XL	2ТРД (ДСУ)	2	к-2кб	СН×1 /ЕВН×1рп	—	—	СН×6, сам.	н(?)	1пр	—	н
Challenger-300	2ТРД 1ДСУ	2	к-2кб	СН×1 /ЕВН×1рп	—	—	СН×2 /сам.	н(в)	1пр	—	к
Challenger-601	2ТРД 1ДСУ	2	к-3кб, к-2жб, ф-3мб	СН×1 /ЕВН×1рп	а1с/2г рс	СН×4 ЕВН×2Δр /сам.	—	н(в) а а/н	1пр	— — сам.	к п п/н
Challenger-604	2ТРД 1ДСУ	2	к-3кб, к-2жб, ф-5мб	СН×1 /ЕВН×1рп	а1с/2г рс	СН×8 ЕВН×2 /сам.	—	н(в) а н(в)	1пр	— — сам.	к п к
CRJ-100/200	2ТРД 1ДСУ	2	к-3кб, к-2жб	СН×1 /ЕВН×1рп	а1с/2г	СН×4	—	н(в) а	1пр	—	к п
CRJ-700/900	2ТРД 1ДСУ	2	к-5кб	СН×1 /ЕВН×1рп	а1с/2г	СН×6	—	н/а (в)	1пр	—	к/п
DC-8	4ТРД	4	к-7кб, пк-2кб	ЕВН×1	к а	ЕВН×4 сам.	ЕВН×1	к(в) к	4п/л	сам.	р
DC-9	2ТРД 1ДСУ	3	к-3кб	ЕВН×2д /СК×2	—	—	сам.	н(в)	1пр	—	н/к
DC-10	3ТРД 1ДСУ	4	к-6кб, ф-2мб	ЕВН×2(3)/СК	рг кс	ЕВН×4	СН×10	к с	4п/л	ПНЛ /ПН	к ?
Dornier-328 Jet	2ТРД 1ДСУ	2	к-2кб	СН×2д /ЕВН×1рп	—	—	СН×12	н(в)	1пр	—	р
Embraer-135/145	2ТРД 1ДСУ	2	к-2кб	ЕВН×3р/СК	—	—	СН×2 /сам.	н(в)	1пр	—	н
Embraer-170	2ТРД 1ДСУ	2	к-2кб	СН×1 /ЕВН×1рп	—	—	СН×6 /сам.	н(в)	1пр	—	р
Falcon-50	3ТРД 1ДСУ	3	к-3кб, ф-3кб	ЕВН×1	рг	ЕВН×3	СН×2/ Δр/сам.	н(в) а	1пр	—	к/Δр п/Δр
Falcon-7x	3ТРД 1ДСУ	2 1	к-3кб, ф-3кб	ЕВН×2р ЕВН×2р	1рг 2рг	СН×1 сам./Δр	СН×8 СН×2	н(в) н	1пр	—	?/Δр ?/Δр
Falcon-900	3ТРД 1ДСУ	2 1	к-2кб, ф-2кб	ЕВН×1 ЕВН×2п	— рг	СН×1 /сам./Δр	СН×8 СН×2	н(в) н	1пр	—	к/Δр к/п/Δр
Falcon-2000	2ТРД 1ДСУ	2	к-2кб, ф-2кб	ЕВН×2р	рг	СН×3/Δр	СН×8	н(в) н	1пр	—	?/Δр ?/Δр
Fokker-100	2ТРД 1ДСУ	2	к-3кб	ЕВН×2д	р(к)с	ЕВН×2	СН×2 /сам.	н(в)	1пр	—	?
Global 5000/Express	2ТРД 1ДСУ	2	к-3кб, ф-1мб	ЕВН×3др/СК	рс рс	ЕВН×4	сам.	н(в) н	1пр	—	к к
Gulfstream-150	2ТРД 1ДСУ	2	к-5кб,	СН×1 /ЕВН×1рп	а1с/2г ас/г	СН×4	сам.	а	1пр	ПНЛ	р/п

## Продовження дод. 4

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дре-наж
					Схе-ма	Між-бакове	Внутріш-ньобакове	Схе-ма	ЦЗП		
			ф-1мб			сам.		а(в)		пер.	р
Gilfstream-550	2ТРД 1ДСУ	2	к-2кб	ЕВН×2д/СК	—	—	СН×2 /сам.	н(в)	1пр	—	н
Hawker-800	2ТРД 1ДСУ	2	к-2кб, ПФБ×1	ЕВН×1/СК	ко	СН×2/сам.	СН×2 /сам.	с(в) с	1пр	—	р р
Learjet-25	2ТРД	2	к-4кб, ф-4мб, ПКБ×2	СН×1 /ЕВН×1пр	рг к рг	СН×2 ЕВН×1 /сам. СН×4	сам. сам.	в а в	—	— сам.	к п к
Learjet-31А	2ТРД	2	к-2кб, ф-1мб	СН×1 /ЕВН×1пр	к	ЕВН×1 /сам.	СН×2 /сам.	н(в) н	1пр	—	н н
Learjet-40/45	2ТРД (ДСУ)	2	к-2кб, ф-1мб	СН×1 /ЕВН×1пр	р	СН×2 /сам.	СН×8 /сам.	а н(в)	1пр	—	п р
MD-80	2ТРД 1ДСУ	3	к-3кб, ф-2	ЕВН×2д /СК×2	— р	ЕВН×4	СН×6	н(в) с	1пр	—	н/к ?
Concorde	4ТРД	4	к-10кб, ф-3кб	ЕВН×3д /ПА×1	2ас 4р к	ЕВН×4 ЕВН×8 ЕВН×6 /ГПН×2	— — —	с с с	2п/л	пер. ПНЛ ПН	? ? ?
SSJ	2ТРД 1ДСУ	2	к-3кб	ЕВН×2д /=ЕВН×1р	р	СН×2	СН×8	н(в)	1пр	—	к
<b>Транспортні літаки з ТГД</b>											
Ан-12БК	4ТГД 1ДСУ		к-26мб, к-2кб, ф-3мб	ЕВН×1(2д)	— кг к	— ЕВН×2 ЕВН×3	— — —	н(в) н(в) н(в)	1пр	—	к н к
Ан-22	4ТГД 1ДСУ		к-10кб, к-14мб, ф-6мб	ЕВН×14 ЕВН×2 ЕВН×2	— р/кг рг	— сам. сам.	—	?	1ц	—	к н/п н/п
Ан-26	2ТГД 1ДСУ	2(II)	к-4кб, к-5мб	ЕВН×2д	кг к	ЕВН×2 ЕВН×2	сам. сам.	н(в) н(в)	1лв	—	р п/к
А-400М	4ТГД 1ДСУ	5	к-5(9)кб	ЕВН×2/СК	(к)	ЕВН×6	СН×4	с	2пр ш-к	ПН	?
С-2А	2ТГД 1ДСУ	2	к-2кб, (ф-6жб)	ЕВН×2д	— к	— ЕВН×4	— —	н с	1пр	сам. пер.	к к
С-27J	2ТГД 1ДСУ	4	к-4кб	ЕВН×2д/ =ЕВН×1п	—	—	СН×8	н(в)	1пр	ПНЛ	к
С-119G	2ПД 1ДСУ	4	к-4мб к-18мб	ЕВН×1	аг	сам.	—	в в	—	—	н п
С-123В	2ПД 1ДСУ	2	мг-2, ПТБ×2	ЕВН×1	— рг	— Δр	— —	в в	—	ск. ск.	н Δр
С-131А	2ПД	2	к-4кб	ЕВН×1	аг	сам.	—	о	—	—	?
С-160Z	2ТГД 1ДСУ	4	к-4кб	ЕВН×2var д/ СК	—	—	сам.	н(в)	1пр	—	н
CL-44	4ТГД	4(II)	к-6кб, к-6мб	ЕВН×1/СК	к к	ЕВН×2/СК ЕВН×2/СК	—	к(в) к(в)	1пр	сам. пер.	р п
DHC-4	2ПД	2	к-20мб	ЕВН×1	аг	сам.	—	в	—	—	п
KC-97E	4ПД	5	к-4,	ЕВН×2д	—	—	—	?	?	—	?



Продовження дод. 4

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дре-наж
					Схе-ма	Між-бакове	Внутріш-ньобакове	Схе-ма	ЦЗП		
	1ДСУ		к-1, ф-4жб	ЕВН×1	— к	— ГПН×2	— сам.				? ?
КС-130Т	4ТГД 1ДСУ	8	к-4кб, к-2мб, ф-1жб, ППБ×2	ЕВН×1	— (к) (к) (к)	— ЕВН×2 ЕВН×3 ЕВН×4	СН×8 — — —	с(в) с с с(в)	1пр	НАЗ ПНЛ ПН ПНЛ	к к ? ?
РС-6	1ТГД	1	к-2кб, ф-2	сам/ЕВН×1п	р/к р	сам. сам.	—	в	—	—	н/к п
SD3-60 Shepra	2ТГД	2	ф-6	ЕВН×1	рг	сам.	—	в	—	—	?
Х-22А	4ТГД	1	ф-1	сам/ЕВН×1п	—	—	—	в	—	сам.	н
<b>Транспортні літаки з ТРД або ТРДД</b>											
Ан-74	2ТРД 1ДСУ	2(II)	к-6кб, к-1кб	ЕВН×2д /=ЕВН/2	кг рс	ЕВН×4 СН×2	СН×2	н/с (в) н(в)	1лв	—	к/р р
Ан-124	4ТРД 2ДСУ	4(II)	к-13кб	ЕВН×2д/СК	к8г/1с	ЕВН×18д	СН×10, ЕВН×2	с(в)	4п/л	—	к
Бе-200	2ТРД 1ДСУ	2	к-2кб	ЕВН×2/СК/ =ЕВН×1п	—	—	СН×12	н(в)	1лв	—	н
Ил-76ТД	4ТРД 1ДСУ	4	к-8кб к-4кб	ЕВН×2д	рг кг	ЕВН×8д ЕВН×8д	ЕВН×4 СН×2	н(в) н(в)	2пр	—	к к
А-310 МРТТ	2ТРД 1ДСУ	5	к-5кб, ф-5мб, го-1кб	ЕВН×2д	— к рс	ЕВН×2 ЕВН×2/др ЕВН×2	—	с(в) с с	4п/л	ПНЛ пер. ПН	р к/др н
С-5В	4ТРД 2ДСУ	4(II)	к-12кб	ЕВН×2д	кг	ЕВН×16д	СН×34	с(в)	4п/л лш	ПНЛ /ПН	к
С-141С	4ТРД 1ДСУ	10	к-4кб, к-4кб, к-2кб	ЕВН×2д	— кг к	— ЕВН×8 ЕВН×4	— — —	к(в) к(в) к(в)	2пр лш	ПНЛ ПНЛ ПНЛ	к к к
КС-10А	3ТРД 1ДСУ	4	к-6кб, ф-4мб	ЕВН×2(3)/СК	рг к	ЕВН×10 /ГПН×6	СН×14	к с	6п/л/ ф лш	ПНЛ /ПН	к ?
КС-135	4ТРД 1ДСУ	5	к-4кб, к-2кб, к-1мб, ф-2мб	ЕВН×2д — ЕВН×2д (ГПН×2д)	(к) рг (рс) (к)	(сам.) сам. (сам.) (ГПН×4)	— — — сам.	1пр лш н с	н н н с	пер. пер. пер. ПН	к к к н
УС-15	4ТРД	4	к-4кб	ЕВН×2д	—	—	СН×6	к	1пр лш	—	к
<b>Винищувачі</b>											
МиГ-19	2ТРД	1	ф-2мб, ф-2жб, ПКБ×2	ЕВН×1	к к к	ЕВН×1 ЕВН×2 др	—	в	—	— — ск.	п к к/др
МиГ-21Ф	1ТРД	1	к-4кб, ф-10мб, ПФБ×1	ЕВН×1	а р/а к	др ЕВН×2 др	сам.	в	—	— — ск.	р/п/др п/к р/др
МиГ-23	1ТРД	1	к-3кб, ф-4кб, ПФБ×1 ПКБ×2	ЕВН×2д/ПА	а р/а р а	др ЕВН×2 др др	др (др/сам) др др	а а(в) в а	1лв	— — ск. ск.	п/др п/к р/др р/др
МиГ-25	2ТРД	1	к-4кб, ф-6кб,  во-2кб, ПФБ×1	ПТН×1/ ЕВН×1дп/ПА	а/к к  к к	др др  др др	—	н н(в)  н в	1лв	др др  др ск.	р/др р/др  р/др р/др
МиГ-29	2ТРД	1	к-2кб,		к/а	СН×2	—	с	1лв	—	к

Продовження дод. 4

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дре-наж
					Схе-ма	Між-бакове	Внутріш-ньобакове	Схе-ма	ЦЗП		
			ф-5кб, ПФБ×1 ПКБ×2	ТТН×2д/ ЕВН×1дп/ПА	р/а а а	ППН×2 Δр Δр	СН×2	с(в) в в		— — ск.	к р/Δр к/Δр
EF-2000/ Tornado	2ТРД 1ДСУ	2	к-2кб, ф-2мб, ПФБ×1 ПКБ×4	ЕВН×2д	кг кг рс	ЕВН×4 Δр Δр	ЕВН×1/ сам.	с с(в) с с	1пр ш-к	пер ПНЛ п/ск. п/ск.	к к к/Δр к/Δр
F-4E	2ТРД	1	к-2кб, ф-7мб, ППБ×3	ЕВН×2д/СК	к к/а к	Δр ГПН×2/ ЕВН×2 Δр	— сам.	с с с(в)	1пр лш	Δр — ск.	к/Δр к к/Δр
F-5E	2ТРД	2	ф-3мб, ППБ×3	ЕВН×1	1лг кс	сам. Δр	—	н с	1лв	— ск.	? к/Δр
F-8G	1	2	к-1кб, ф-6	ЕВН×2(3)	к к/р	Δр ЕВН×1 /сам.	—	с с	1пр ш-к	Δр —	к/Δр к/Δр
F-14D	2ТРД	2	к-4кб, ф-7мб, ПФБ×2	ТТН×1	кг кг кг	Δр СН×8 Δр	—	н а(в) н(в)	1пр ш-к	пер. сам. п/ск.	к к Δр
F-15E	2ТРД	2	к-2кб, ф-5мб, КБ×2, ППБ×3	ЕВН×1/СК + =ЕВН×0,5п	кс к/ас кс кс	ЕВН×2 ЕВН×1 /СН×1 ЕВН×4 Δр	СН×2 сам. СН×2	с с/а/ н с с(в)	1л лш	ПН ПН пер. п/ск.	р к р р/Δр
F-16C/D	1ТРД	2	к-2кб, ф-5мб, ПФБ×1 ПКБ×2	ЕВН×1(2)д/ СК + ППР	а/рр р/аг аг ас	ППН×2 ЕВН×2 СН×2 Δр Δр	— (сам.)	с н/а с с	1лв лш	— ск. ск.	к п к/Δр к/Δр
F/A-18E	2ТРД	2	к-2кб, ф-4мб, ППБ×5	ППН×1	р/ас кс кс	СН×2 ЕВН×2 /СН×4 Δр	— (сам.)	с с с	1пр ш-к	ПН пер. п/ск.	к к р/к
F-20A	1ТРД	2	ф-3мб, ППБ×3	ЕВН×2р/д	1рг кс	сам. Δр	—	н с	1лв	— ск.	? к/Δр
F-100C	1ТРД	1	к-2кб, ф-3мб, ПКБ×6	ЕВН×2д/СК	к/(р) р/(а) к	ЕВН×2 ЕВН×2 Δр	сам. сам.	н н/с с(в)	1лв ш-к	— — ск.	п к к/Δр
F-101A	2ТРД	1	к-2кб, ф-5мб, ППБ×2	ЕВН×2д/СК	к к/а к	Δр ЕВН×3 Δр	сам.	с с(в) с	1пр ш-к лш	— — ск.	к/Δр ? к/Δр
F-102A	1ТРД	2	к-6кб, ПКБ×2	ЕВН×2д/СК	аг аг	Δр Δр	—	а в	1лв	— ск.	п/Δр п/Δр
F-104D	1ТРД	1	ф-4мб, ПКБ×4	ЕВН×4д	р к	ЕВН×1 Δр	(сам.)	н(в) н(в)	1лв ш-к	— 2ск.	? к/Δр
F-105G	1ТРД	1 (3II)	ф-3мб, н-1жб, ППБ×3	ЕВН×1/СК	к к к	ЕВН×4 Δр Δр	—	с с с	1лв ш-к лш	— — ск.	к/п к/Δр к/Δр
F-106A	1ТРД	2	к-8кб, ф-1кб, ПКБ×2	ЕВН×2д/СК	а/кг кс аг	Δр ЕВН×1 Δр	—	с/а с н(в)	1пр лш	— — ск.	п/р/Δр л к/Δр
F-111A	2ТРД	1(2)	к-2кб, ф-3кб,	ЕВН×4д/2СК	кс рс	ЕВН×4 ЕВН×2	СН×2	с(в) (в)	1лв лш	пер. Δр	к/Δр к/р/Δр

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дренаж
					Схе-ма	Між-бакове	Внутріш-ньобакове	Схе-ма	ЦЗП		
			н-2, ПКБ×6		кс кс	ЕВН×2 Δр	/сам.	с с		пер. ск.	п/Δр к/Δр
J-35	1ТРД	2	к-3кб, к-4мб, к-2жб,  ф-4кб, ППБ×2	ЕВН×1/ =ЕВН×0,5п	?г ?г —  ?г рг	Δр Δр —  Δр Δр	—	? ? ?  к к	1пр	— — —  — ск.	?/Δр ?/Δр к/Δр  к/Δр р/Δр
JA-37D	1ТРД	1	к-4кб, ф-4мб, ПФБ×1	ЕВН×2	р/а а р	СН×2Δр Δр Δр	— СН×2	с с с	1пр	— — ск.	к/Δр п/Δр л/Δр
Lighting F Mk 6	2ТРД	2	к-6кб, ПФБ×1 ПКБ×2	ППН×1	кс/рг кс кс	ЕВН×2 ЕВН×1 Δр/сам.	ЕВН×2 Δр	с с с	1лв ш-к	— — сам.	?/Δр ?/Δр ?/Δр
Mirage III	1ТРД	2	к-4кб, ф-2мб, н-2жб, ПФБ×1 ПКБ×2	ЕВН×1/ПА/2	аг — кс кс рг	Δр — Δр Δр Δр	—	а в а в в	—	— — — Δ/ск. Δ/ск.	п/Δр р/Δр р/Δр р/Δр к/Δр
Mirage F1	1ТРД	2	к-2кб, ф-10кб,  ПФБ×1 ПКБ×2	ЕВН×1/=ЕВН /2пр/ПА/2	кг 2кс /брг кс кг	Δр Δр  Δр Δр	—	с а/с/ н(в) с(в) с(в)	1лв ш-к	— — ск. ск.	?/Δр ?/Δр  ?/Δр ?/Δр
Mirage-2000С	1ТРД	2	к-4кб, ф-3,  ППБ×3	ЕВН×1/ =ЕВН/2п	рг 1рс  кс	Δр Δр  Δр	сам.	н/а н(в)  с(в)	1лв ш-к	— —  Δ/ск.	?/Δр ?/Δр  ?/Δр
Super Etandard	1ТРД	2	к-2кб, ф-11мб, ф-2, ППБ×3	ЕВН×1/ПА/2	к р/а  к	Δр Δр  Δр	—	с с н с	1лв ш-к	пер. пер. ПНЛ Δ/ск.	к/Δр к/Δр л/Δр к/Δр
YF-23A	2ТРД 1ДСУ	2	к-4кб,  ф-4кб	ЕВН×1/ =ЕВН×1пд	к(а)с  к(а)с	ЕВН×2 /(сам.) ЕВН×2 /(сам.)	сам.	н  н	1лв лш	— —	к/а/Δр к/Δр
<b>Бомбардувальники</b>											
B-1B	4ТРД 2ДСУ	2(II)	к-4кб, ф-4кб, н-3жб, ПФБ×6	ЕВН×3/СК	кс кс кс кс	ЕВН×4 ЕВН×10 ЕВН×6 ЕВН×6	ЕВН×6	с с с с	2пр лш	ПН ПН ПН ПН /ск.	к/Δр к/Δр к/Δр н
B-36H	6ПД+ 4ТРД	9II	к-8мб, н-1жб	ЕВН×1	—	—	—	к к	1лв	— ск.	? ?
B-47A	6ТРД	3	ф-5мб	ЕВН×4д	рг	ЕВН×2	—	в	—	—	?/Δр
TB-47B	6ТРД	5II	ф-5мб	ЕВН×4д	(2кс)	(ЕВН×2)	—	с	1пр	—	?
B-58A	4ТРД	3(II)	к-2кб, ф-2, ПФБ×1	ЕВН×2(3 або 4)д	1кс кс	ЕВН×3 ЕВН×2	сам. сам. сам.	с с с	1пр лш	пер. сам. п/ск.	к/Δр п/Δр к/Δр
Canberra	2ТРД	3II	ф-3мб, ПКБ×2	ЕВН×2д	— кс	— Δр	—	в	—	— ск.	? к/Δр
E-2C	2ТГД	2	к-2кб	ЕВН×2д/СК	—	—	—	н(в)	1пр	сам.	к
P2V	2ПД+ 2ТРД	2(4)	к-14мб, н-2, ПКБ×2	ЕВН×1	рг ас аг	ЕВН×2 ЕВН×1 ЕВН×2	сам. сам.	в	—	— ск. ск.	? ? ?

Продовження дод. 4

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дре-наж
					Схе-ма	Між-бакове	Внутріш-ньобакове	Схе-ма	ЦЗП		
P3C	4ТГД 1ДСУ	4	к-5кб, ф-1мб	ЕВН×1/СК	кс ас	ЕВН×2 сам.	—	с с	2пр	НАЗ пер.	н к
P5M-2	2ГД 1ДСУ	2(II)	к-2, к-2 ф-3, н-2	ЕВН×1	кг кс кг	ЕВН×2 ЕВН×1 ЕВН×2	—	с н(в) н(в) н	2лв	— ПН ПН ПН	? ? ? ?
SR-71A	2ТРД	6II	к-6кб, ф-6кб	ЕВН×4(2)д	ко	ЕВН×16	сам.	н н	1пр лш	ПНЛ ПНЛ	п/Др к/Др
S-3B	2ТРД 1ДСУ	2	к-4кб, ПКБ×2	СН×1	рг кс	СН×2/сам. Др	—	с(в) с(в)	1пр ш-к	сам. п/ск.	р к/Др/н
U-2F	1ТРД	1	к-4кб, ф-1,  ПКБ×2 ПКБ×2	ГПН×1 /ЕВН×1д/СК	к —  к а	сам./Др  Др ЕВН×2/Др	ЕВН×2	с(в) с(в)  в в	лш	Др —  ск. пер.	к/Др к  к/Др к/Др
Valiant	4ТРД	2	к-10мб, ф-11мб,  ПКБ×2	ЕВН×2д/ПА	рг 8рг 3кс аг	ЕВН×4 сам. ЕВН×2 ЕВН×2	сам. сам. сам.	? ? ? ?	4п/л ш-к	— — — Др	к/Др к/Др к/Др н/Др
Victor	4ТРД 1ДСУ	3II	к-10мб, ф-7мб, н-2мб, ППБ×2	ППР×1/ПА×2 ППР×0,5	рг рс — —	ЕВН×12 ЕВН×18 ЕВН×4 ЕВН×4	Др	к н к к	2лв ш-к	Др ПНЛ ПНЛ Δ/ск.	к/Др к/Др п/Др н
Vulcan B Mk. 2	4ТРД 1ДСУ	14II	к-10мб, ф-4мб, н-2	ЕВН×1/Др /ПА/2 ЕВН×3д	— — —	— — —	— — —	н н н	4п/л ш-к	— — —	?/Др ? п
XB-70A	6ТРД	1	к-6кб, ф-5кб	ГПН×3д	к к	ГПН×16 ГПН×8	Др Др	с с	1пр	—	?/Др ? ?
<b>Штурмовики</b>											
A-3B	2ТРД	1	к-2кб,  ф-2мб	— ЕВН×2	а(к) р	ЕВН×2 /Др/СК ЕВН×1/СК	—	с(в) с(в)	2лв ш-к	Др —	к/Др к
A-4E/F	1ТРД	1	к-кб, ф-1мб, ППБ×3	— ЕВН×1	р(к) — к	ПТН×1/Др — Др	—	н(в) с(в) с(в)	1пр ш-к	сам. — п/ск.	к к н/Др
A-5A	2ТРД	1	к-2кб, ф-2кб, н-2жб, н-1мб, ППБ×2	— ЕВН×2д/СК	к р а а а	ЕВН×2/СК ЕВН×2д Др Др Др	ЕВН×2	с с а с с(в)	2лв ш-к	пер. ПН пер. Др п/ск.	к к/Др а/Др а/Др к/Др
EA-6B	2ТРД	1	к-5кб, ф-3мб, ППБ×5	— ЕВН×1/СК	к а к	Др сам. Др	—	с н с	1пр ш-к	Др НАЗ п/ск.	к/Др к к/Др
A-7D	1ТРД	1(3)	к-1кб, ф-4мб, ППБ×4	(СН×2) СН×1/(СН×2)	к р/к к	СН×2 СН×2/сам. Др	—	а с с	1лв ш-к /лш	сам. — п/ск.	п к к/Др
AV-8B	1ТРД	2	к-2кб, ф-5кб, ППБ×4	— ЕВН×2/ППР	а а а	Др Др Др	—	а а а	1лв ш-к	Др — п/ск.	а/Др а/Др а/Др
A-10A	2ТРД 1ДСУ	4II	к-2кб, ф-2мб,  ППБ×3	ЕВН×1 ЕВН×1/СК /=ЕВН/2п	— — кс	— — Др	— сам.	н(в) н(в) с(в)	1лв лш	— — ск.	р р к/Др

## Продовження дод. 4

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дренаж
					Схе-ма	Між-бакове	Внутріш-ньобакове	Схе-ма	ЦЗП		
F-117A	2ТРД 1ДСУ	2	к-2кб, ф-6кб	ЕВН×2 /=ЕВН/2п	кг кг	ЕВН×6 ЕВН×4 /СН×2	СН×6 /сам.	н н	1пр лш	ПН ПН	?/Δр ?/Δр
G-91R4	1ТРД	1	ф-9мб, ППБ×2	ЕВН×1	к к	ППР Δр	—	в в	—	—	? Δр
Jaguar GR Mk 1	2ТРД	2	к-2кб, ф-6мб, ППБ×3	ЕВН×1	ас 2а/2кс кс	Δр ЕВН×4/Δр Δр	—	с(в) с(в) с(в)	1пр ш-к	пер. ПН п/ск.	к/Δр к/Δр к/Δр
OV-10D	2ТГД	1	к-5мб, ПФБ×1 ПКБ×2	ЕВН×1/СК	к р а	СН×4/сам. ЕВН×1 ЕВН×2	СН×1	в	—	— ск. ск.	п н н
<b>Навчально-тренувальні літаки з ТГД</b>											
PC-9	1ТГД	2	к-2кб, ПКБ×2	СН×1 /ЕВН×1рп	— рг	— ЕВН×2	СН×2	в а	—	— ск.	н п
T-6B	1ТГД	1	к-3кб	СН×1 /ЕВН×1	р	СН×4/сам.	сам.	н(в)	1лв	—	н/к
T-34C	1ТГД	1	к-5кб	ЕВН×1	ар	сам.	сам.	в	—	—	к/п
<b>Навчально-тренувальні літаки з ТРД або ТРДД</b>											
Alpha-Jet	2ТРД	2	к-2кб, ф-3мб, ПКБ×2	ЕВН×1/СК /ПА	кг 1рг кг	Δр Δр/сам. Δр	—	с с(в) с(в)	1пр	— — ск.	к/Δр к/Δр к/Δр
AM-X	1ТРД 1ДСУ	1	к-2кб, ф-3мб, ПКБ×2	ЕВН×2 /=ЕВН×1п	ка р ка	ЕВН×4/Δр сам. Δр	—	с(в) с(в) с	1пр ш-к	— — ск.	к/Δр к/Δр к/Δр
C-101	1ТРД	1	к-3, ф-1	ЕВН×1	к —	ЕВН×4 —	сам.	н(в) н(в)	1лв	—	? ?
CL-41	1ТРД	1	ф-6мб	ЕВН×1	а	сам./Δр	—	в	—	—	п
CM-170R	2ТРД	1	ф-2мб, ПКБ×2	ЕВН×1/ПА	р ак	Δр Δр/сам.	—	в в	—	— ск.	п р/Δр
IJ-22	2ТРД	2	к-2кб, ф-6мб, ПКБ×2	ЕВН×1	ас ас ас	Δр ЕВН×2/Δр Δр	сам. сам.	н а с	1лв	— — ск.	к/Δр р/п/Δр к/Δр
J-21	1ТРД	1	ф-2жб, ППБ×2	ЕВН×1/ПА×2	р к	сам. Δр	—	в ?	—	— ск.	? к/Δр
L-29	1ТРД	1	ф-2жб, ППБ×2	ЕВН×1	р ак	сам. Δр	—	в в	—	— ск.	к к/Δр
L-39	1ТРД	1	ф-5мб, ППБ×2	ЕВН×1/ПА	ар к	сам. Δр	—	в в	—	— ск.	к к/Δр
MB-339C	1ТРД	1	ф-2мб, ППБ×4	ЕВН×1	р к	сам. Δр	—	н(в) с(в)	1лв	— ск.	? к/Δр
S-211	1ТРД	1	к-1кб, ф-1мб, ПКБ×2	СН×1 /ЕВН×1дп	р — ар	СН×2 — ЕВН×2	—	в а в	—	—	р п п
T-37B	2ТРД	1	к-12мб, ф-1мб	ЕВН×1	ак	ППР/СК	сам.	в а	—	—	н н
T-38A/B	2ТРД	2	ф-4мб	ЕВН×1	рг	сам.	сам.	н(в)	1лв	—	к
T-45C	1ТРД	1	к-1кб, ф-1, ППБ×2	ЕВН×2/СК	р — ка	— — Δр	сам.	а с(в) с	1лв	—	?/Δр ?/Δр к/Δр

## Продовження дод. 4

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дренаж
					Схема	Між-бакове	Внутрішньо-бакове	Схема	ЦЗП		
<b>Літаки авіації загального призначення</b>											
Ан-2	1ПД	2	к-6жб	сам.	а	сам.	—	а(в)	ЗВП	—	к/п
Ан-3	1ТГД	2	к-8жб	сам./ЕВН/2	а	сам.	—	а(в)	ЗВП	—	к
Ан-14	2ПД	2	к-2жб, к-2мб	сам.	рг	сам.	—	а в	—	—	п н
Бе-103	2ПД	2	к-2кб, мг-2кб	ЕВН×1/СК	рг —	ЕВН×2	—	в	—	—	н н
Виль-га-35А	1ПД	2	к-4жб, ф-2жб	сам.	рг —	сам. —	—	в а	—	—	н п
Ил-103	1ПД	1	к-2кб, ф-1жб	ЕВН×1рп	р	сам.	—	в	—	—	к п
Корвет	2ПД	2	к-2жб	сам.	—	—	—	в	—	—	н
М-15	1ТРДД 1ВСУ	1	к-9к(м)б	сам./ЭЦН×1	а	сам.	—	на	1лв	—	п
М-101	1ТГД	2	к-2кб	ЕВН×1	—	—	СН×2 /сам.	в	—	—	к
Су-26	1ПД	2	ф-1жб, ПФБ×1	сам. вс.	—	—	сам.	в а	—	—	р п
Як-12	1ПД	2	к-2жб	сам.	—	—	—	в	—	—	к
Як-18Т	1ПД	1	к-2жб, ф-1жб	сам.	р	сам.	—	в —	—	—	к п
Як-52	1ПД	1	к-2жб, ф-1жб	сам.	к	сам.	—	в а	—	—	н н
Як-54/55	1ПД	1	к-2кб, ф-1жб	сам.	р	сам.	—	в а	—	—	к к
Аeropract-22Л	1ПД	2	к-2	сам.	—	—	—	в	—	—	н
Alpha 160Ai	1ПД	1	ф-1	ЕВН×1	—	—	—	в	—	—	н
B55 Baron	2ПД	4	к-4жб	ЕВН×1	—	—	—	в	—	—	н
САР-10В	1ПД	1	ф-2	сам.	р	сам.	—	в	—	—	н
Cessna-310, U-3A	2ПД	4	к-2жб, ППБ×2	сам. ЕВН×1/СК	—	—	—	в в	—	—	н н
Cessna-337, O-2A	2ПД	4	к-6жб, б-2жб	сам. сам./ЕВН×1	а —	сам.	—	в	—	—	н/п п
Cessna-172P	1ПД	2	к-2жб/кб	сам.	—	—	—	в	—	—	н
Cessna-172SP	1ПД	1	к-2жб/кб, ф-1жб	сам./ЕВН×1	р	сам.	—	в	—	—	н п
Cessna-T206H	1ПД	2	к-2кб	сам./ЕВН/2	—	—	—	в	—	—	н/к
СН 2000	1ПД	1	ф-1жб	сам./ЕВН×1	—	—	—	в	—	—	н
СН 2000	1ПД	2	к-2	сам./ЕВН/2	—	—	—	в	—	—	н
Columbia-400	1ПД	2	к-4кб	сам. /ЕВН/2рп	рг	сам.	—	в	—	—	н/п
Comman-der-112A	1ПД	2	к-2кб	сам./ЕВН/2рп	—	—	—	в	—	—	н/к
Comman-der-114B	1ПД	2	к-2кб	сам. /ЕВН/2рп	—	—	—	в	—	—	н/к
СТ	1ПД	2	к-2кб	сам.	—	—	—	в	—	—	к
DA-20-C1	1ПД	1	ф-1жб	ЕВН×1	—	—	—	в	—	—	н
DA-40F	1ПД	2	к-6жб	сам. /ЕВН/2рп	а	сам.	—	в	—	—	н/п
DA-42	2ПД	2	к-6жб,	сам.	аг	сам.	—	в	—	—	п

## Продовження дод. 4

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дренаж
					Схе-ма	Між-бакове	Внутріш-ньобакове	Схе-ма	ЦЗП		
			мг-2		рг	ЕВН×2					н
DA-62	2ПД	2	к-6жб, мг-2	ЕВН×2р/сам	аг рг	сам. ЕВН×2	—	в	—	—	п н
DHC-2	1ПД	3	ф-3, к-2жб, ППБ×1	сам./РН	к р	сам. Δр	—	в в	—	—	к н н/Δр
Do-27	1ПД	2	к-2	сам./ЕВН/2п	—	—	—	в	—	—	н
Duchess 76	2ПД	2	к-2	сам. /ЕВН×1рп	—	—	—	в	—	—	н
EMB-202	1ПД	2	к-2кб	ЕВН/2	—	—	—	в	—	—	н
G-73 Malard	2ПД	2	к-2кб п-2кб	сам./ЕВН×1п	рг	ЕВН×2	сам.	в	—	—	н н
GA-7 Cougar	2ПД	2	к-2кб к-2кб	сам./ЕВН×1п	рг	сам.	—	в в	—	—	п н
J160-C	1ПД	1	к-2кб, ф-1	сам./ЕВН×1	р	сам.	—	в —	—	—	н п
Katana DV20	1ПД	1	ф-1жб	ЕВН×1рп	—	—	—	в	—	—	н
Lake Buc- caneer	1ПД	1	ф-1мб	сам./ЕВН×1п	—	—	—	в	—	—	н
M20J/TN	1ПД	2	к-2кб	сам./ЕВН/2р	—	—	—	в	—	—	н
MD3	1ПД	2	к-2кб	сам.	—	—	—	в	—	—	н
MU-2B60 Marquise	2ТГД	1	к-3кб ППБ×2	ЕВН×2	кс кс	ЕВН×2 Δр	сам.	в	—	—	к Δр
P.68R	2ПД	2	к-2кб к-2кб	сам./ЕВН×1п	рг	сам.	—	в	—	—	п н
PAC 750XL	1ТГД	1	к-5мб	сам. /ЕВН×1рп	3р1а	СН×4/сам.	—	в	—	—	к
Piper Cherokee	1ПД	2	к-2жб	сам. /ЕВН/2рп	—	—	—	в	—	—	н
Piper Malibu	1ПД	2	к-4кб	ЕВН×1	рг	сам.	—	в/а	—	—	н/п
Piper-44 Seminole	2ПД	2	мг-2	ЕВН×1рп	—	—	—	в	—	—	н
PC-12	1ТГД	2	к-4кб	СН×1 /ЕВН×1рп	рг	СН×2	—	в	—	—	к
PL-12	1ПД	2	к-4жб	сам./ЕВН/2п	рг	сам.	—	в	—	—	к
S-7LS	1ПД	2	к-2	сам./ЕВН/2п	—	—	—	в	—	—	к
Sportstar	1ПД	2	к-2кб	сам. /ЕВН/2рп	—	—	—	в	—	—	н
Stemme S10-V	1ПД	2	к-2	ЕВН×2р	—	—	—	в	—	—	н
Super Decathlon	1ПД	1	к-2жб, ф-1жб	ЕВН×1	р	сам.	—	в а	—	—	к к
T-41C/D	1ПД	1	к-2 ф-1	сам./ЕВН/2п	р	сам.	—	в а	—	—	н п
T-67M Firefly	1ПД	2	к-2кб	сам./ЕВН/2п	—	—	—	в	—	—	н
TL-2000 Sting Sport	1ПД	1	к-2, ф-1	ЕВН×1	к	сам. /ЕВН×2	—	в в	—	—	н н
TBM-700/ 850	1ТГД	2	к-2кб	сам. /ЕВН/2рп	—	—	сам.	в	—	—	н
Tecnam P92	1ПД	2	к-2кб/жб	сам. /ЕВН/2рп	—	—	—	в	—	—	н

## Продовження дод. 4

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дренаж
					Схема	Між-бакове	Внутрішньо-бакове	Схема	ЦЗП		
Tecnam P2002	1ПД	2	к-2кб	сам./ЕВН/2п	—	—	—	в	—	—	н
Trush S2R	1ТГД	1	к-2кб, ф-жб	сам./ЕВН/2рп	р	сам.	—	в	—	—	к
Virus 912	1ПД	2	к-2	сам.	—	—	—	в	—	—	н
Zlin-326	1ПД	1	к-3жб, ф-1жб, ППБ×2	сам.	а — а	ЕВН×1 — сам.	—	в — в	—	—	к п н
<b>Вертольоти й автожири</b>											
Ка-18	1ПД	4	ф-2жб, ППБ×2	вс.	—	—	—	в в	—	—	к н
Ка-26	2ПД	2	ф-3мб, ППБ×2	вс.	рс кас	сам. ЕВН×2	—	в/а н	—	—	к н
Ка-226	2ТВлД	2	ф-4мб	ЕВН×1/СК	рг	СН×2/сам.	—	в/а	—	—	к
Ка-27/32	2ТВлД 1ДСУ	2	ф-10мб, н-2жб	ЕВН×2д/СК	аг аг	ЕВН×4 /сам. ЕВН×2	—	н/с (в) н(в)	1лв	—	к н
Ка-50	2ТВлД 1ДСУ	2	ф-2мб, ПКБ×4	ЕВН×1/СК	— кг	— ЕВН×4	—	в в	—	—	к н
Ми-1	1ПД	2	ф-1жб, ППБ×1	вс.	—	—	—	в в	—	—	к к
Ми-2	2ТВлД	1	ф-1мб, ППБ×2	ЕВН×2д/СК	р	сам.	—	в в	—	—	н н
Ми-4	1ПД	1	ф-1мб	сам.	—	—	—	в	—	—	н
Ми-6А	2ТВлД 1ДСУ	1	ф-11мб, н-2жб, ППБ×2	ЕВН×1/СК	ак к(а) ка	ЕВН×8 ЕВН×1 сам.	сам.	с(в) в в	2пр ЗВП	—	к н н
Ми-8	2ТВлД 1ДСУ	1	ф-1мб, н-2жб, ППБ×2	ЕВН×1	— к а	— ЕВН×2 сам.	—	в в а(в)	—	—	н к к
Ми-10К	2ТВлД 1ДСУ	1	ф-1мб, н-4жб, ППБ×2	ЕВН×1	— ак к	ЕВН×2 /сам. ЕВН×4	—	с с(в) н(в)	1пр	—	н к н
Ми-24	2ТВлД 1ДСУ	2	ф-5мб, ПКБ×4	ЕВН×1	акс кас	ЕВН×2 СН×2	сам.	ва в	—	—	р к
Ми-26	2ТВлД 1ДСУ	2	ф-10мб, н-4жб	ЕВН×1	ас ас	ЕВН×4/ СН×4/сам. сам.	—	на (в) с(в)	1лв	—	кп к
Ми-34	1ПД	1	ф-2	ЕВН×1	—	СН×1	—	в	—	—	—
Agusta-109	2ТВлД	2	ф-3мб	ЕВН×1	рс	сам.	СН×2	в	—	—	п
АН-1S	1ТВлД	2	ф-2мб	ЕВН×1	—	сам.	—	ва	—	—	к
АН-64D	2ТВлД 1ДСУ	2	ф-2мб, н-1жб, ПКБ×4	вс./ПТН/2п	— рс аг	ПТН×1 ЕВН×1/Δр Δр	—	с(в) с в	2л	—	п(н) р кп
AS-330J	2ТВлД	2	ф-5	ЕВН×2	аг	СН×1/сам.	—	ва	—	—	н/п
AS-332	2ТВлД	2	ф-2мб, ф-4мб (п-2мб,) (ф-2мб,) (ф-4жб)	ЕВН×2д	аг рг рг/аг аг	СН×3/сам. сам. СН×1/сам. сам.	—	н н(в) н(в) а/в в	1пр HIRF	— сам. сам. пер. пер.	н н к к к
AS-350B	1ТВлД	1	ф-1	ЕВН×1	—	—	—	в	—	—	н



## Закінчення дод. 4

Тип ЛА	n <sub>дв</sub>	n <sub>вб</sub>	ПБ	Вироблення з одного ВБ	Перекачування			Заправлення		Тип АЗ	Дренаж
					Схе-ма	Між-бакове	Внутріш-ньобакове	Схе-ма	ЦЗП		
AW 139	2ТВлД	2	ф-2мб	ЕВН×1/сам.	—	сам.	—	в	—	—	н
ЕС-120	1ТВлД	1	ф-2мб	ЕВН×1	р	сам.	—	в	—	—	п
ЕС-135	2ТВлД	2	ф-3мб	ЕВН×1	кс	ЕВН×2	—	в/а	—	—	к
Calidus	1ПД	1	ф-1, ф-1	сам.	р	сам.	—	в а	—	—	к к
Lynx	2ТВлД	2	ф-5мб, н-2	ЕВН×1	1кс 2рг кк	ЕВН×2 /сам. сам.	—	а а(в) с	1пр ЗВП	—	н/п п п
M-16	1ПД	1	ф-1кб	ЕВН×2	—	—	—	в	—	—	н
MD-902	2ТВлД	2	ф-2мб	ЕВН×1	рс	СН×2	—	в	—	—	н
UH-1N	2ТВлД	2	ф-5мб, н-2мб	ЕВН×1	кк кк	сам. ЕВН×2	СН×2	?	1пр	—	к н
UH-2С	2ТВлД	1(II)	ф-2мб, ППБ×2	ЕВН×2р	к к	ЕВН×2д Δр	—	с(в) с(в)	1пр HIFR	сам. ск.	н н/к/Δр
UH-3Н	2ТВлД (ДСУ)	2	ф-3мб	ЕВН×2д/СК	рс	СН×2	СН×2	с(в)	1пр HIFR	НАЗ	н/к
HH-43В	1ТВлД	2II	ф-2мб, (ф-1)	ЕВН×2д	р	сам.	сам.	в	—	—	н ?
CH-47D	2ТВлД 1ДСУ	2	ф-6мб, н-3мб	ЕВН×2д/СК	кг кк	ЕВН×4 ЕВН×3	СН×2	с(в) с(в)	1пр	—	н н
MH-53E	3ТВлД 1ДСУ	4	ф-4мб, н-7жб	вс./РН/4п	к кк	ЕВН×2 ЕВН×7	—	с с	1лв ш-к, HIFR	ПН пер.	н к
SH-60	2ТВлД 1ДСУ	2	ф-2мб, ППБ×2	вс./ЕВН/2п	— кк	— ЕВН×2	—	н(в) с(в)	1лв HIFR	ПН ПН /ск.	н н
R22	1ПД	1	ф-1мб, (ф-1мб)	сам.	л	сам.	—	в в	—	—	н ?
SA 315В	1ТВлД	1	ф-1	ЕВН×1	—	—	—	в	—	—	н
SA 316В	1ТВлД	1	ф-1	ЕВН×1	—	—	—	в	—	—	н
SA 341G	1ТВлД	1	ф-1мб	ЕВН×1	—	—	—	в	—	—	н

**Примітки:** II — паралельна схема вироблення; ? — немає даних.

**Тип та розміщення ПБ:** к — у крилі; ф — у фюзеляжі; го — у горизонтальному оперенні; во — у вертикальному оперенні; н — у відсіку корисного навантаження; мг — у мотогондолі; б — у хвостовій балці; п — у поплавця; кб — баки-кесони; жб — жорсткі баки; мб — м'які баки; КБ — конформні баки; ПФБ — підфюзеляжний бак; ПКБ — підкриловий бак.

**Вироблення:** вс. — всмоктування; сам. — самоплив; СК — самопливний клапан; ПА — паливний акумулятор; д — дублювання; р — резервування; п — пусковий; /2 — один насос на два ВБ; ППР — пропорціонер; Δр — витіснення; РН — ручний насос; = — ЕВН постійного струму; var — ЕВН змінного струму змінної частоти; ППН — паливотурбопривідний насос; ПТН — пневмотурбопривідний насос; ГПН — гідропривідний насос.

**Перекачування:** р — променева схема перекачування; к — колекторна схема перекачування; а — каскадна схема перекачування; с — схема перекачування зі спільними баками; г — схема перекачування із виділеними групами.

**Заправлення:** в — відкрите заправлення; н — незалежна схема заправлення; с — суміщена схема заправлення; к — колекторна схема заправлення; а — каскадна схема заправлення; ЗВП — ЛА обладнано пристроєм забирання палива з будь-якої відкритої посудини на землі; ш-к — шланг-конус; лш — «летюча штанга»; ЦЗП — централізоване заправлення паливом; пр — штуцер ЦЗП розміщено справа; лв — штуцер ЦЗП розміщено зліва; п/л — штуцери ЦЗП розміщено справа та зліва; п/л/ф — штуцери ЦЗП розміщено на правій консолі, на лівій консолі та на фюзеляжі.

**Аварійне зливання:** АЗ — аварійне зливання; НАЗ — насос аварійного зливання; Δр — аварійне зливання витісненням; пер. — перекачування в інші баки, з яких виконується аварійне зливання; ск. — скидання бака; п/ск. — перекачування або скидання; Δ/ск. — аварійне зливання витісненням або скидання.

**Дренаж:** н — незалежний дренаж; п — послідовна схема дренажу; к — колекторна схема дренажу; р — променева схема дренажу.

**АНГЛО-РОСІЙСЬКО-УКРАЇНСЬКИЙ СЛОВНИК-МІНІМУМ**

- absolute seal — поверхностная герметизация — поверхнева герметизація
- access cover — крышка люка — кришка люка
- access doors — крышка люка — кришка люка
- A/C receiver — ЛА-получатель топлива — ЛА-одержувач палива
- A/C single point refueling adapter — штуцер централизованной заправки ЛА — штуцер централізованого заправлення ЛА
- A/C single point refueling coupling — штуцер централизованной заправки ЛА — штуцер централізованого заправлення ЛА
- A/C single point refueling receptacle — штуцер централизованной заправки ЛА — штуцер централізованого заправлення ЛА
- A/C tanker — самолёт-заправщик — літак-заправник
- acidity of fuel — кислотность топлива — кислотність палива
- active current — активный ток — активний струм
- adapter neck — заправочная горловина, заливная горловина — заправна горловина, заливна горловина
- aerial refueling — дозаправка в полёте, воздушная дозаправка — дозаправлення в польоті, повітряне дозаправлення
- aerial refueling probe — заправочная штанга получателя — заправна штанга одержувача
- aerial refueling receptacle — приёмник топлива — приймач палива
- aerial refueling pod — подвесной заправочный контейнер — підвісний заправний контейнер
- aerial refueling store — подвесной заправочный контейнер — підвісний заправний контейнер
- afterburner fuel control (AFC) — регулятор форсажного топлива (РФТ) — регулятор форсажного палива (РФП)
- air excess coefficient — коэффициент избытка воздуха — коефіцієнт надлишку повітря
- air funnel — воздушная воронка (над сливным штуцером бака) — повітряна воронка (над зливним штуцером бака)
- air lock — воздушная пробка — повітряна пробка
- air refueling — дозаправка в полёте, воздушная дозаправка — дозаправлення в польоті, повітряне дозаправлення
- air refueling operator (ARO) — оператор заправки — оператор заправлення
- air separation — воздухоотделение — повітровідділення
- air separation module (ASM) — модуль разделения воздуха (МРВ) — модуль розділу повітря (МРП)
- air turbine driven pump — пневмотурбоприводной насос — пневмотурбопривідний насос;
- aircraft (A/C) — летательный аппарат (ЛА) — літальний апарат (ЛА)
- aircraft boost pump (BPA) — подкачивающий насос самолёта (ПНС) — підкачувальний насос літака (ПНЛ)

- airplane (A/P) — самолёт — літак  
 airplane attitude — угловое положение самолёта — кутове положення літака  
 airplane CG position — центровка самолёта — центрування літака  
 airport refueling station — наземное заправочное устройство — наземний заправний пристрій  
 alkali refining — щелочная очистка — лужне очищення  
 alternating current (AC) — переменный ток — змінний струм  
 amber — жёлтый — жовтий  
 amperage — сила тока — сила струму  
 anti-surge rib — противоотливная нервюра — протиділивна нервюра  
 antiicing additive — противоводокристаллизационная присадка — противодокристалізаційна присадка  
 antioxidant additive — антиокислительная присадка — антиокиснювальна присадка  
 anti-static additive — антистатическая присадка — антистатична присадка  
 antitorque — момент сопротивления вращению — момент опору обертанню  
 anti-wear properties — противоизносные свойства — протизношувальні властивості  
 aromatic hydrocarbons — ароматические углеводороды — ароматичні вуглеводні  
 attachment clip — хомут крепления — хомут кріплення  
 augments fuel pump — насос форсажного топлива — насос форсажного палива  
 axial-flow pump — осевой насос — осьовий насос  
 ball valve — пробковый кран — пробковий кран  
 battery bus — электрическая шина аккумулятора — електрична шина аккумулятора  
 begin on/go off — (лампа) загорелась/погасла — (лампа) засвітилась/погасла  
 biochemical corrosion — биохимическая коррозия — біохімічна корозія  
 bladder(-type) tank — мягкий бак — м'який бак  
 bleed — жиклёр — жиклер  
 blending fuel — высокооктановый компонент топлива — високооктановий компонент палива  
 braiding — оплётка — обплетення  
 bonding spigot — гнездо заземления, втулка заземления — гніздо заземлення, втулка заземлення  
 boom nozzle — датчик топлива — датчик палива  
 boom operator — оператор заправки — оператор заправлення  
 boomer — оператор заправки — оператор заправлення  
 boost pump — подкачивающий насос — підкачувальний насос  
 bottle — баллон — балон  
 breakaway tank — отрывной бак — відривний бак

brushless DC motor — бесколлекторный электромотор постоянного тока — безколлекторний електромотор постійного струму

built-in test (BIT) — встроенная самопроверка — вбудована самоперевірка

burn schedule — порядок выработки — порядок вироблення

busting disk — разрывающийся диск — розривний диск

butterfly valve — заслоночный кран — заслінковий кран

bypass valve — перепускной клапан — перепускний клапан

cadensicon — плотномер — густиномір

calibrated rod — мерная линейка — мірна лінійка

calibration graph — тарировочный график — тарувальний графік

capacitance probe — электроемкостный топливомер — електроємнісний паливомір

capacitor — конденсатор — конденсатор

captive nut — анкерная гайка — анкерна гайка

cartridge-in-canister pump arrangement — установка насоса в монтажном устройстве, допускающем его замену без слива топлива из бака — встановлення насоса в монтажному пристрої, що допускає його заміну без зливання палива з бака

cascading refueling system — каскадная схема заправки — каскадна схема заправлення

catalytic cracking — гидрокрекинг — гідрокрекінг

caution — предупреждение о нештатной ситуации, требующей осознания, но не требующей немедленной реакции — попередження про нештатну ситуацію, що потребує усвідомлення, але не потребує невідкладної реакції

cavitation — кавитация — кавітація

cavitation margin — кавитационный запас — кавітаційний запас

cavitation-free operation — бескавитационная работа — безкавітаційна робота

central pylon — подфюзеляжный пилон — підфюзеляжний пілон

centralized feed — централизованная подача — централізоване подання

centralized-independent feed — централизованно-автономная подача — централізовано-автономне подання

centrifugal pump — центробежный насос — відцентровий насос

CG control transfer — балансировочная перекачка — балансувальне перекачування

civil aviation — гражданская авиация — цивільна авіація

climb valve — предохранительный клапан (дренажа) — запобіжний клапан (дренажу)

cock — кран — кран

collector box — расходный отсек — витратний відсік

collector cell — расходный отсек — витратний відсік

collet lock — цанговый замок — цанговий замок

combined refueling system — совмещённая схема заправки — суміщена схема заправлення

- come on/come off — (лампа) загорелась/погасла — (лампа) засвітилася/погасла
- command fuel — командное топливо — командне паливо
- commercial aviation — гражданская авиация — цивільна авіація
- compartment — отсек — відсік
- compensation fuel reserve — компенсационный резерв — компенсаційний резерв
- compensator — топливомер-компенсатор — паливомір-компенсатор
- conductivity — электропроводность — електропровідність
- conformal tank — конформный бак — конформний бак
- confuser (confuser) nozzle — конфузорный насадок — конфузорний насадок
- constant overpressure — постоянное избыточное давление — постійний надлишковий тиск
- control valve — управляющий клапан или кран — керувальний клапан або кран
- controls — органы управления — органи керування
- copper sweetening — очистка хлоридом меди — очищення хлоридом міді
- crossover feed line — линия перекрёстного питания без крана перекрёстного питания — лінія перехресного живлення без крана перехресного живлення
- cross-feed manifold — магистраль перекрёстного питания — магістраль перехресного живлення
- cross-feed valve — кран перекрёстного питания — кран перехресного живлення
- current flight mass — текущая полётная масса — поточна польотна маса
- cut resistance — стойкость к порезам — стійкість до порізів
- «cutoff valves» panel — панель «Пожарные краны» — панель «Пожежні крани»
- defueling valve — кран слива топлива — кран зливання палива
- degree of filtration — тонкость фильтрации — тонкість фільтрації
- densitometer — плотномер — густиномір
- deploy, trail/rewind a drogue — выпускать/убирать шланг — випускати/прибирати шланг
- depressurization valve — кран сброса наддува — кран скидання наддування
- depth filter — пористый фильтр — пористий фільтр
- desaturation — дегазация — дегазація
- Dewar vessel — сосуд Дьюара — посудина Дьюара
- gasifier — газификатор — газифікатор
- diaphragm operated valve — мембранный клапан — мембранний клапан;
- diaphragm, bulkhead — диафрагма, перегородка (в баке) — діафрагма, перегородка (у баці)
- dielectric — диэлектрик — діелектрик
- diesel fuel — дизельное топливо — дизельне паливо
- direct current (DC) — постоянный ток — постійний струм
- disk valve — тарельчатый кран — тарілчастий кран

- displacement pump — насос об'ємного типу — насос об'ємного типу
- dissimilar software — різнорідне (неодинакове) програмне забезпечення
- distillation column — ректифікаційна колонна — ректифікаційна колона
- distributing valve — розподільний кран — розподільний кран
- dive valve — вакуумний клапан (дренажа) — вакуумний клапан (дренажу)
- door — лючок — лючок
- double pole switch — двохполюсний вимикач
- drag-due-to-lift factor — коефіцієнт отвала поляри — коефіцієнт відвалу поляри
- drain, drainage — слив, дренаж (отстоя на землі) — зливання, дренаж (відстою на землі)
- drain — сливне устройство (отстоя на землі) — зливний пристрій (відстою на землі)
- drain valve — кран слива (отстоя на землі) — кран зливання (відстою на землі)
- drogue — заправочний конус — заправний конус
- drogue coupler — конус-датчик — конус-датчик
- drop (external) tank — сбрасываемый подвесной бак — скидний підвісний бак
- dry bay — сухой отсек — сухий відсік
- dry sweetening — плюмбитная очистка — плюмбітне очищення
- dual channel architecture — двухканальная схема — двоканальна схема
- dual hydro-mechanical valve — дублированный гидромеханический клапан — дубльований гідромеханічний клапан
- dual motor valve — двухмоторный кран — двомоторний кран
- dump — аварийный слив (в полёте) — аварійне зливання (упольоті)
- dump mast — патрубок слива (топлива в полёте) — патрубок зливання (палива в польоті)
- duplicating, parallel, passive, constant redundancy — дублирование — дублювання
- ejector pump — струйный насос — струминний насос
- electric bonding — перемычка металлизации — перемичка металізації
- electric jumper — перемычка металлизации — перемичка металізації
- electric properties — электрические свойства — електричні властивості
- electrical terminal — электрический разъём — електричний рознім
- electrical wirings — электропроводка — електропроводка
- electrization — электризация — електризація
- energizing/deenergizing — включение/выключение — увімкнення/вимкнення
- engine flameout — срыв горения в двигателе — зрив горіння у двигуні
- engine fuel boost pump (BPE) — подкачивающий насос двигателя (ПНД) — підкачувальний насос двигуна (ПНД)

- engine fuel control unit (EFCU) — регулятор основного топлива (POT) — регулятор основного палива (РОП)
- engine low pressure (LP) valve — противопожарный кран двигателя — протипожежный кран двигуна
- engine fire shutoff valve — противопожарный кран двигателя — протипожежный кран двигуна
- environment control system — система кондиционирования воздуха — система кондиціонування повітря
- excessive feed — избыточная подача — надлишкове подання
- excitation voltage — возбуждающее напряжение — збуджувальна напруга
- expansion space — расширительное пространство — розширювальний простір
- explosion-safe concentration — взрывобезопасная концентрация — вибухобезпечна концентрація
- extremely improbable event — практически невероятное событие (вероятность менее  $10^{-9}$  на час полёта) — практично неймовірна подія (імовірність менше  $10^{-9}$  на годину польоту)
- extremely remote event — крайне маловероятное событие (вероятность менее  $10^{-7}$  на час полёта) — вкрай малоімовірна подія (імовірність менше  $10^{-7}$  на годину польоту)
- external fuel tank — внешний топливный бак — зовнішній паливний бак
- fabric filter — тканевый фильтр — тканинний фільтр
- fasteners with radial interference — крепёж с радиальным натягом — кріпильні деталі з радіальним натягом
- faying surface seal — внутришовная герметизация — внутрішньошовна герметизація
- feed connection — штуцер питания — штуцер живлення
- feed tank — расходный бак — витратний бак
- feed tank interconnect valve — кран (клапан) объединения расходных баков — кран (клапан) об'єднання витратних баків
- feeder compartment — расходный отсек — витратний відсік
- ferry flight range — перегоночная дальность полёта — перегінна дальність польоту
- filler neck — заправочная горловина, заливная горловина — заправна горловина, заливна горловина
- fillet seal — внешовная герметизация (fillet — жгутик) — позашовна герметизація (fillet — джгутик)
- filter-water separator — фильтр-отстойник — фільтр-відстійник
- fire hazard — пожароопасность — пожежонебезпека
- flame arrester — пламегаситель — полум'ягасник
- flashpoint — температура вспышки — температура спалаху
- flexible hose — гибкий трубопровод — гнучкий трубопровід

flight in holding mode — полёт в режиме ожидания — політ у режимі очікування

float level sensor — поплавковый датчик уровня — поплавцевий датчик рівня

float vent valve — поплавковый дренажный клапан — поплавцевий дренажний клапан

flowmeter — расходомер — витратомір

flowmetering subsystem — расходомерная подсистема — витратовимірювальна підсистема

«flying boom» — «летающая штанга» — «летюча штанга»

form pressure losses — местные потери давления — місцеві втрати тиску

fraction — фракция — фракція

frangible attachment — разрушающееся крепление — руйнівне кріплення

free water detector — датчик свободной воды — датчик вільної води

freeze point — температура начала кристаллизации — температура початку кристалізації

fuel compartment — топливный отсек — паливний відсік

fuel dumping — аварийный слив топлива в полёте — аварійне зливання палива в польоті

(fuel) feed, supply, use — подача, питание, выработка (топлива) — подання, живлення, вироблення (палива)

fuel filter — топливный фильтр — паливний фільтр

fuel flow proportioner — топливный пропорционер — паливний пропорціонер

fuel hose nozzle — раздаточный пистолет — роздавальний пістолет

fuel jettison — аварийный слив топлива в полёте — аварійне зливання палива в польоті

fuel line shroud — герметичный кожух топливных трубопроводов — герметичний кожух паливних трубопроводів

fuel on board — суммарный запас топлива — сумарний запас палива

fuel-proof rubber — топливостойкая резина — паливостійка гума

fuel quantity gauging subsystem — топливомерная подсистема — паливовимірювальна підсистема

fuel scrubbing — насыщение топлива нейтральным газом при заправке — насичення палива нейтральним газом під час заправлення

fuel spillage — выплеск топлива — випліскування палива

fuel spray — выплеск топлива — випліскування палива

fuel strainer — топливный фильтр — паливний фільтр

fuel system altitude performance — высотность топливной системы — висотність паливної системи

fuel tank — топливный бак — паливний бак

fuel tank equipment — арматура топливного бака — арматура паливного бака

fuel transfer subsystem — подсистема перекачки топлива — підсистема перекачування палива



- fuel turbine driven pump — гидротурбоприводной насос — гідротурбопривідний насос
- full height compensator — вертикальный компенсатор, автокомпенсатор — вертикальний компенсатор, автокомпенсатор
- fuel quantity sensor — датчик-топливомер — датчик-паливомір
- fueldraulic pump — гидротурбоприводной насос — гідротурбопривідний насос
- furnace air — топочный воздух — топкове повітря
- fuselage tank — фюзеляжный бак — фюзеляжний бак
- G-rotor pump — шестерённый насос внутреннего зацепления — шестеренный насос внутрішнього зачеплення
- gas composition — состав атмосферы (бака) — склад атмосфери (бака)
- gas-generating chamber — газогенерирующая камера — газогенерувальна камера
- gasoline — бензин — бензин
- gate valve — дисковый, гильотинный кран — дисковий, гільйотинний кран
- globe valve — пробковый кран — пробковий кран
- gauging accuracy — точность измерения — точність вимірювання
- gear-type pump — шестерённый насос внешнего зацепления — шестеренный насос зовнішнього зачеплення
- «Go/No-Go» canister — фильтр «годен — негоден» — фільтр «придатный — непридатный»
- graduation — градуировка (шкалы) — градуювання (шкали)
- gravity ceiling — потолок при подаче самотёком/всасыванием — стеля при поданні самотливом/всмоктуванням
- gravity filler cap — заправочная горловина, заливная горловина — заправна горловина, заливна горловина
- gravity filter — фильтр-отстойник — фільтр-відстійник
- gravity refueling — заправка сверху, открытая заправка — заправлення зверху, відкрите заправлення
- gross weight — текущая полётная масса — поточна польотна маса
- grounding jack — гнездо заземления, втулка заземления — гніздо заземлення, втулка заземлення
- GTE bleed port — воздухозаборник дренажа от компрессора ГТД — повітрязабирач дренажу від компресора ГТД
- guard — защитный колпачок — захисний ковпачок
- harnesses — электропроводка — електропроводка
- hatch — лючок — лючок
- heat of combustion — теплота сгорания — теплота згоряння
- heat-exchanger — теплообменник, радиатор — теплообмінник, радіатор
- heat sink — теплообменник, радиатор — теплообмінник, радіатор
- high incident radiated frequencies (HIRF) — электромагнитные поля высокой интенсивности — електромагнітні поля високої інтенсивності

- high-wing/anhedral airplane — верхнеплан с отрицательным поперечным V — верхньоплан з від'ємним поперечним V
- hollow measuring stick (drip-stick) — полая мерная линейка — порожниста мірна лінійка
- horizontal stabilizer tank — бак в стабилизаторе — бак у стабілізаторі «hose and drogue» — «шланг-конус» — «шланг-конус»
- hose drum — шланговая лебёдка — шлангова лебідка
- hose joint — дюритовое соединение — дюритове з'єднання
- hose whip — слабина шланга — слабина шланга
- hydrant — наземное заправочное устройство — наземний заправний пристрій
- hydraulic driven pump — гидроприводной насос — гідропривідний насос
- hydraulic shock — гидравлический удар — гідравлічний удар
- hydro-cracking — глубокое гидрирование — глибоке гідрування
- hydrogenation — гидрогенизация — гідрогенізація
- imbalance — дисбаланс — дисбаланс
- impedance — полное электрическое сопротивление — повний електричний опір
- improbable event — редкое (невероятное) событие (вероятность менее  $10^{-5}$  на час полёта) — рідка (неймовірна) подія (імовірність менше  $10^{-5}$  на годину польоту)
- impurities — примеси — домішки
- in-flight refueling — дозаправка в полёте, воздушная дозаправка — дозаправлення в польоті, повітряне дозаправлення
- inadvertent activation — непреднамеренное включение — ненавмисне ввімкнення
- inboard tank — корневой бак — кореневий бак
- independent feed — автономная (независимая) поданья — автономне (незалежне) подання
- independent refueling subsystem — независимая схема заправки — незалежна схема заправлення
- inert gas — нейтральный газ — нейтральний газ
- injection seal — зашприцованный герметик — зашприцьований герметик
- intank — внутрибаковый — внутрішньобаковий
- integral tank — бак-кессон — бак-кесон
- intertank — межбаковый — міжбаковий
- isolation seal — изолирующая герметизация — ізолювальна герметизація
- isolation valve — запорный, перекрывной кран — запірний, перекривний кран
- isoparaffin hydrocarbons — алканы изостроения — алкани ізобудови
- jet level sensor — струйный датчик уровня — струминний датчик рівня
- jet pump — струйный насос — струминний насос
- jettison — аварийный слив (в полёте) — аварійне зливання (у польоті)

- jettison mast — сливной патрубков (топлива в полёте) — зливний патрубков (палива в польоті)
- jettisonable tank — сбрасываемый бак — скидний бак
- kerosene — керосин — гас
- laid-on tank — накладной бак — накладний бак
- landing gear fairing — гондола шасси — гондола шасі
- landing gear pod — гондола шасси — гондола шасі
- landing gear pod's tank — бак в гондоле шасси — бак у гондолі шасі
- light up/go off — (лампа) загорелась/погасла — (лампа) засвітилася/погасла
- lightning arrester — пламегаситель — полум'ягасник
- limit switch — концевой выключатель — кінцевий вимикач
- lit/unlit — (лампа) горит/не горит — (лампа) світиться/не світиться
- level sensor — сигнализатор уровня — сигналізатор рівня
- LN<sub>2</sub> (liquid N<sub>2</sub>) — жидкий азот — рідкий азот
- low-level fuel quantity — минимальный остаток — мінімальний залишок
- low-wing/dihedral airplane — низкоплан с положительным поперечным V — низькоплан з позитивним поперечним V
- LOX (liquid oxygen) — жидкий кислород — рідкий кисень
- magnetic dripless stick (magnastick) — мерная магнитная линейка — мірна магнітна лінійка
- magnetic float activated reed switch — индуктивный сигнализатор уровня — індуктивний сигналізатор рівня
- magnetic level indicator (MLI) — мерная магнитная линейка — мірна магнітна лінійка
- main fuel — основной запас топлива — основний запас палива
- main fuel control (MFC) — регулятор основного топлива (POT) — регулятор основного палива (ПОП)
- main fuel pump (MFP) — основной насос двигателя (ОНД) — основной насос двигуна (ОНД)
- maintenance workability — эксплуатационная технологичность — експлуатаційна технологічність
- manifold refueling system — коллекторная схема заправки — колекторна схема заправлення
- manual bypass lever — рычаг ручного перепуска — важіль ручного перепуску
- mechanical impurities — механические примеси — механічні домішки
- (mesh type) strainer — сетчатый фильтр — сітчастий фільтр
- microbe — микроорганизм — мікроорганізм
- mist — аэрозоль — аерозоль
- molecular sieve — молекулярное сито — молекулярне сито
- motive fuel — активное топливо — активне паливо
- motive fuel pump — насос активного топлива — насос активного палива

- nitrogen enriched air (NEA) — обогащённый азотом воздух (ОАВ) — збагачене азотом повітря (ЗАП)
- negative relief valve — вакуумный клапан (дренажа) — вакуумний клапан (дренажу)
- neutral gas — нейтральный газ — нейтральний газ
- neutral gas system — система нейтрального газа — система нейтрального газу
- nipple joint — штуцерное соединение — штуцерне з'єднання
- oil residue — мазут — мазут
- on board inert gas generating system (OBIGGS) — бортовой генератор нейтрального газа (БГНГ) — бортовий генератор нейтрального газу (БГНГ)
- on board oxygen generating system (OBOGS) — бортовой генератор кислорода (БГК) — бортовий генератор кисню (БГК)
- operating principle — принцип работы — принцип роботи
- orifice — жиклёр — жиклер
- overfiller point — заправочная горловина, заливная горловина — заправна горловина, заливна горловина
- overflow — перелив — перелив
- overflow valve — клапан слива перезалитого топлива — клапан зливання перезалитого палива
- overwing refueling — заправка сверху, открытая заправка — заправлення зверху, відкрите заправлення
- oxygen enriched air (OEA) — обогащённый кислородом воздух (ОКВ) — збагачене киснем повітря (ЗКП)
- pancake motor-driven valve — электромоторный кран с червячным редуктором — електромоторний кран зі шнековим редуктором
- paradrogue — заправочный конус — заправний конус
- partial feed — долевая подача — часткове подання
- paste-like sealant — пастообразный герметик — пастоподібний герметик
- pendulum inlet — гибкий заборник топлива (маятникового типа) — гнучкий забірник палива (маятникового типу)
- percentage — процентное содержание — відсотковий уміст
- petrol — бензин — бензин
- petrol rating — сортность бензина — сортність бензину
- pilot valve — поплавковый клапан — поплавцевий клапан
- piston valve — поршневой кран — поршневий кран
- pitch and roll inclinometers — указатели крена и тангажа — покажчики крену й тангажу
- placard — надпись — надпис
- plug valve — пробковый кран — пробковий кран
- plug-in type pump arrangement — установка насоса в монтажном устройстве, допускающем его замену без слива топлива из бака — установлення насоса в монтажному пристрої, що допускає його заміну без зливання палива з бака
- plunger-type pump — плунжерный насос — плунжерний насос

- positive relief valve — предохранительный клапан (дренажа) — запобіжний клапан (дренажу)
- prepack seal — герметизация при сборке — герметизація при складанні
- pressure refueling — закрытая, централизованная заправка, заправка снизу — закрите, централізоване заправлення, заправлення знизу
- pressure regulator — (воздушный, газовый) редуктор — (повітряний, газовий) редуктор
- pressure relief valve — предохранительный клапан (дренажа) — запобіжний клапан (дренажу)
- pressurization — наддув — наддування
- pressurization feed — подача вытеснением — подання витисненням
- pressurization subsystem — подсистема наддува — підсистема наддування
- probe — датчик-топливомер — датчик-паливомір
- «probe and drogue» — «шланг-конус» — «шланг-конус»
- probe nozzle — приёмный узел — приёмальный вузол
- probe's characterizing — линеаризация топливомеров — лінеаризація паливомірів
- produced oil — добываемая нефть — нафта, що добувається
- protective cord — защитный корд — захисний корд
- pump inlet pressure — давление на входе в насос — тиск на вході в насос
- pumping element — качающий узел — помпувальний вузол
- pushbutton-indicator — лампа-кнопка, лампа-табло — лампа-кнопка, лампа-табло
- quick-detachable — легкосъёмный — легкознімний
- radial system — лучевая схема — променева схема
- ram air turbine (RAT) — воздушная турбина — повітряна турбіна
- receiver director lights — направляющие огни заправщика — напрямні вогні заправника
- recuperator — отсек отрицательных перегрузок — відсік від'ємних перевантажень
- redundancy, (standby, series, active) redundancy — резервирование — резервування
- redundant valve — резервный кран — резервний кран
- refueling/defueling — заправка и слив — заправлення і зливання
- refueling/defueling subsystem — подсистема заправки/слива — підсистема заправлення/зливання
- reheat — форсаж — форсаж
- reheat fuel control unit (RFCU) — регулятор форсажного топлива (РФТ) — регулятор форсажного палива (РФП)
- relative permittivity — относительная диэлектрическая проницаемость — відносна діелектрична проникність
- relax — рассеивание электрического заряда — розсіювання електричного заряду
- remaining fuel scavenging — откачка остатков топлива — відкачування залишків палива

- reservoir tank — расходный бак — витратний бак  
 resistive current — активный ток — активний струм  
 restrictor — жиклёр — жиклер  
 reversible pump — реверсивный насос — реверсивний насос  
 rib with baffle check valves — противоотливная нервюра — противідливна нервюра  
 rigid pipeline — жёсткий трубопровод — жорсткий трубопровід  
 rigid tank — жёсткий бак — жорсткий бак  
 rollover vent valve — переверотный дренажный клапан — переверотний дренажний клапан  
 rotary switch — поворотный переключатель — поворотний перемикач  
 rotor debris — обломки ротора — уламки ротора  
 rubber-impregnated fabric — прорезиненная ткань — прогумована тканина  
 rubber-metal pipeline joint — телескопическое или резинометаллическое соединение трубопроводов — телескопічне або гумометалеве з'єднання трубопроводів  
 ruddevators — аэродинамические рули штанги — аеродинамічні рулі штанги  
 safety valve — предохранительный клапан (дренажа) — запобіжний клапан (дренажу)  
 saturated vapor pressure — давление насыщенных паров — тиск насиченої пари  
 screen filter — сетчатый фильтр — сітчастий фільтр  
 sediment — осадок — осад  
 self-seal — протектор — протектор  
 self-sealing breakaway fitting — самозапорный клапан обрыва — самозапірний клапан обриву  
 semi-permeable membrane — полупроницаемая мембрана — напівпроникна мембрана  
 separation valve — запорный или перекрывной кран — запірний або перекривний кран  
 shielded — экранированный — екранований  
 shoulder pylon — подфюзеляжный пилон — підфюзеляжний пілон  
 shutoff valve — запорный или перекрывной кран — запірний або перекривний кран  
 single point refueling — закрытая или централизованная заправка, заправка снизу — закрите або централізоване заправлення, заправлення снизу  
 single point refueling adaptor — штуцер централизованной заправки — штуцер централізованого заправлення  
 skin-mounted pump — внутрибаковый насос — внутрішньобаковий насос  
 sleeve joint — ниппельное соединение — ніпельне з'єднання  
 slip pipeline joint — телескопическое или резинометаллическое соединение трубопроводов — телескопічне або гумометалеве з'єднання трубопроводів

- snorkel inlet pipe — заборный патрубок (насоса) — забірний патрубок (насоса)
- sound alarm — звуковой сигнал тревоги — звуковий сигнал тривоги
- spar-mounted pump — внебаковый насос — позабаковий насос
- specific fuel consumption (SFC) — удельный расход топлива — питома витрата палива
- spillage control valve — клапан предотвращения разлива — клапан запобігання розливу
- sponson — гондола шасси — гондола шасі
- stabilizer torsion box — кессон стабилизатора — кесон стабілізатора
- standby fuel reserve — аэронавигационный резерв — аеронавігаційний резерв
- standpipe — вертикальная труба — вертикальна труба
- steam tension — упругость пара — пружність пари
- stillwell — оболочка (ультразвукового топливомера) — оболонка (ультразвукового паливоміра)
- stoichiometric coefficient — стехиометрический коэффициент — стехіометричний коефіцієнт
- storage — хранение — зберігання
- storage tank — очередной бак — черговий бак
- straight-run distillation — прямая перегонка — пряма перегонка
- stray capacitance — паразитная ёмкость — паразитна ємність
- submerged compensator — погружённый компенсатор — занурений компенсатор
- submerged scoop — утопленный воздухозаборник (дренажа) — заглиблений повітрозабирач (дренажу)
- suction feed valve — самотёчный клапан — самопливний клапан
- suction/gravity feed — подача всасыванием, самотёком — подання всмоктуванням, самопливом
- suction head — кавитационный запас — кавітаційний запас
- sump — отстойник — відстійник
- sump drain valve — клапан слива отстоя — клапан зливання відстою
- sump tank — расходный бак — витратний бак
- supplementary airport — запасной аэропорт — запасний аэропорт
- support — ложемент — ложемент
- surge suppressor — гаситель пульсаций — погашувач пульсацій
- surge tank — дренажный бак — дренажний бак
- suspension state — взвешенное состояние — завислий стан
- synchro-receiver — сельсин-приёмник — сельсин-приймач
- synchro-transmitter — сельсин-датчик — сельсин-датчик
- synthetic voice — речевая информация — мовна інформація
- target CG position — целевое положение ЦМ — цільове положення ЦМ
- tear resistance — сопротивление раздиранию — опір роздиранню

- thermal-oxidative stability — термоокислительная стабильность — термоокиснювальна стабільність
- thermal relief valve — температурно-разгрузочный клапан — температурно-розвантажувальний клапан
- thermistor — термистор, терморезистор — термістор, терморезистор
- thermoswitch — термореле — термореле
- toggle switch — тумблер — тумблер
- total fuel used — суммарное количество израсходованного топлива — сумарна кількість витраченого палива
- total remaining fuel — суммарный запас топлива — сумарний запас палива
- totalizer — указатель суммарного количества топлива — покажчик сумарної кількості палива
- tower type motor-driven valve — электромоторный кран с шестерёнчатый редуктором — електромоторний кран із шестеренчастим редуктором
- transducer — приёмопередатчик — приймач-передавач
- transfer pump — перекачивающий насос — перекачувальний насос
- transfer tank — очередной бак — черговий бак
- transfer sequence — порядок перекачки — порядок перекачування
- trim drag — балансировочное сопротивление — балансувальний опір
- trim tank — балансировочный бак — балансувальний бак
- trim transfer — балансировочная перекачка — балансувальне перекачування
- twill weave — саржевое плетение — саржеве плетіння
- two overpressure modes — два режима избыточного давления — два режима надлишкового тиску
- two-way check valve — обратный клапан двухстороннего действия — зворотний клапан двосторонньої дії
- ullage — надтопливное пространство — надпаливний простір
- ultrasonic probe — ультразвуковой топливомер — ультразвуковий паливомір
- uncontained rotor bust — нелокализованное разрушение ротора — нелокалізоване руйнування ротора
- uncontrolled fuel migration — неконтролируемое перетекание топлива — неконтрольоване перетікання палива
- undercarriage nacelle — гондола шасси — гондола шасі
- underfuselage pylon — подфюзеляжный пилон — підфюзеляжний пілон
- underwing fuel tank — подкрыльевой топливный бак — підкриловий паливний бак
- underwing pylon — подкрыльевой пилон — підкриловий пілон
- underwing refueling — закрытая или централизованная заправка, заправка снизу — закрите або централізоване заправлення, заправлення знизу
- ungaugable residual fuel — неизмеряемый остаток топлива — залишок палива, що не вимірюється
- unpaved runway — грунтовая полоса — ґрунтова смуга



- unusable fuel — невырабатываемый остаток топлива — залишок палива, що не виробляється
- uplifted fuel — заправляемое топливо — паливо, що заправляється
- vacuum valve — вакуумный клапан (дренажа) — вакуумний клапан (дренажу)
- valve — кран, клапан — кран, клапан
- valve's poppet — тарелка клапана — тарілка клапана
- vane-type pump — коловратный или пластинчатый насос — коловоротний або пластинчастий насос
- velocimeter — ультразвуковой датчик скорости — ультразвуковий датчик швидкості
- vent, venting — дренаж (баков) — дренаж (баків)
- vent mast — дренажная мачта — дренажна щогла
- vent stringer — дренажный стрингер — дренажний стрингер
- vent tank — дренажный бак — дренажний бак
- ventral pylon — подфюзеляжный пилон — підфюзеляжний пілон
- ventral fuel tank — подфюзеляжный топливный бак — підфюзеляжний паливний бак
- vertical stabilizer tank — килевой бак — кильовий бак
- viscosity — вязкость — в'язкість
- voltage — напряжение — напруга
- vulcanized rubber — вулканизированная резина — вулканізована гума
- warning — предупреждение об аварийной ситуации, требующей немедленной реакции экипажа — попередження про аварійну ситуацію, що потребує невідкладної реакції екіпажу
- wattage — мощность — потужність
- wax crystals of hydrocarbons — кристаллы углеводородов — кристали вуглеводнів
- wheel pod — гондола шасси — гондола шасі
- wide cut fuel — широкофракционное топливо (керосин + бензин) — широкофракційне паливо (гас + бензин)
- wing — консоль крыла (wings — крыло) — консоль крила (wings — крило)
- wing central section (WCS) — подфюзеляжная часть крыла — підфюзеляжна частина крила
- WCS (wing central section) tank — центропланый бак — центропланний бак
- wing load alleviation — снижение нагрузок на крыло — зниження навантажень на крило
- wing torsion box — кессон крыла — кесон крила
- x-feed valve — кран перекрёстного питания — кран перехресного живлення
- yield from crude oil — выход из нефти — вихід із нафти
- Zener diode — диод Зенера, полупроводниковый стабилитрон — діод Зенера, напівпровідниковий стабілітрон

## БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

### Нормативні документи

1. Авиационные правила. Ч. 23. Нормы летной годности гражданских лёгких самолётов : утв. постановлением 34-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 06.12.2013. — М. : Межгос. авиац. ком., 2014. — 208 с.
2. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории : утв. постановлением 35-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 23.10.2015. — М. : Межгос. авиац. ком., 2015. — 290 с.
3. Авиационные правила. Ч. 27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории : утв. постановлением 34-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 06.12.2013. — М. : Межгос. авиац. ком., 2014. — 128 с.
4. Авиационные правила. Ч. 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории: утв. постановлением 36-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 15.03.2018. — М. : Межгос. авиац. ком., 2018. — 180 с.
5. Авиационные правила. Ч. 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов: утв. постановлением 36-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 15.03.2018. — М. : Межгос. авиац. ком., 2018. — 85 с.
6. ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. — Введ. 01.07.1982. — М. : Изд-во стандартов, 2004. — 180 с.
7. ОСТ 1 11320–74. Штуцер бортовой для заправки топливом под давлением. Конструкция и размеры. — Введ. 01.01.1975. — М. : Изд-во стандартов, 1974. — 5 с.
8. Electronic Code of Federal Regulations. Part 23 — Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes [Electronic Code]. — URb: <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/>. — 27.04.2015.
9. Electronic Code of Federal Regulations. Part 25 — Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes [Electronic Code]. — URb: <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/>. — 27.04.2015.
10. Electronic Code of Federal Regulations. Part 27 — Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft [Electronic Code]. — URb: <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/>. — 27.04.2015.
11. Electronic Code of Federal Regulations. Part 29 — Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft [Electronic Code]. — URb: <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/>. — 27.04.2015.
12. Electronic Code of Federal Regulations. Part 33 — Airworthiness Standards: Aircraft Engines [Electronic Code]. — URb: <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/>. — 27.04.2015.

13. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes. CS-25. Amendment 26. 15 December 2020. — European Aviation Safety Agency, 2020. — 1222 p.

14. Military Standard MS24484. Adapter, pressure fuel servicing, nominal 2.5 inch diameter. Introduced from 06.09.1957. — 4 p.

15. NATO Standard STANAG 3447 Aerial refuelling equipment dimensional and functional characteristics.

16. Flight-Testing of the FAA Onboard Inert Gas Generating System on an Airbus 320 [Text] / Michael Burns, William M. Cavage, Richard Hill, Robert Morrison, Final Report. — FAA US Department of Transportation, 2004. — 39 p.

17. A Study of Helicopter Crash-Resistant Fuel Systems [Text] / Final Report. — US Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2002. — 170 p.

18. Johnson, N. B. Aircraft Crash Survival Design Guide, Volume V – Aircraft Postcrash Survival [Text] / N. B. Johnson, S. H. Robertson, D. S. Hall. — Report No. USAAVSCOM TR 89-D-22E, US Army Aviation Research and Technology Activity (AVSCOM), Fort Eustis, Virginia, December, 1989. — 205 p.

### **Підручники**

19. Авиационные силовые установки. Системы и устройства [Текст] / Н. Т. Доматенко, А. С. Кравец, Г. А. Никитин, А. И. Пугачёв. — М. : Транспорт, 1976. — 312 с.

20. Химмотология ракетных и реактивных топлив [Текст] / А. А. Братков, Е. П. Серёгин, А. Ф. Горенков, А. М. Чирков, А. А. Ильинский, В. Н. Зрелов. — М. : Химия, 1987. — 304 с.

21. Иноземцев, А. А. Газотурбинные двигатели [Текст] / А. А. Иноземцев, В. Л. Сандрацкий. — Пермь : ОАО «Авиадвигатель», 2006. — 1202 с.

22. Лещинер, Л. Б. Проектирование топливных систем самолётов [Текст] / Л. Б. Лещинер, И. Е. Ульянов. — М. : Машиностроение, 1975. — 344 с.

23. Лещинер, Л. Б. Проектирование топливных систем самолётов [Текст] / Л. Б. Лещинер, И. Е. Ульянов, В. А. Тверецкий. — М. : Машиностроение, 1991. — 320 с.

24. Остославский, И. В. Динамика полёта. Траектории летательных аппаратов [Текст] / И. В. Остославский, И. В. Стражева. — 2-е изд. — М. : Машиностроение, 1969. — 500 с.

25. Проектирование систем силовых установок самолётов [Текст] : конспект лекций / С. В. Епифанов, В. Д. Пехтерев, А. И. Рыженко и др. — Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2011. — 512 с.

26. Резников, М. Е. Авиационные топлива и смазочные материалы (Авиационная химмотология) [Текст] / М. Е. Резников. — М. : Воениздат, 2003. — 234 с.

27. Топлива, смазочные материалы, технические жидкости. Ассортимент и применение [Текст] : справочник / И. Г. Анисимов, К. М. Бадыштова,

С. А. Бнатов и др.; под ред. В. М. Школьников. — М. : Изд. центр «Техинформ», 1999. — 596 с.

28. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив [Текст] : справочник / Н. Ф. Дубровкин, В. Г. Маланичева, Ю. П. Массур, Е. П. Фёдоров. — М. : Химия, 1985. — 240 с.

29. Airplane Power Plants Systems Designing [Text] : synopsis / V. F. Shmyrov, R. U. Tsukanov, A. I. Ryzhenko, V. D. Pehterev. — Kharkiv : National Aerospace University «KhAI», 2010. — 220 с.

30. Kroes, M. J. Aircraft Power Plants [Text] / M. J. Kroes, T. W. Wild. — 7th edition. — Singapore : McGraw-Hill Book Co., 1994. — 694 p.

31. Aircraft Fuel Systems [Text] / R. Langton, C. Clark, M. Hewitt, L. Richards. — 1st edition. — Chichester : John Wiley & Sons Ltd., 2009. — 345 p.

32. Linke-Diesinger, Andreas. Systems of Commercial Turbofan Engines. An Introduction to System Functions [Text] / Andreas Linke-Diesinger. — Berlin : Springer, 2008. — 230 p.

33. Moir, Ian. Aircraft Systems: mechanical, electrical, and avionics subsystems integration [Text] / Ian Moir, Allan Seabridge. — John Wiley & Sons Inc., 2008. — 504 p.

34. Otis, Charles. Aircraft Gas Turbine Powerplants [Text] / Charles E. Otis, Peter A. Vosbury. — Frankfurt : Jeppesen Sanderson, Inc., 2002. — 515 с.

35. The Jet Engine [Text]. — Birmingham : Rolls-Royce plc., 1996. — 292 p.

36. Treager, Irwin. Aircraft Gas Turbine Engine Technology, Third Edition [Text] / Irwin E. Treager. — New Delhi : Tata McGraw-Hill Publishing Company Limited, 1996. — 677 p.

### **Посібники з експлуатації**

37. Радченко, И. В. Самолёт Ан-2 [Текст] / И. В. Радченко, В. П. Крамчанинов, В. П. Дубринский. — М. : Транспорт, 1969. — 440 с.

38. Самолёт Ан-3Т. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 7 кн. — Киев : ОКБ им. О. К. Антонова, 1999. — Кн. 4. — 538 с.

39. Самолёт Ан-10А. Техническое описание [Текст] : в 4 кн. — М. : Оборонгиз, 1962. — Кн. 2. — 294 с.

40. Самолёт Ан-12БК. Техническое описание [Текст] : в 10 кн. — Ростов н/Д. : АНТЦ «Технолог», 2001. — Кн. 4. — 150 с.

41. Пассажирский самолёт Ан-14. Техническое описание [Текст]. — Киев : КБ О. К. Антонова, 1964. — 196 с.

42. Самолёт Ан-22. Техническое описание [Текст] : в 9 кн. — Киев : КБ О. К. Антонова. — Кн. 3: Силовая установка. — 1970. — 160 с.

43. Самолёт Ан-26. Техническое описание [Текст] : в 6 кн. — М. : Авиаэкспорт, 1976. — Кн. 2: Конструкция самолёта. — 303 с.

44. Титков, Ю. Н. Самолёт Ан-28. Устройство и эксплуатация [Текст] / Ю. Н. Титков. — М. : Транспорт, 1993. — 143 с.

45. Самолёт Ан-38-100. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 9 кн. — Киев : ОКБ им. О. К. Антонова, 1997. — Кн. 5. — 624 с.
46. Самолёт Ан-74. Руководство по лётной эксплуатации [Текст] : в 2 кн. — Киев : АНТК «Антонов», 1992. — Кн. 2. — 618 с.
47. Самолёт Ан-124. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 18 кн. — Киев : ОКБ им. О. К. Антонова, 1993. — Кн. 4. — 368 с.
48. Самолёт Ан-140. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 13 кн. — Киев : ОКБ им. О. К. Антонова, 1997. — Кн. 8. — 312 с.
49. Ан-148. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 13 кн. — Киев : ГП АНТК им. О. К. Антонова, 2006. — Разд. 28: Топливная система. — 143 с.
50. Бе-103. Самолёт-амфибия. Руководство по лётной эксплуатации [Текст]. — Таганрог : ОАО «ТАНТК им. Г. М. Бериева», 2006. — 335 с.
51. Самолёт-амфибия Бе-200ЧС. Руководство по лётной эксплуатации [Текст] : в 2 кн. — Таганрог : ОАО «ТАНТК им. Г. М. Бериева», 2003. — 638 с.
52. Техническое описание самолёта ПЗЛ 104 «Вильга 35А» [Текст]. — Варшава : ПЗЛ, 1982. — 154 с.
53. Пассажирский самолёт Ил-18В. Техническое описание [Текст] : в 3 кн. — М. : Машиностроение, 1964. — Кн. 3 : Силовая установка. — 123 с.
54. Самолёт Ил-18Д. Техническое описание отличий от самолёта Ил-18В [Текст]. — М. : Машиностроение, 1964. — 72 с.
55. Самолёт Ил-62М. Инструкция по технической эксплуатации [Текст]. — М. : ОКБ им. С. В. Ильюшина, 1976. — Гл. 28: Топливная система. — 286 с.
56. Самолёт Ил-76ТД. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 5 кн. — М. : ОКБ им. С. В. Ильюшина, 1978. — Кн. 4. — 274 с.
57. Ил-86. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 18 кн. — М. : ОКБ им. С. В. Ильюшина, 1981. — Кн. 16. — 1152 с.
58. Ил-96-300. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 22 кн. — М. : ОКБ им. С. В. Ильюшина, 2000. — Кн. 18. — 912 с.
59. Самолёт Ил-103. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 6 кн. — М. : АООТ «АК им. С. В. Ильюшина», 1996. — Кн. 3. — 368 с.
60. Ил-114. Руководство по лётной эксплуатации [Текст] : в 2 кн. — М. : ОАО «АК им. С. В. Ильюшина», 1997. — Кн. 2, ч. 2. — 964 с.
61. Вертолёт Ка-18 [Текст] : в 2 кн. — М. : Оборонгиз, 1960. — Кн. 2 : Описание конструкции. — 168 с.
62. Вертолёт Ка-26. Инструкция по технической эксплуатации [Текст] : в 5 кн. — М. : ОКБ им. Н. И. Камова, 1976. — Кн. 2. — 532 с.
63. Вертолёт Ка-32. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 7 кн. — М. : ОКБ им. Н. И. Камова, 1988. — Кн. 2, ч. 1. — 348 с.
64. Вертолёт Ка-226. Руководство по лётной эксплуатации [Текст]. — М. : Фирма «Камов», 2002. — 664 с.

65. «Корвет» — легкий гидросамолёт-амфибия. Руководство по лётной эксплуатации [Текст]. — Самара : ООО «Гидроплан», 2001. — 198 с.
66. Руководство по лётной эксплуатации самолёта Katana DV 20 [Текст]. — НОАС, Австрия, 1993. — 142 с.
67. Учебно-тренировочный самолёт L-29. Особенности конструкции и технического обслуживания [Текст] / В. Т. Панченко, Ю. А. Кузьмин, И. П. Васильев, П. И. Деркаченко. — М. : Изд-во ДОСААФ СССР, 1989. — 328 с.
68. Самолёт Л-39 [Текст] : учеб. пособ. / под. ред. В. Ф. Дворника. — М. : Воениздат, 1980. — 256 с.
69. Самолёт М-101Т «Гжель» с двигателем М601F-22 (32). Руководство по лётной эксплуатации [Текст] : в 2 кн. — М. : ФГУП ЭМЗ им. В. М. Мясищева, 2002. — Кн. 2. — 500 с.
70. Руководство по технической эксплуатации самолёта L-410 УВП [Текст] : в 10 кн. — Лет-Угерске Градиште-Куновице, ЧССР, 1978. — Кн. 5. — 248 с.
71. Вертолёт Ми-1. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию [Текст]. — М. : Воениздат, 1955. — 420 с.
72. Вертолёт Ми-2 с двумя двигателями ГТД-350. Техническое описание [Текст] : в 2 кн. — ВСК-Свидник, 1969. — Кн. 1: Конструкция вертолёта. — 60 с.
73. Вертолёт Ми-4. Техническое описание [Текст]. — М. : Редиздат аэрофлота, 1957. — 364 с.
74. Вахитов, А. Ф. Вертолёт Ми-6А [Текст] / А. Ф. Вахитов, Б. В. Буров. — М. : Транспорт, 1977. — 216 с.
75. Вертолёт Ми-8. Техническое описание [Текст] : в 6 кн. — М. : Внешторгиздат, 1986. — Кн. 2: Конструкция. — 238 с.
76. Вертолёт Ми-8МТ. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 7 кн. — М. : Авиаэкспорт, 2005. — Кн. 3: Силовая установка. — 382 с.
77. Руководство по лётной эксплуатации вертолёта Ми-10К [Текст] : М. : Воздушный транспорт, 1980. — 484 с.
78. Вертолёт Ми-26Т. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 7 кн. — М. : ОКБ им. М. Л. Миля, 1987. — Кн. 3, ч. 2 : Вертолётные системы. — 632 с.
79. Вертолёт Ми-34С. Руководство по лётной эксплуатации [Текст] / М. : АО «МВЗ им. М. Л. Миля», 1996. — 156 с.
80. Вертолёт Ми-171. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 7 кн. — М. : ОКБ им. М. Л. Миля, 1995. — Кн. 3, ч. 1 : Вертолётные системы. — 326 с.
81. Самолёт МиГ-19. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию [Текст]. — Оборонгиз, 1957. — 210 с.
82. Самолёт МиГ-21Ф-13. Техническое опиание [Текст] : в 3 кн. — М. : Оборонгиз, 1964. — Кн. 3: Конструкция самолёта. — 220 с.

83. Изделие 23-11. Краткое описание и временная инструкция по технической эксплуатации [Текст] : в 4 кн. — 1971. — Кн. 1: Самолёт и его системы. — 456 с.

84. Самолёт типа 02Б. Техническое описание [Текст] : в 2 кн. — М. : Воениздат, 1975. — Кн. 1 : Планер и системы. — 246 с.

85. Системы самолёта-истребителя типа МиГ-29 [Текст]: учеб. пособие / В. И. Дубинский, Л. М. Конбутаев, С. П. Пелешанко и др.; под. ред. В. И. Дубинского — М. : Изд-во МАИ, 1997. — 88 с.

86. Самолёт RRJ-95В. Руководство по лётной эксплуатации [Текст] : в 4 ч. — М. : Гражданские самолёты Сухого, 2011. — Ч. 2: Эксплуатация систем и оборудования. — 1150 с.

87. Руководство по лётной эксплуатации самолёта Су-26 [Текст]. — М. : ОКБ им. П. О. Сухого, 1999. — 42 с.

88. Руководство по лётной эксплуатации и пилотированию самолётов типа Ту-104 с двигателями РД-3М-500 [Текст]. — М. : Ред.-изд. отд. аэрофлота, 1966. — 330 с.

89. Руководство по лётной эксплуатации самолёта Ту-114 [Текст]. — М. : Ред.-изд. отд. МГА, 1975. — 311 с.

90. Самолёт Ту-134А. Инструкция по эксплуатации [Текст] : в 6 кн. — М. : ОКБ им. А. Н. Туполева, 2001. — Кн. 3 : Силовая установка. — 254 с.

91. Самолёт Ту-144 [Текст] : в 5 альб. — Воронеж : ВА3, 1975. — Альб. 2 : Силовая установка. Противопожарное оборудование. — 41 с.

92. Самолёт Ту-154. Конструкция и техническое обслуживание [Текст] / Ф. А. Волошин, А. Н. Кузнецов, В. Я. Покровский, А. Я. Соловьёв. — М. : Машиностроение, 1975. — 541 с.

93. Самолёт Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 15 кн. — М. : ОКБ им. А. Н. Туполева, 1984. — Кн. 6. — 600 с.

94. Самолёты Ту-204, Ту-204-100. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 19 кн. — М. : ОКБ им. А. Н. Туполева, 1995. — Кн. 8. — 678 с.

95. Самолёт Ту-214. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 22 кн. — М. : ОАО «Туполев», 1993. — Кн. 8. — 802 с.

96. Руководство по лётной эксплуатации самолёта Ту-334-100 [Текст] : в 2 кн. — М. : ОКБ им. А. Н. Туполева, 2003. — Кн. 2. — 954 с.

97. Феррейн, В. Г. Самолёт Як-9-ВК-107А. Временное техническое описание [Текст] / В. Г. Феррейн, Д. Д. Франц. — 2-е изд. — Изд-во СКО завода им. Чкалова, 1947. — Вып. 2: Конструкция самолёта. — 162 с.

98. Самолёт Як-12. Техническое описание [Текст]. — М. : Оборонгиз, 1950. — 278 с.

99. Глазков, В. В. Самолёты Як-12М и Як-12Р (Справочник пилоту) [Текст] / В. В. Глазков. — М. : Ред.-изд. отд. аэрофлота, 1958. — 182 с.

100. Самолёт Як-18. Техническое описание [Текст]. — М. : Оборонгиз, 1958. — 92 с.

101. Пришкольник, В. Л. Самолет Як-18Т. Конструкция и эксплуатация [Текст] / В. Л. Пришкольник, Ю. И. Янкевич. — М. : Транспорт, 1978. — 136 с.
102. Самолёт Як-40. Инструкция по эксплуатации [Текст] : в 10 кн. — М. : ОКБ им. А. С. Яковлева, 1975. — Кн. 3 : Силовая установка. — 264 с.
103. Францев, В. К. Силовая установка самолётов Як-40 и М-15 [Текст] / В. К. Францев, Н. А. Шерлыгин. — М. : Транспорт, 1981. — 231 с.
104. Як-42. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 16 кн. — М. : ОКБ им. А. С. Яковлева, 1975. — Разд. 28: Топливная система. — 566 с.
105. Учебно-тренировочный спортивный самолёт Як-52. Техническое описание [Текст]. — М. : Патриот, 1991. — 160 с.
106. Самолёт Як-54. Руководство по лётной эксплуатации [Текст]. — М. : ОАО «ОКБ им. А. С. Яковлева», 2005. — 316 с.
107. Самолёт Як-55. Руководство по технической эксплуатации [Текст]. — М. : ОАО «ОКБ им. А. С. Яковлева», 1999. — 320 с.
108. Двигатель АЛ-31Ф. Руководство по технической эксплуатации [Текст]. — Уфа : ОАО «Уфим. моторостроит. произв. об-ние», 2004. — 2035 с.
109. Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-24ВТ. Техническое описание [Текст]. — Ростов н/Д. : Технолог, 2006. — 268 с.
110. Двигатель Д-30КУ-154 2-й серии. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 2 кн. — М. : Воздушный транспорт, 1992. — Кн. 2. — 1108 с.
111. Трёхвальный ТРДД Д-436-148. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 3 кн. — Запорожье : ГП «Ивченко-Прогресс», 2004. — Кн. 3. — 592 с.
112. Двигатель НК-86. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 2 кн. — Самара : ОКБ им. Н. Д. Кузнецова, 1986. — Кн. 1. — 1082 с.
113. Двигатель ТА-6В. Руководство по технической эксплуатации [Текст]. — М. : 1988. — 598 с.
114. Турбовальный двигатель ТВ3-117. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 3 кн. — 1986. — Кн. 2. — 506 с.
115. Турбовинтовой двигатель ТВ7-117С. Руководство по технической эксплуатации [Текст] : в 2 кн. — М. : ОАО «Авиаиздат», 2000. — Кн. 1. — 506 с.
116. А-310. Flight Crew Operating Manual [Text]. — Siberia Airlines, 2008. — 1406 p.
117. А-310. Flight Deck and Systems Briefing for Pilots [Text]. — Airbus Industries, 1993. — 188 p.
118. А318/А319/А320/А321. Flight Crew Operation Manual [Text] : in 4 vol. — Airbus Industries, 2007. — V. 1: Systems Description. — 1338 p.
119. А-330. Flight Crew Operating Manual [Text] : in 4 vol. — Airbus Industries, 2002. — V. 1: Systems Description. — 1268 p.



120. A-340. Flight Crew Operating Manual [Text] : in 4 vol. — Airbus Industries, 2004. — V. 1: Systems Description. — 992 p.
121. A350-900 Preliminary Data. Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning [Text]. — AIRBUS, 2012. — 155 p.
122. A-380-800. Flight Deck and Systems Briefing for Pilots [Text]. — Airbus Industries, 2006. — 303 p.
123. A-380. Technical Training Manual. Chapter 28. Power Plant [Text]. — Airbus Industries, 2009. — 198 p.
124. Der künftige Transporter für die Europäischen Luftwaffen [Text]. — Dipl.-Ing. Klaus Wieland A400M Chief Engineer Airbus Deutschland GmbH, 2001. — 70 p.
125. NATOPS Flight Manual. NAVY Model RA-3B Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 1964. — 668 p.
126. NATOPS Flight Manual. NAVY Model A-4E/F Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 1971. — 694 p.
127. NATOPS Flight Manual. NAVY Model A-5A Aircraft [Text]. — Chief of Naval Operations, 1965. — 305 p.
128. NATOPS Flight Manual. NAVY Model EA-5B Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 2000. — 849 p.
129. A-7D Aircraft. Flight Manual [Text]. — LTV Aerospace Corporation, 1972. — 600 p.
130. NATOPS Flight Manual. NAVY Model AV-8B/TAV-8B [Text]. — Naval Air System Command, 2008. — 714 p.
131. USAF Series A-10A Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1988. — 564 p.
132. Flight Manual aircraft type: «Aeropract-22L» [Text]. — Aeropract Ltd., 2008. — 46 p.
133. Alpha 160Ai. Flight Manual [Text]. — Alpha Aviation Design Ltd., 2007. — 116 p.
134. Alpha Jet. Flight Manual [Text]. — Published Under Authority of the Bundesminister der Verteidigung, 1986. — 361 p.
135. Flight Manual. AMX Two-Seater Aircraft [Text]. — Alenia — Aeromacchi — Embraer, 1994. — 566 p.
136. AS 330J Puma. Flight Manual [Text]. — Aerospatiale Helicopters, 1977. — 285 p.
137. AS 332 Super Puma. THM [Text]. — Eurocopter, 2004. — 408 p.
138. AS 350B. Instruction Manual [Text]. — Eurocopter, 1996. — 451 p.
139. AS 350B3. Flight Manual [Text]. — Eurocopter, 1998. — 376 p.
140. AW 139. Rotorcraft Flight Manual [Text]. — Agusta S.p.A. Reproduction, 2008. — 1852 p.
141. ATR-42. Flight Crew Operating Manual [Text]. — ATR, 1995. — 1012 p.
142. ATR-72. Flight Crew Operating Manual [Text]. — ATR, 1999. — 1012 p.

143. B-1. Flight Manual [Text]. — Rockwell International, 1976. — 621 p.
144. B-1B Systems Familiarization. Student handbook [Text]. — Rockwell International, 1982. — 224 p.
145. USAF Series B-36H-III Aircraft. Flight Handbook [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force and Chief of the Bureau of Aeronautics, 1954. — 756 p.
146. USAF Series B-47A Aircraft. Handbook Flight Operating Instructions [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force and Chief of the Bureau of Aeronautics, 1950. — 89 p.
147. USAF Series TB-47B Aircraft. Flight Handbook [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1956. — 778 p.
148. USAF Series Aircraft B-58A. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1969. — 426 p.
149. USAF Series Aircraft XB-70A. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1965. — 379 p.
150. BAC 1-11 (400 Series). Operating Manual [Text]. — US Air, 1987. — 884 p.
151. BALVAC 14000 Series Self-Sealing Breakaway Fuel Valves (couplings) for crash-resistant fuel systems [Text]. — Specrum, 2004. — 2 p.
152. Beechcraft Baron 95-B55. Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual [Text]. — Beech Aircraft Corporation, 1994. — 400 p.
153. Beech King Air C90. Supplemental Operational Data [Text]. — Raytheon Aircraft, 2000. — 63 p.
154. Beech Super King Air B200 & B200C. Flight Manual [Text]. — Raytheon Aircraft, 2000. — 394 p.
155. Model 707-300. Operation Manual [Text] : in 2 vol. — Seattle : The Boeing Company, 1984. — Vol. 2 : Reference Information, 1984. — 320 p.
156. Model-727-200. Operations Manual Information Copy [Text]. — The Boeing Company, 1972. — 702 p.
157. Boeing-737-300/-400/-500. Operations Manual [Text]. — The Boeing Company, 2002. — 946 p.
158. Boeing-737-600/-700/-800/-900. Operations Manual [Text]. — The Boeing Company, 2002. — 1506 p.
159. Boeing-737-300/-400/-500. Aircraft Maintenance Manual. Chapter 28. Fuel [Text]. — The Boeing Company, 2011. — 1272 p.
160. Boeing-747-400. Aircraft Maintenance Manual. Chapter 28. Fuel System [Text]. — The Boeing Company, 2010. — 276 p.
161. Boeing-747-400. Aircraft Maintenance Manual. Chapter 47. Inert Gas System [Text]. — The Boeing Company, 2010. — 45 p.
162. Boeing-747-400. Flight Crew Operations Manual [Text]. — The Boeing Company, 2009. — 1606 p.
163. Boeing-757-200. Flight Crew Operations Manual [Text]. — The Boeing Company, 2010. — 1266 p.

164. Boeing-767-300. Operations Manual [Text]. — The Boeing Company, 2003. — 1310 p.
165. Boeing-777. Operations Manual [Text]. — The Boeing Company, 2003. — 1378 p.
166. Boeing-787. Operations Manual [Text]. — The Boeing Company, 2010. — 1562 p.
167. Flight Manual USAF Series C-5A and C-5B Airplanes [Text]. — Lockheed Martin Corporation, 1998. — 1128 p.
168. Flight Manual. USAF Series KC-10A Aircraft [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 2008. — 1376 p.
169. Advanced Medium STOL Transport YC-15. Utility Flight Manual [Text]. — McDonnell Douglas Corporation, 1977. — 469 p.
170. NATOPS Flight Manual. NAVY Model C-2A Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 1991. — 855 p.
171. C-27J Aircraft. Flight Manual [Text]. — Alenia Aeronautica, 2005. — 744 p.
172. USAF Series Aircraft KC-97E. Handbook Flight Operating Instructions [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force and the Chief of the Bureau of Aeronautics, 1951. — 344 p.
173. C-101 Aviojet. Manual de Vuelo [Text]. — Construcciones Aeronauticas, S. A., 1981. — 268 p.
174. USAF Series AC-119G Aircraft. Partial Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1971. — 380 p.
175. USAF Series Aircraft C-123B. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1961. — 486 p.
176. NATOPS Flight Manual. NAVY Model KC-130J Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 2012. — 1032 p.
177. USAF Series C-131A Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1962. — 388 p.
178. USAF Series Aircraft EC-135C. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1977. — 788 p.
179. USAF Series Aircraft. C-141C. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 2003. — 1088 p.
180. C 160Z Transall. Flight Manual [Text]. — Transport Alliance, 1977. — 517 p.
181. Flight and Operation Manual for Gyroplane Calidus [Text]. — Aero-Gyro GmbH, 2011. — 118 p.
182. Canberra B.2. Pilot's Notes [Text]. — Prepared by Direction of the Minister of Supply, 1954. — 80 p.
183. CAP 10B. Approved Airplane Flight Manual & Pilot's Operating Handbook [Text]. — APEX Aircraft, 2002. — 106 p.
184. Cessna Model 172P. Information Manual [Text]. — Cessna Aircraft Company, 1980. — 172 p.

185. Cessna Model 172S/SP Skyhawk. Pilot's Operating Handbook [Text]. — Cessna Aircraft Company, 2005. — 278 p.
186. Cessna Model T206H. Information Manual [Text]. — Cessna Aircraft Company, 2006. — 402 p.
187. Cessna Citation Mustang. Model 510. Operating Manual [Text]. — A Textron Company, 2000. — 237 p.
188. Cessna Citationjet. Model 525A. Operating Manual [Text]. — Cessna Company, 2000. — 129 p.
189. Cessna Citation II Bravo. Model 550. Operating Manual [Text]. — Cessna Company, 2000. — 183 p.
190. Cessna Citation Excel. Model 560XL. Operating Manual [Text]. — Cessna Company, 2000. — 166 p.
191. CFM56-3. Training Manual [Text]. — CFM International, 1995. — 570 p.
192. CH 2000 Trainer. Owner's Manual and Approved Flight Manual [Text]. — Zenair Ltd., 2002. — 96 p.
193. Challenger-300. Flight Crew Operating Manual [Text]. — Bombardier Aerospace, 2012. — 574 p.
194. Challenger-601. Operating Manual [Text]. — Canada Challenger, 1995. — 381 p.
195. Challenger-604. Pilot Training Guide [Text]. — Bombardier Aerospace, 2003. — 242 p.
196. CL-41 Tutor. Aircraft Operating Instructions [Text]. — Issued on Authority of the Chief of the Defence Staff, 1968. — 148 p.
197. CL-44D4. Flight Operating Manual [Text] : in 4 vol. — Caribbean Air Express, 1981. — Vol. 4. — 900 p.
198. Fouge CM 170R Magister. Flight Manual [Text]. — Published under the Authority of the Bundesminister der Verteidigung, 1966. — 126 p.
199. Commander 112A. Airplane Flight Manual [Text]. — Commander Aircraft Division Rockwell International, 1974. — 104 p.
200. Commander 114B. Flight Manual [Text]. — Commander Aircraft Company, 1992. — 185 p.
201. Concorde. Flight Manual [Text] : in 3 vol. — British Airways Overseas Division, 1976. — Vol. 1. — 575 p.
202. CRJ-100. Flight Crew Operating Manual [Text]. — Canadair Regional Jet, 2003. — 940 p.
203. CRJ-100/200. Flight Crew Operating Manual [Text]. — Canadair Regional Jet, 2003. — 813 p.
204. CRJ-700/900. Flight Crew Operating Manual [Text]. — Canadair Regional Jet, 2005. — 468 p.
205. CT. Pilot's Operating Handbook [Text]. — Flight Design, 2012. — 138 p.
206. DA 20-C1. Flight Manual [Text]. — Diamond Aircraft Industries, 1997. — 220 p.

207. DA 40 F Airplane. Flight Manual [Text]. — Diamond Aircraft Industries, 2005. — 244 p.
208. DA 42 Airplane. Flight Manual [Text]. — Diamond Aircraft Industries, 2005. — 332 p.
209. DA 62 Airplane. Flight Manual [Text]. — Diamond Aircraft Industries, 2015. — 500 p.
210. Dash8-200/300. Flight Crew Operation Manual [Text]. — Bombardier Aerospace, 2004. — 378 p.
211. Dash8-Q400. Flight Crew Operation Manual [Text]. — Bombardier Aerospace, 2004. — 861 p.
212. DC8 series 63 Handbook. Technical Training [Text]. — CP Air, 1975. — 586 p.
213. DC-9. Flight Crew Operating Manual [Text]. — Douglas Aircraft Co., Inc., 1965. — 777 p.
214. DC-10. Flight Crew Operating Manual [Text]. — McDonnell Douglas, 1976. — 324 p.
215. DHC-2 Beaver. Flight Manual [Text]. — The de Havilland Aircraft of Canada Limited, 1956. — 98 p.
216. DHC-4 Caribou. Standard Specification [Text]. — The de Havilland Aircraft of Canada Limited, 1968. — 81 p.
217. Do-27. Flight Manual [Text]. — Published Under Authority of the Bundesminister der Verteidigung, 1975. — 148 p.
218. Dornier-328 Jet. Flight Crew Operation Manual [Text]. — Fairchild-Dornier, 2000. — 413 p.
219. Duchess-76. Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual [Text]. — Beechcraft Aircraft Corporation, 1983. — 180 p.
220. NATOPS Flight Manual. NAVY Model E-2C Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 1999. — 778 p.
221. EATON. Aeroquip 3750 Series SAF-LOC Coupling [Text]. — Eanon Aerospace Group, 2013. — 8 p.
222. EATON. Aeroquip. Series 1800 & 1801 Low Profile Ratchet Loak Couplings [Text]. — Eaton Aerospace Group, 2016. — 10 p.
223. EC 120 B. System Description Section [Text]. — EUROCOPTER, 1999. — 598 p.
224. EC 135. Aircraft Maintenance Manual [Text]. — EUROCOPTER, 1996. — 624 p.
225. EMBRAER EMB-120 Brasilia. Operations Manual [Text]. — Empresa Brasileira de Aeronautica S. A., 2002. — 603 p.
226. Legacy EMBRAER EMB-135BJ. Airplane Operations Manual [Text] : in 2 vol. — Empresa Brasileira de Aeronautica S. A., 2005. — Vol. 2. — 1121 p.
227. EMBRAER EMB-145. Airplane Operations Manual [Text] : in 2 vol. — Empresa Brasileira de Aeronautica S. A., 2001. — Vol. 2. — 446 p.

228. EMBRAER 170. Airplane Operations Manual [Text] : in 2 vol. — Embaer Flight Operational Support, 2004. — Vol. 2. — 820 p.
229. EMB-202. Manual de Serviços [Text]. — Indústria Aeronáutica NEIVA LTDA, 2005. — 492 p.
230. Technical Manual. Maintenance Instructions. Power Plant. USAF Series F-4C Aircraft [Text]. — US Air Force, 1978. — 671 p.
231. USAF Series F-5E Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1978. — 448 p.
232. NATOPS Flight Manual. NAVY Model RF-8G Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 1978. — 490 p.
233. NATOPS Flight Manual. NAVY Model F-14D Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 1997. — 962 p.
234. USAF Series F-15A/B/C/D Aircraft Block 7 and up. Flight Manual [Text]. — McDon Douglas Aircraft, 1986. — 415 p.
235. USAF Series Aircraft F-15E. Flight Manual [Text]. — McDon Douglas Aerospace, 1993. — 847 p.
236. F-16A/B Block 10 and 15 USAF Series Aircraft. Flight Manual [Text]. — Lockheed Martin Corporation, 2003. — 572 p.
237. F-16C/D Block 50 HAS Series Aircraft. Flight Manual [Text]. — Lockheed Martin Corporation, 2001. — 428 p.
238. NATOPS Flight Manual. NAVY Model F/A-18A/B/C/D 161353 and up Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 2000. — 1099 p.
239. NATOPS Flight Manual. NAVY Model F/A-18E/F 165533 and up Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 2001. — 806 p.
240. Northrop F-20A Aircraft. Utility Flight Manual [Text]. — Northrop Corporation, 1984. — 141 p.
241. USAF Series YF-23A Aircraft. Utility Flight Manual [Text]. — Northrop Corporation, 1990. — 199 p.
242. USAF Series F-100C Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1960. — 298 p.
243. USAF Series RF-101G and RF-101H Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1971. — 328 p.
244. USAF Series Aircraft F-102A & TF-102A. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1971. — 410 p.
245. USAF Series Aircraft F-104A,B,C,D. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1968. — 459 p.
246. USAF Series F-105D, F-105F & F-105G Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1970. — 858 p.
247. USAF Series F-106A & F-106B Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1985. — 384 p.
248. USAF Series Aircraft FB-111A. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1977. — 482 p.

249. Utility Flight Manual. USAF Series F-117A Aircraft [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1992. — 616 p.
250. Falcon 50. Maintenance Training Manual [Text]. — Flight Safety International Inc., 2006. — 1488 p.
251. Falcon 7X. System Summary [Text]. — Dassault Aviation, 2005. — 1496 p.
252. Falcon 900. Pilot Training Manual [Text]. — Flight Safety International Inc., 2007. — 1267 p.
253. Falcon 2000EX EASy, Falcon 2000D, Falcon 2000LX. Crew Operational Documentation for Dassault EASy [Text]. — Dassault Aviation, 2004. — 1410 p.
254. Fokker 50. Aircraft Operating Manual [Text]. — Fokker B. V., 1987. — 383 p.
255. Fokker 100. System Description [Text]. — Fokker B. V., 1987. — 668 p.
256. Grumman Mallard Amphibian Model G-73. Airplane Flight Manual [Text]. — Grumman Aircraft Engineering Copr., 1947. — 90 p.
257. Grumman Model GA-7 Cougar. Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual [Text]. — Gulfstream American Corporation, 1978. — 192 p.
258. G91-R4. Technical Manual Organizational Maintenance [Text] : in 10 vol. — Fiat, 1961. — Vol. 1: General Airplane. — 140 p.
259. Global 5000. Flight Crew Operating Manual [Text] : in 2 vol. — The Bombardier Company, 2006. — Vol. 2. — 987 p.
260. Global Express. Flight Crew Operating Manual [Text] : in 2 vol. — The Bombardier Company, 2006. — Vol. 2. — 302 p.
261. Gulfstream G150. Pilot Training Manual [Text] : in 2 vol. — Flight Safety International Inc. — V. 2: Aircraft Systems. — 474 p.
262. Gulfstream G550. Operating Manual. Chapter 28. Fuel [Text]. — Production Aircraft Systems, 2003. — 36 p.
263. Hawker 800. Aircraft Maintenance Manual [Text]. — Raytheon Aircraft, Chapter 28. Fuel System. 2001. — 216 p.
264. Army Model AH-1S Helicopter. Operators Manual [Text]. — Headquarters, Department of the Army, 1976. — 256 p.
265. NATOPS Flight Manual. NAVY Model UH/HH-1N Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 1997. — 581 p.
266. NATOPS Flight Manual. NAVY Model UH-2C Helicopter [Text]. — Naval Air System Command, 1968. — 282 p.
267. NATOPS Flight Manual. NAVY Model UH-3H and UH-3H Executive Transport Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 2000. — 619 p.
268. USAF Series HH-43B Helicopter. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1968. — 198 p.
269. CH-47D. Fuel System. Student Handout [Text]. — Fort Rucker, 2006. — 46 p.

270. Technical Manual. Operator's Manual for Army CH-47D Helicopter [Text]. — Headquarters, Department of the Army, 2003. — 717 p.
271. NATOPS Flight Manual. NAVY Model MH-53E Helicopters [Text]. — Naval Air System Command, 2000. — 810 p.
272. Technical Manual. Operator's Manual Army Model OH-58 A/C Helicopter [Text]. — Headquarters, Department of the Army, 1989. — 301 p.
273. NATOPS Flight Manual. NAVY Model SH-60B Helicopter [Text]. — Naval Air System Command, 2008. — 908 p.
274. Technical Manual. Operator's Manual for Helicopter, Attack, AH-64D Longbow Apache [Text]. — Headquarters, Department of the Army, 2002. — 1082 p.
275. Upravljanje avionom IJ-22 [Text]. — Savezni sekretarijat za narodnu odbranu, 1986. — 244 c.
276. Upravljanje avionom J-21 i IJ-21 [Text]. — Komanda ratnog vazduhoplovstva I protivvazdušne odbrane, 1972. — 184 c.
277. Jabiru Aircraft Model J160-C. Pilot's Operating Handbook & Approved Flight Manual [Text]. — Jabiru Aircraft Pty Ltd., 2008. — 114 p.
278. Jaguar GR Mk 1 and T Mk 2. Aircrew Manual [Text]. — Prepared by Procurement Executive, Ministry of Defence, 1976. — 335 p.
279. BAe Jetstream Series 4100. Manufacturers Operating Manual [Text] : in 4 vol. — British Aerospace. — Vol. 4. — 1994. — 473 p.
280. Lake Buccaneer. Owners Manual [Text]. — Lake Aircraft, 1960. — 48 p.
281. Learjet 25. Operating Handook [Text]. — CAE SimuFlite Inc., 2004. — 132 p.
282. Learjet 31A. Pilot's Manual [Text]. — Learjet Inc., 2004. — 216 p.
283. Learjet 40. Pilot's Manual [Text]. — Bombardier Company, 2004. — 280 p.
284. Learjet 45. Pilot's Manual [Text]. — Bombardier Company, 2004. — 364 p.
285. Lightning F Mk 3, T Mk 5 and F Mk 6. Aircrew Manual [Text] : in 5 vol. — Ministry of Defence. — Vol. 1. — 1982. — 188 p.
286. Lynx AH Mk.9. Aircrew Manual [Text]. — Handling Squadron, 1991. — 349 p.
287. M-16 Tandem Trainer. Flight Manual [Text]. — Magni Gyro, 2012. — 98 p.
288. Mooney M20J. Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual [Text]. — Mooney Aircraft Corporation, 1987. — 218 p.
289. Mooney M20TN. Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual [Text]. — Mooney Airplane Company Inc., 2008. — 270 p.
290. MD3 Rider. Pilot's Operating Handbook and Flight Manual [Text]. — Flyitalia, 2006. — 60 p.
291. MU-2B-60 Marquise. Pilot's Operating Manual [Text]. — Mitsubishi Heavy Industries, 2004. — 675 p.



292. Aermacchi MB-339C Aircraft. Flight Manual [Text]. — Aermacchi Technical Publication Department, 1994. — 430 p.
293. MD-80. Flight Manual [Text]. — Continental Airlines, 2002. — 1289 p.
294. FAA Approved Rotorcraft Flight Manual for Model MD900 (902 Configuration with PW 207E) [Text]. — McDonnell-Douglas Helicopters Incorporation, 2001. — 424 p.
295. Mirage III O and II D. Flight Manual [Text]. — Royal Australian Air Force, 1978. — 379 p.
296. Mirage F1AZ Aircraft. Flight Manual [Text]. — Dassault Aviation, 1990. — 400 p.
297. Mirage 2000C. Manuel Polite [Text]. — Dassault Aviation, 2000. — 131 p.
298. USAF Series O-2A and O-2D Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1979. — 170 p.
299. NATOPS Flight Manual. NAVY Model OV-10D Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 1982. — 337 p.
300. Navy Model P2V-7 Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force and the Chief of the Bureau of Naval Weapon, 1961. — 415 p.
301. NATOPS Flight Manual. NAVY Model P-3C Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 2007. — 1147 p.
302. Navy Model P5M-2 Aircraft. Flight Handbook [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force and the Chief of the Bureau of Aeronautics, 1956. — 290 p.
303. P.68R. Pilot's Operating Handbook and Airplane Flight Manual [Text]. — Vulcanair Aircraft, 2013. — 912 p.
304. P92 Echo Super. Flight Manual [Text]. — Costruzioni Aeronautiche Tecnam, 2005. — 80 p.
305. P2002-JP. Flight Manual [Text]. — Costruzioni Aeronautiche Tecnam, 2007. — 102 p.
306. P-180 Avanti. Pilot's Operating Handbook and Airplane Flight Manual [Text]. — Piaggio Aero Industries, 1992. — 910 p.
307. Pilot's Operating Handbook and Civil Aviation Authority of New Zealand Approved Flight Manual Air 2825 for the PAC 750XL [Text]. — Pacific Aerospace Limited, 2007. — 278 p.
308. Piper Cherokee Arrow. Pilot's Operating Manual [Text]. — Piper Aircraft Corporation, 1973. — 170 p.
309. Piper Malibu PA-46-310P. Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual [Text]. — Piper Aircraft Corporation, 1990. — 370 p.
310. Piper Seminole PA-44-180. Information Manual [Text]. — Piper Aircraft Corporation, 1978. — 276 p.
311. PC-6 Pilatus Porter. Flight Manual [Text]. — Royal Australian Air Force, 1972. — 176 p.

312. PC9/A Flight Manual [Text]. — Royal Australian Air Force, 1989. — 244 p.
313. PC-12 NG. Pilot's Information Manual [Text]. — Pilatus Aircraft Limited, 2010. — 1078 p.
314. Airtruk PL12 / PL12U. Pilot's Handling Notes [Text]. — Sydney : Transavia Corporation Ltd., 1979. — 40 p.
315. R22. Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Rotocraft Flight Manual [Text]. — Robinson Helicopters Co., 1979. — 196 p.
316. Turbo Thrush Model S2R — T660. Aircraft Maintenance Manual [Text]. — Thrush Aircraft Inc., 2005. — 298 p.
317. NATOPS Flight Manual. NAVY Model S-3B Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 2000. — 966 p.
318. S-7LS Courier Light Sport Aircraft. Pilot Operating Handbook [Text]. — Rans Designs, 2005. — 82 p.
319. S211PAF Aircraft. Flight Manual [Text]. — SIAI Marchetti, 1994. — 223 p.
320. SA-227 Merlin IVC/Metro III. Pilot Training Manual [Text]. — Flight Safety International Inc., 1987. — 292 p.
321. SA.315B Lama. Flight Manual [Text]. — Eurocopter, 1996. — 258 p.
322. Flight Manual for SE 316o and SA 316B Alouette III Helicopters [Text]. — Aerospatiale, 1970. — 482 p.
323. SA.341G Gazzelle. Flight Manual [Text]. — Eurocopter, 1974. — 264 p.
324. SAAB 35XD. Flight Manual F/RF/TF-35 [Text]. — SAAB, 1992. — 706 p.
325. SAAB 340B. Aircraft Operations Manual [Text]. — SAAB, 1992. — 923 p.
326. SAAB 2000. Aircraft Operations Manual [Text]. — SAAB, 2006. — 454 p.
327. Flight Manual for SD3-60 Variant 300 [Text]. — Short Brothers PLC, 1985. — 826 p.
328. SJ100. Technical Training Manual [Text]. — Superjet International, 2011. — ATA 28 Fuel System. — 46 p.
329. Flight Manual for SPORTSTAR Ultralight Airplane [Text]. — Evec-tor-Aerotechnik, A. S., 2005. — 114 p.
330. SR-71A. Flight Manual [Text]. — Lockheed California Company, 1989. — 742 p.
331. Flight manual for the powered sailplane Stemme S10-V [Text]. — Stemme GmbH & Co., 1994. — 62 p.
332. Super Decathlon (8KCAB). Pilot's Operating Manual [Text]. — American Champion Aircraft Corporation, 1999. — 70 p.
333. Super Etendard. Manuel Pilote [Texte]. — Avions Marcel Dassault Breguet Aviation, 1991. — 422 p.

334. USAF Series T-6B Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 2012. — 555 p.
335. NATOPS Flight Manual. NAVY Model T-34C Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 2000. — 386 p.
336. USAF Series T-37B Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1984. — 198 p.
337. USAF Series T-38A/B Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1978. — 254 p.
338. T-38. Flight Manual [Text]. — National Aeronautics and Space Administration, 2003. — 375 p.
339. USAF Series T-41C/D Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1991. — 83 p.
340. NATOPS Flight Manual. NAVY Model T-45C Aircraft [Text]. — Naval Air System Command, 2000. — 616 p.
341. T-67M-Mk.II Firefly. Pilot Notes [Text]. — Slingsby Aviation, 1985. — 197 p.
342. TBM-700. Pilot's Operating Handbook [Text]. — EADS Socata, 2006. — 196 p.
343. TBM-850. Pilot's Information Manual [Text]. — EADS Socata, 2006. — 834 p.
344. TL-2000 StingSport. Aircraft Maintenance Manual [Text]. — TL Ultralight, 2005. — 396 p.
345. PANAVIA 200 TORNADO. Italian Series Aircraft. Flight Manual [Text]. — Torino : Aeritalia, 1990. — 675 p.
346. Models U-2C and U-2F Aircraft. Flight Manual [Text]. — Published under Authority of the Secretary of the Air Force, 1968. — 305 p.
347. Army Models U-3A and U-3B Aircraft. Operator's Manual [Text]. — Headquarters, Department of the Army, 1978. — 238 p.
348. Valiant. Pilot's Notes [Text]. — Prepared by the Direction of the Minister of Supply, 1964. — 188 p.
349. Victor B. Mk. 2. Pilot's Notes [Text]. — Prepared by the Ministry of Technology, 1964. — 141 p.
350. Flight Manual and Maintenance Manual applied to Virus 912 SW [Text]. — Pipistrel d.o.o. Ajdovscina, 2010. — 108 p.
351. Vulcan B Mk.2. Aircrew Manual [Text]. — Prepared by Procurement Executive, 1970. — 199 p.
352. X-22A V/STOL Research Aircraft. Utility Flight Manual [Text]. — Bell Aerosystems Co., 1969. — 309 p.

## ЗМІСТ

ПЕРЕДМОВА.....	3
СПИСОК СКОРОЧЕНЬ.....	4
ОСНОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ.....	6
1. ПАЛИВНА СИСТЕМА: ПРИЗНАЧЕННЯ, ВИМОГИ ТА СКЛАД .....	7
2. АВІАЦІЙНІ ПАЛИВА ТА ЇХ ВЛАСТИВОСТІ .....	10
2.1. Виробництво авіаційних палив.....	10
2.2. Властивості авіаційних палив.....	13
2.3. Типи авіаційних палив і присадок .....	22
3. ПІДСИСТЕМА ЗБЕРІГАННЯ ПАЛИВА.....	29
3.1. Призначення, вимоги та склад підсистеми зберігання палива .....	29
3.2. Розрахунок потрібного об'єму паливних баків .....	31
3.3. Розміщення паливних баків.....	32
3.4. Конструктивні вимоги до вибору місця розміщення паливних баків.....	35
3.5. Розрахунок наявного об'єму паливних баків та їх поділ на групи.....	37
3.6. Зміщення ЦМ ЛА, спричинене перетіканням палива .....	42
3.7. Залишок, що не виробляється, витратні відсіки .....	44
3.8. Способи боротьби із водою в паливі .....	46
3.9. Склад і класифікація паливних баків .....	47
3.10. Кесон-баки .....	48
3.11. М'які баки та їх установаження.....	52
3.12. Жорсткі баки та їх установаження.....	59
3.13. Зовнішні паливні баки та їх установаження .....	61
3.14. Додаткові паливні баки та їх установаження.....	67
3.15. Випробування паливних баків.....	69
4. ПІДСИСТЕМА ЗАПРАВЛЕННЯ ТА ЗЛИВАННЯ ПАЛИВА .....	72
4.1. Призначення, вимоги та класифікація .....	72
4.2. Відкрите заправлення.....	73
4.3. Закрите заправлення на землі .....	77
4.3.1. Незалежна схема заправлення .....	78
4.3.2. Суміщена схема заправлення .....	78
4.3.3. Колекторна схема заправлення .....	79
4.3.4. Каскадна схема заправлення .....	80
4.3.5. Штуцер централізованого заправлення.....	80
4.4. Керувальні пристрої підсистеми заправлення .....	81
4.4.1. Керувальні крани .....	82

4.4.2. Керувальні клапани .....	87
4.4.3. Датчики мінімального рівня в дренажних баках .....	91
4.4.4. Клапани зливання перезалитого палива .....	92
4.4.5. Датчики тиску .....	92
4.4.6. Панелі керування заправленням .....	93
4.5. Зливання палива на землі .....	95
4.6. Дозаправлення в польоті .....	99
4.6.1. Призначення, вимоги та класифікація .....	99
4.6.2. Схема дозаправлення «шланг-конус» .....	100
4.6.3. Схема дозаправлення «летюча штанга» .....	109
4.6.4. Особливості паливних систем літаків-заправників .....	116
5. ПІДСИСТЕМА ПОДАННЯ ПАЛИВА .....	120
5.1. Призначення, вимоги та класифікація .....	120
5.1.1. Способи подання палива .....	120
5.1.2. Схеми об'єднання баків .....	121
5.1.3. Вибір кількості витратних баків та їх розміщення .....	125
5.2. Методи підвищення надійності подання палива .....	127
5.3. Загальна схема підсистеми подання палива .....	134
5.3.1. Неманеврені літаки .....	134
5.3.2. Маневрені літаки .....	136
5.3.3. Вертольоти .....	137
5.3.4. Поршневі ЛА .....	138
5.4. Конструктивні елементи підсистеми подання палива .....	139
5.4.1. Електровідцентрові насоси .....	140
5.4.2. Пневмотурбопривідні насоси .....	145
5.4.3. Гідротурбопривідні насоси .....	147
5.4.4. Гідропривідні насоси .....	148
5.4.5. Струминні насоси .....	150
5.4.6. Підкачувальні насоси двигуна .....	152
5.4.7. Основні насоси двигуна .....	155
5.4.8. Самопливні клапани .....	159
5.4.9. Відсіки від'ємних перевантажень .....	160
5.4.10. Паливні акумулятори .....	160
5.4.11. Паливорідинні теплообмінники .....	162
5.4.12. Паливні фільтри .....	163
5.4.13. Трубопроводи та з'єднання .....	166
5.5. Розрахунки підсистеми подання палива .....	175
5.5.1. Висотність паливної системи. Кавітація .....	175
5.5.2. Вихідні дані для розрахунку на висотність .....	177
5.5.3. Розрахунок гідравлічних та інерційних втрат тиску .....	178
5.5.4. Розрахунок на висотність із працюючим ПНЛ .....	180
5.5.5. Розрахунок на висотність з працюючим ПНЛ і відкритим краном перехресного живлення .....	183
5.5.6. Розрахунок на висотність із ПНЛ, що відмовив .....	185

5.5.7. Розрахунок на висотність при наявності паливного акумулятора .....	186
6. ПІДСИСТЕМА ПЕРЕКАЧУВАННЯ ПАЛИВА.....	192
6.1. Підсистема основного перекачування.....	192
6.1.1. Призначення, вимоги та класифікація .....	192
6.1.2. Порядок вироблення палива та зниження навантажень на крило.....	195
6.1.3. Схеми керування перекачуванням.....	197
6.1.4. Методи усунення дисбалансу ЛА та парирування відмов ПНЛ ...	201
6.1.5. Конструктивні елементи підсистеми перекачування .....	205
6.1.6. Розрахунок підсистеми основного перекачування.....	211
6.2. Підсистема допоміжного перекачування.....	212
6.3. Підсистема балансувального перекачування.....	216
6.3.1. Призначення, вимоги та принцип роботи .....	216
6.3.2. Схеми балансувального перекачування.....	219
6.3.3. Розрахунок балансувального перекачування .....	222
7. ПІДСИСТЕМА АВАРІЙНОГО ЗЛИВАННЯ ПАЛИВА .....	227
7.1. Призначення підсистеми аварійного зливання й вимоги до неї ....	227
7.2. Схеми аварійного зливання палива.....	230
7.3. Розрахунок аварійного зливання палива .....	232
8. ПІДСИСТЕМИ ДРЕНАЖУ, НАДДУВАННЯ Й НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗУ.....	237
8.1. Підсистема дренажу .....	237
8.1.1. Призначення, вимоги та класифікація .....	237
8.1.2. Схеми дренажу .....	238
8.1.3. Розрахунок підсистеми дренажу .....	241
8.2. Підсистема наддування .....	244
8.2.1. Призначення, вимоги та класифікація .....	244
8.2.2. Схеми наддування.....	245
8.2.3. Способи керування наддуванням .....	252
8.3. Підсистема нейтрального газу .....	254
8.3.1. Призначення, вимоги та класифікація .....	254
8.3.2. Схема з використанням вихлопних газів ПД .....	256
8.3.3. Балонна схема .....	257
8.3.4. Схема з газифікатором .....	259
8.3.5. Схема із газогенерувальною камерою.....	260
8.3.6. Схеми з розділенням повітря.....	263
8.4. Конструктивні елементи підсистем дренажу та наддування .....	267
8.4.1. Дренажні баки .....	267
8.4.2. Повітрозабірники дренажу з атмосфери.....	267
8.4.3. Забірники повітря від компресора ГТД .....	270
8.4.4. Клапани підсистем дренажу та наддування.....	271
8.4.5. Редуктори та агрегати наддування .....	275
8.4.6. Лінії дренажу та наддування.....	277

9. ПІДСИСТЕМИ ВИМІРЮВАННЯ Й ІНДИКАЦІЇ ПАРАМЕТРІВ ПАЛИВА.	
ПІДСИСТЕМА КЕРУВАННЯ ПАЛИВОМ .....	281
9.1. Підсистема вимірювання й індикації параметрів палива .....	281
9.1.1. Призначення, вимоги та склад .....	281
9.1.2. Схеми вимірювання кількості палива.....	283
9.2. Елементи підсистеми вимірювання й індикації параметрів палива .....	286
9.2.1. Електроємнісні датчики-паливоміри .....	287
9.2.2. Ультразвукові датчики-паливоміри .....	293
9.2.3. Поплавцеві датчики-паливоміри .....	297
9.2.4. Сигналізатори заданого рівня палива.....	299
9.2.5. Вторинна система вимірювання кількості палива.....	301
9.2.6. Датчики густини .....	303
9.2.7. Датчики вільної води .....	306
9.2.8. Сигналізатори тиску .....	307
9.2.9. Витратоміри .....	309
9.2.10. Електрична проводка .....	315
9.2.11. Засоби індикації паливної системи .....	318
9.3. Підсистема керування паливом .....	321
9.3.1. Призначення, вимоги та класифікація .....	321
9.3.2. Органи керування паливною системою .....	322
10. ПРИКЛАДИ ПАЛИВНИХ СИСТЕМ.....	328
10.1. Паливні системи пасажирських літаків.....	328
10.1.1. Паливна система літака Super King Air B200 .....	328
10.1.2. Паливна система літака Ан-38 .....	331
10.1.3. Паливна система літака Dash 8-Q400.....	334
10.1.4. Паливна система літака Gulfstream G150.....	339
10.1.5. Паливна система літака Airbus-320.....	343
10.1.6. Паливна система літака Boeing-777.....	349
10.1.7. Паливна система літака Ил-96 .....	357
10.1.8. Паливна система літака Airbus-380.....	364
10.2. Паливні системи транспортних літаків .....	370
10.2.1. Паливна система літака С-27J .....	370
10.2.2. Паливна система літака Ан-74 .....	373
10.2.3. Паливна система літака А-400М .....	377
10.2.4. Паливна система літака С-5В.....	380
10.2.5. Паливна система літака Ан-124 .....	387
10.2.6. Паливна система літака А-310 MRTT .....	394
10.2.7. Паливна система літака KC-10.....	400
10.3. Паливні системи бойових літаків .....	409
10.3.1. Паливна система літака S-3В .....	409
10.3.2. Паливна система літака АМ-Х Т.....	414
10.3.3. Паливна система літака А-10А.....	418
10.3.4. Паливна система літака F-16С .....	423

10.3.5. Паливна система літака F/A-18E.....	429
10.3.6. Паливна система літака Tornado.....	436
10.3.7. Паливна система літака F-117A.....	442
10.3.8. Паливна система літака B-1B.....	447
10.4. Паливні системи легких літаків.....	455
10.4.1. Паливна система літака Як-54.....	455
10.4.2. Паливна система літака Ан-2.....	457
10.4.3. Паливна система літака DA-42.....	459
10.4.4. Паливна система літака T-6B.....	462
10.5. Паливні системи вертольотів.....	464
10.5.1. Паливна система вертольота MD-902.....	464
10.5.2. Паливна система вертольота Ка-226.....	466
10.5.3. Паливна система вертольота Ми-8.....	468
10.5.4. Паливна система вертольота SH-60B.....	471
10.5.5. Паливна система вертольота АН-64D.....	476
10.5.6. Паливна система вертольота МН-53Е.....	480
Додаток 1. ПЕРЕВЕДЕННЯ ДЕЯКИХ ОДИНИЦЬ У SI.....	488
Додаток 2. УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ.....	489
Додаток 3. СПІВВІДНОШЕННЯ МІЖ КІЛЬКІСТЮ ДВИГУНІВ І ВБ.....	490
Додаток 4. СТИСЛА ХАРАКТЕРИСТИКА ПАЛИВНИХ СИСТЕМ.....	492
Додаток 5. АНГЛО-РОСІЙСЬКО-УКРАЇНСЬКИЙ СЛОВНИК-МІНІМУМ.....	505
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК.....	521



Навчальне видання

**Єпіфанов Сергій Валерійович  
Риженко Олександр Іванович  
Цуканов Руслан Юрійович**

## **АВІАЦІЙНІ ПАЛИВНІ СИСТЕМИ**

Редактор Т. О. Іващенко

Комп'ютерне верстання Р. Ю. Цуканова

Зв. план, 2021

Підписано до друку 14.01.2022

Формат 60×84 1/16. Папір офс. Офс. друк

Ум. друк. арк. 30,2. Обл.-вид. арк. 34. Наклад 60 пр.

Замовлення 333. Ціна вільна

---

Видавець і виготовлювач

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

Видавничий центр «ХАІ»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

[izdat@khai.edu](mailto:izdat@khai.edu)

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи  
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів  
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001