

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

**Пояснювальна записка**  
**до дипломного проекту**  
магістра

на тему: «Аналіз надійності гідравлічної системи регіонального  
пасажирського літака»

XAI.103.160ОПС.272.24О.1801038 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи № 160 ОПС  
спеціальності 272 «Авіаційний транспорт»  
(шифр спеціальності)  
освітня програма «Технічне  
обслуговування та ремонт повітряних суден  
і авіадвигунів»

Савченко В. В.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Орловський М. М.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Іванов С. М.

(прізвище й ініціали)

Харків – 2024

**Міністерство освіти і науки України**  
**Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського**  
**«Харківський авіаційний інститут»**

Факультет	<i>Літакобудування</i>
Кафедра	<i>103 «Проектування літаків та вертольотів»</i>
Освітній рівень	<i>«Магістр»</i>
Спеціальність	<i>272 «Авіаційний транспорт»</i>
Освітня програма	<i>«Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»</i>

**ЗАТВЕРДЖУЮ**  
**Завідувач кафедри**

к.т.н., доцент \_\_\_\_\_ **Сергій Трубаєв**  
 “        ” \_\_\_\_\_ 2023 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**НА ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ МАГІСТРА**

Савченко Владислава Володимирівна

Тема дипломного проекту: **Аналіз надійності гідравлічної системи регіонального пасажирського літака**

Керівник дипломного проекту: Орловський Михайло Михайлович, к.т.н. доцент каф. 103

Затверджені наказом Університету № 2036-уч. від «23» 11 2023 року

Термін подання студентом дипломного проекту: 14.01.2024

Вихідні дані до проекту:  $n_{\text{пас}} = 58$  чол.;  $V_{\text{max}} = 560$  км/год;  $V_{\text{крейс}} = 516$  км/год;

$H_{\text{макс}} = 7900$  м;  $H_{\text{кр}} = 7600$  м;  $L = 2320$  м;  $L_p = 1160$  м.

Зміст розрахунково-пояснювальної записки:

Реферат

СКРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ

1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

- 1.1 Формування образу літака
- 1.2 Збір, обробка та аналіз статистичних даних
- 1.3 Вибір та обґрунтування схеми літака
- 1.4 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

1.5 Підбір двигунів

1.6 Визначення геометричних параметрів агрегатів літака

1.7 Визначення конструктивно-силових схем агрегатів літака

1.8 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака

1.9 Розрахунок полярності і аеродинамічної якості в злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака

1.10 Розрахунок льотних характеристик літака методом потужностей

1.11 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака

Висновки

## 2. ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Гідравлічна система літака, загальні відомості

2.2 Гідравлічна система проектованого літака та її принципова схема

2.3 Аналіз відмов гідравлічної системи літака

2.4 Загальні положення регламенту технічного обслуговування проектованого літака

2.5 Технологія обслуговування гідравлічної системи літака

Висновки

## 3. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

3.1 Фактори, що впливають на безпеку польотів

3.2 Вплив людського фактору на безпеку польотів

Висновки

## 4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака, двигуна та собівартості перевезення однієї тони вантажу на один кілометр шляху

Висновки

## СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

Додаток 1. Загальний вигляд літака

Додаток 2. КСС літака

**Перелік графічного матеріалу (з точним значенням обов'язкових креслень)**

- Майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду;
  - Модель розподілу простору (об'ємно-масова компоновка);
  - Конструктивно-силова компоновка літака.
-

### Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		Завдання надав	Завдання отримав
1.	к.т.н., доцент каф. 103 Орловський М. М.		
2.	к.т.н., доцент каф. 103 Орловський М. М.		
3.	к.т.н., доцент каф. 103 Орловський М. М.		
4.	к.т.н., доцент каф. 103 Орловський М. М.		

Нормоконтроль \_\_\_\_\_ « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2024 р.  
 (підпис) (ініціали та прізвище)

Дата видачі завдання «  21  »  11  2023 р.

### КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
<b>1.</b>	<b>Конструкторський розділ</b>		
<b>2.</b>	<b>Експлуатаційний розділ</b>		
<b>3.</b>	<b>Забезпечення безпеки польотів</b>		
<b>4.</b>	<b>Економічний розділ</b>		

Студент \_\_\_\_\_ **Савченко В.В.**  
 (підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник проекту \_\_\_\_\_ **Орловський М.М.**  
 (підпис) (прізвище та ініціали)

## Реферат

Пояснювальна записка до дипломного проекту магістра на тему «**Аналіз надійності гідравлічної системи регіонального пасажирського літака**» містить 103 с., 43 рис., 15 табл., 2 додатки, 16 джерел.

**Об'єкт дослідження** - регіональний пасажирський літак.

**Мета роботи** – інтегроване проектування, параметричне моделювання регіонального пасажирського літака та аналіз надійності його гідравлічної системи.

**Методи дослідження** – статистичний аналіз, аналітичний, графічний методи комп'ютерного моделювання.

У дипломному проекті представлено: статистичне проектування виду літака; інтегроване проектування майстер-геометрії, конструктивно-силового компонування літака; визначення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик літака. Проведено аналіз експлуатації гідравлічної системи літака, розроблено регламент і технологія технічного обслуговування гідравлічної системи проектованого літака. Виконано аналіз впливу людського фактора на безпеку польотів, розраховані економічні показники і конкурентоспроможність літака.

**Ключові слова:** регіональний пасажирський літак, загальний вигляд, авіаційні правила, майстер-геометрії, технічне обслуговування та ремонт, надійність, гідравлічна система

**Умови отримання дипломного проекту:** дипломний проект знаходиться в науково-технічній бібліотеці університету і може бути виданий тільки з відповідного дозволу завідувача кафедри за письмовою заявою.

## Зміст

СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАКИ .....	8
1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ .....	10
1.1 Формування образу літака .....	10
1.2 Збір, обробка та аналіз статистичних даних .....	11
1.3 Вибір та обґрунтування схеми літака .....	16
1.4 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні .....	18
1.5 Підбір двигунів .....	19
1.6 Визначення геометричних параметрів агрегатів літака .....	20
1.7 Визначення конструктивно-силових схем агрегатів літака .....	23
1.8 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака.....	25
1.9 Розрахунок полярності і аеродинамічної якості в злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака .....	26
1.10 Розрахунок льотних характеристик літака методом потужностей .....	32
1.11 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака .....	41
Висновки .....	45
2. ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ .....	46
2.1 Гідравлічна система літака, загальні відомості .....	46
2.2 Гідравлічна система проектованого літака та її принципова схема.....	47
2.3 Аналіз відмов гідравлічної системи літака .....	58
2.4 Загальні положення регламенту технічного обслуговування проектованого літака .....	65
2.5 Технологія обслуговування гідравлічної системи літака.....	69
Висновки .....	80
3. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ .....	81
3.1 Фактори, що впливають на безпеку польотів .....	82
3.2 Вплив людського фактору на безпеку польотів .....	83
Висновки .....	90
4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	92

4.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака, двигуна та собівартості перевезення однієї тони вантажу на один кілометр шляху .....	92
Висновки .....	97
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ:.....	99
Додаток 1. Загальний вигляд літака .....	101
Додаток 2. КСС літака .....	102

## СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАКИ

A – коефіцієнт відвала поляри;

АДХ – аеродинамічні характеристики;

ВО – вертикальне оперення;

ГО – горизонтальне оперення;

ЗПС – злітно-посадкова смуга;

ІКАО – міжнародна організація цивільної авіації;

КСС – конструктивно-силова схема;

ЛА – літальний апарат;

M – число Маха;

САХ – середня аеродинамічна хорда;

СУ – силова установка;

ТГД – турбогвинтовий двигун;

ТТД – тактико-технічні дані.

$\bar{c}, \bar{c}_{ГО}, \bar{c}_{ВО}$  – відносна товщина профілю крила, горизонтального оперення, вертикального оперення;

$C_{pH=v}$ , кг/кН\*год – значення питомої годинної витрати палива;

$c_{xa}$  – коефіцієнт лобового опору;

$c_{ya}$  – коефіцієнт підйомної сили;

$D_{\phi}$ , м – діаметр фюзеляжу;

$H_{vmax}$ , км – висота польоту з максимальною швидкістю;

$H_{\text{практ}}$ , км – практична стеля;

$K_c$  – коефіцієнт корисного навантаження;

$L$ , км – дальність польоту;

$L$ , м – розмах крила;

$L_{\text{пр}}$ , м – довжина пробігу під час посадки;

$L_p$ , м – довжина розбігу при зльоті;

$L_{\phi}$ , м – довжина фюзеляжу;



$m_0(m_{зл})$ , кг – злітна маса літака;

$m_{0\ max}$ , кг – максимальна злітна маса літака;

$m_{дв}$ , кг – маса двигуна;

$m_{ек}$  – маса екіпажу;

$m_{п}$ , кг – маса палива;

$m_{пос}$ , кг – посадкова маса літака;

$m_{пуст}$ , кг – маса порожнього літака;

$m_{пуст\ сн}$ , кг – маса порожнього спорядженого літака;

$m_{с}$ , кг – маса комерційного навантаження;

$n_{пас}$ , чол. – кількість пасажирів;

$p_0$ , даН (кН) – питоме навантаження на крило;

$P_0(N_0)$ , кгс – тяга (потужність двигуна);

$S, S_{зл}, S_{ГО}, S_{ВО}$ , м<sup>2</sup> – площа крила, елеронів, горизонтального оперення,

вертикального оперення;

$t_0$  – стартова тягозброєність;

$V_{max}$ , км/год – максимальна швидкість польоту;

$V_y$ , м/с – швидкопідйомність;

$V_{крейс}$ , км/год – швидкість крейсерського польоту;

$\gamma_{дв}$ , кг/даН – питома маса двигуна;

$\delta_3$  – кут відхилення закрилка;

$\eta, \eta_{ГО}, \eta_{ВО}$  – звуження крила, горизонтального оперення, вертикального

оперення;

$\lambda, \lambda_{ф}, \lambda_{ГО}, \lambda_{ВО}$  – подовження крила, фюзеляжу, горизонтального

оперення, вертикального оперення;

$\chi, \chi_{ГО}, \chi_{ВО}$ , град – кут стрілоподібності крила, горизонтального оперення, вертикального оперення;

# 1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

## 1.1 Формування образу літака

Сучасне авіабудування – це одна із найбільш науко- та капіталомістких галузей машинобудування, де усі досягнення науки і техніки мають широке застосування. Сучасний літак являє собою складну технічну систему, елементи якої, як окремо, так і в сукупності, повинні мати максимально оптимізовані параметри і високу надійність. Літак в цілому повинен відповідати заданим вимогам і володіти високою ефективністю при відповідному технічному рівні.

Авіабудування базується на найважливіших досягненнях науки та техніки. До конструкції літаків та гелікоптерів пред'являються такі вимоги, як висока міцність при мінімальній масі, надійність та довговічність, достатня жорсткість, виробнича та експлуатаційна технологічність, низька вартість.

Вимоги до конструкції літака диктуються міркуваннями аеродинаміки, міцності, жорсткості, мінімальної маси, експлуатації та виробництва. Літак повинен задовольняти ряду вимог:

- При вибраному двигуні літак повинен мати більш високі льотні дані і бути стійким і керованим на всіх режимах польоту.

- Компонування агрегатів повинні виключити ймовірність появи дивергенції, флатера та інших виявів небезпечних коливань.

- Жорсткість конструкції повинна виключати можливість появи неприпустимих з погляду аеродинаміки деформацій.

- Конструкція агрегатів та їхніх елементів має сприяти застосуванню передових технологічних процесів, що дозволяє механізувати й автоматизувати процес виготовлення.

- Повинна бути забезпечена надійність роботи всіх агрегатів літака при більш простому їх обслуговуванні.

- У виробництві найкращою вважається конструкція, витрати на виготовлення якої будуть найменшими.

- Виконання заданих функцій зі зберіганням експлуатаційних показників протягом установленого терміну служби.

- Виконання конструкцією своїх функцій при часткових пошкодженнях.

- Конструкція літака в цілому, окремих його частин, елементів та деталей повинна мати, можливо, меншу масу.

- Зменшення несприятливого впливу експлуатації ЛА на навколишнє середовище.

Метою конструкторського розділу дипломного проекту магістра є виконання проектування регіонального пасажирського літака на 58 пасажирів з дальністю польоту 2320 м.

### **1.2Збір, обробка та аналіз статистичних даних**

Аналіз статистичного матеріалу дає можливість доповнити і уточнити ТТВ до проєктованого літака, вибрати його схему. При цьому необхідно використовувати дані літаків, які є аналогічними проєктованому і мають близькі льотно-технічні характеристики й умови експлуатації. До статистичних даних можна включати тільки літаки з указаним типом двигунів (ПД, ТГД, ТРД). Ці дані вносяться в статистичну таблицю 1.1.

Таблиця 1.1 - Статистичні дані літаків-аналогів

Найменування літака	Ан-140	Іл-114	SAAB 2000	Bombardier Q300	ATR 72-600	
льотні дані	$V_{max}$ , км/ГОД	540	500	682	560	516
	$H_{v max}$ , км	7,6	8	9,45	8	8
	$V_{крейс}$ , км/ГОД	500	460	625	528	470
	$H_{практ}$ , км	7	7,6	8,8	7,62	7,62
	$V_y$ , м/с			11,4		6,88
	$L$ , км	2100	3000	2200	1800	2500
	$L_{пр}$ , м	860	1400	1300	1178	1067
	$L_{пр}$ , м	580	900	1415	1200	914
	$m_0(m_{эл})$ , кг					13600
	$m_{0max}$ , кг	21000	23500	22999	19505	23000
	$m_{пос}$ , кг	21000	22700	22000	19050	22350
	$m_{пуст}$ , кг	12810	15900	13800	19051	12200
	$m_{пуст сн}$ , кг				11791	12500
	$m_c$ , кг	6000	6500	5900	6240	7400
	$n_{пас}$ , чел.	52	64	50	50	74
	$m_{п}$ , кг	4440	8360	5300	3160	5000
дані СУ	Тип і кількість двигунів	2 ТГД ТВ3-117ВМА-СБМ1	2 ТГД ТВ7-117С	2 ТГД Allison AE 2100А	2 ТГД PW123В	2 ТГД Pratt & Whitney Canada PW 127ХТ-М
	$P_0(N_0)$ , кгс	2500	2500	2750	2500	2750
	$m_{дв}$ , кг	295	360	540	450	550
	$C_{рН=v}$ , кг/кН*ГОД	0,209	0,190	0,280	0,263	0,280
геометричні дані	$S$ , м <sup>2</sup>	56,36	81,9	55,7	56,2	61
	$L$ , м	25,505	30	24,76	27,43	27,05
	$\chi$ , град	1,3		4	3	3,5
	$\lambda$	10,5		11	11,5	12
	$\eta$	2,06		2	2,3	1,81
	$L_{\phi}$ , м	21,57	26,31	26,7	25	26,6
	$D_{\phi}$ , м	2,82	2,86	2,31	2,69	2,86
	$\lambda_{\phi}$	7,78		9,2	9,82	9,57
	$S_{эл}$ , м <sup>2</sup>	1,655				
	$S_{ГО}$ , м <sup>2</sup>	17,1		24		
$S_{ВО}$ , м <sup>2</sup>	12,34		21,9			
похідні величини	$p_0$ , даН (кН)	365,52	281,48	405	340,47	369,88
	$t_0$	0,121	0,108	0,121	0,13	0,122
	$\gamma_{дв}$ , кг/даН	0,118	0,144	0,196	0,18	0,2
	$K_c$	0,28	0,27	0,256	0,32	0,32

**Ан-140** (рисунок 1.1) — регіональний вантажно-пасажирський авіалайнер, розроблений АНТК ім. Антонова. Призначений для пасажирських і змішаних вантажно-пасажирських перевезень на відстань до 3700 кілометрів.

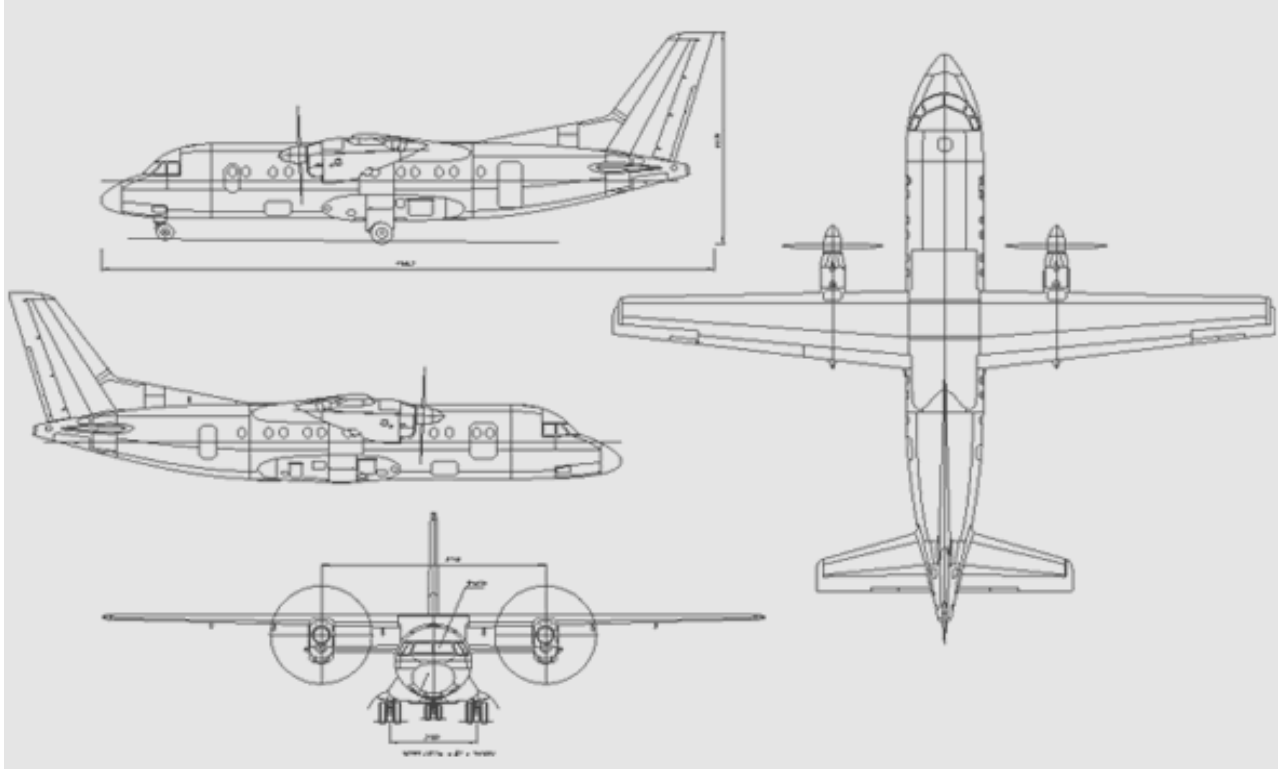


Рисунок 1.1 – Ан-140

**Іл-114** (рисунок 1.2) - радянський турбогвинтовий пасажирський літак місцевих повітряних авіаліній, розроблений у 1980-х роках у КБ Іллюшина. Усього було вироблено 20 машин. Літак може експлуатуватися як днем, так вночі в простих і складних метеоумовах, на невеликих аеродромах, що мають як бетоновані, так і ґрунтові покриття ЗПС. Розрахований на 64 пасажирів і дальність польоту 1500 км.

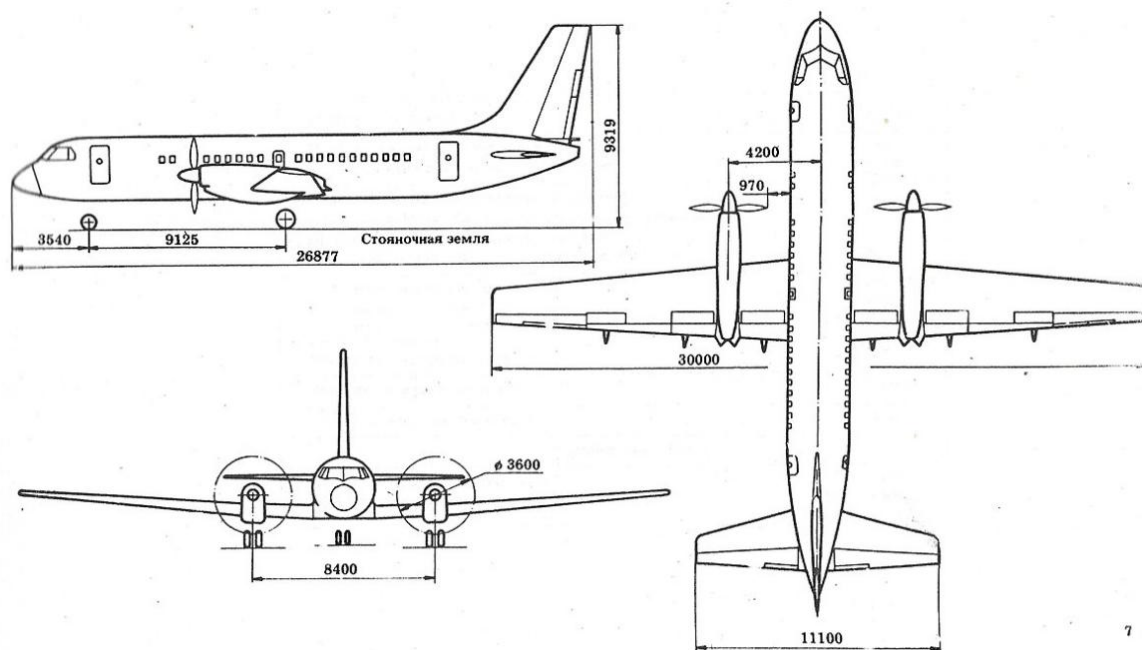


Рисунок 1.2 – Іл-114

**Saab 2000** (рисунок 1.3) - шведський пасажирський турбогвинтовий літак. Розроблений та серійно вироблявся фірмою Saab. Один із найшвидших пасажирських турбогвинтових літаків у світі, крейсерська швидкість — близько 665 км/год, порівняємо за швидкістю з турбореактивними варіантами.

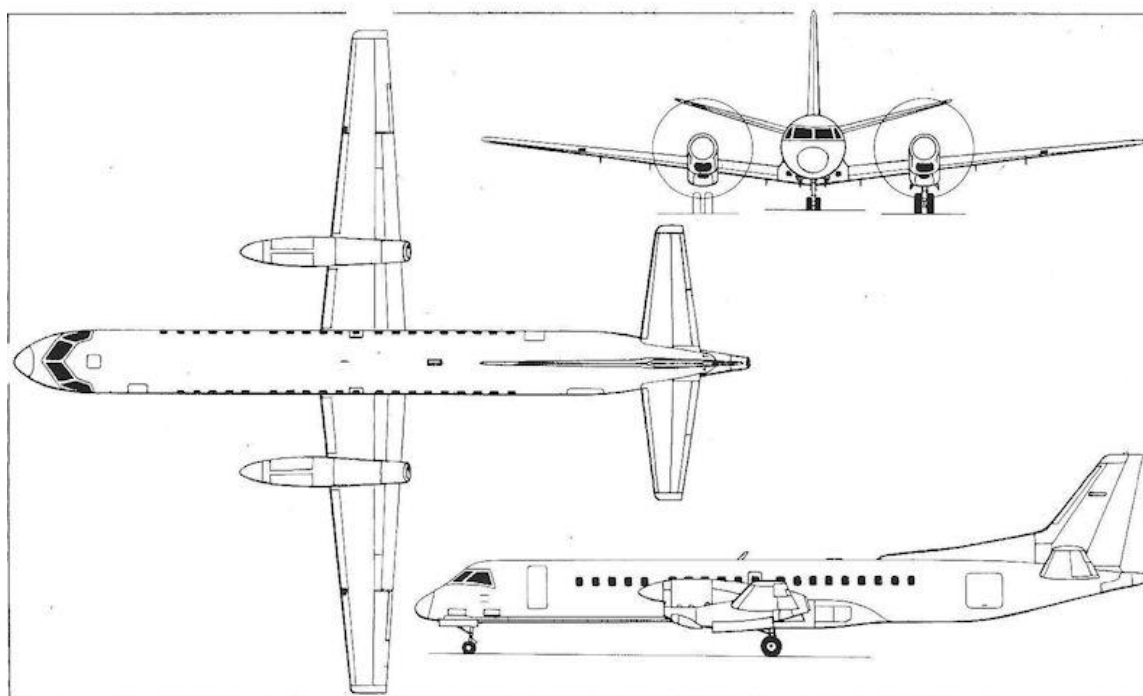


Рисунок 1.3 – SAAB 2000

**Bombardier Q300** (рисунок 1.4) - канадський двомоторний турбогвинтовий військово-транспортний, пасажирський літак для ліній малої та середньої довжини, розроблений та випущений канадською авіабудівною компанією De Havilland Canada до 1992 року.

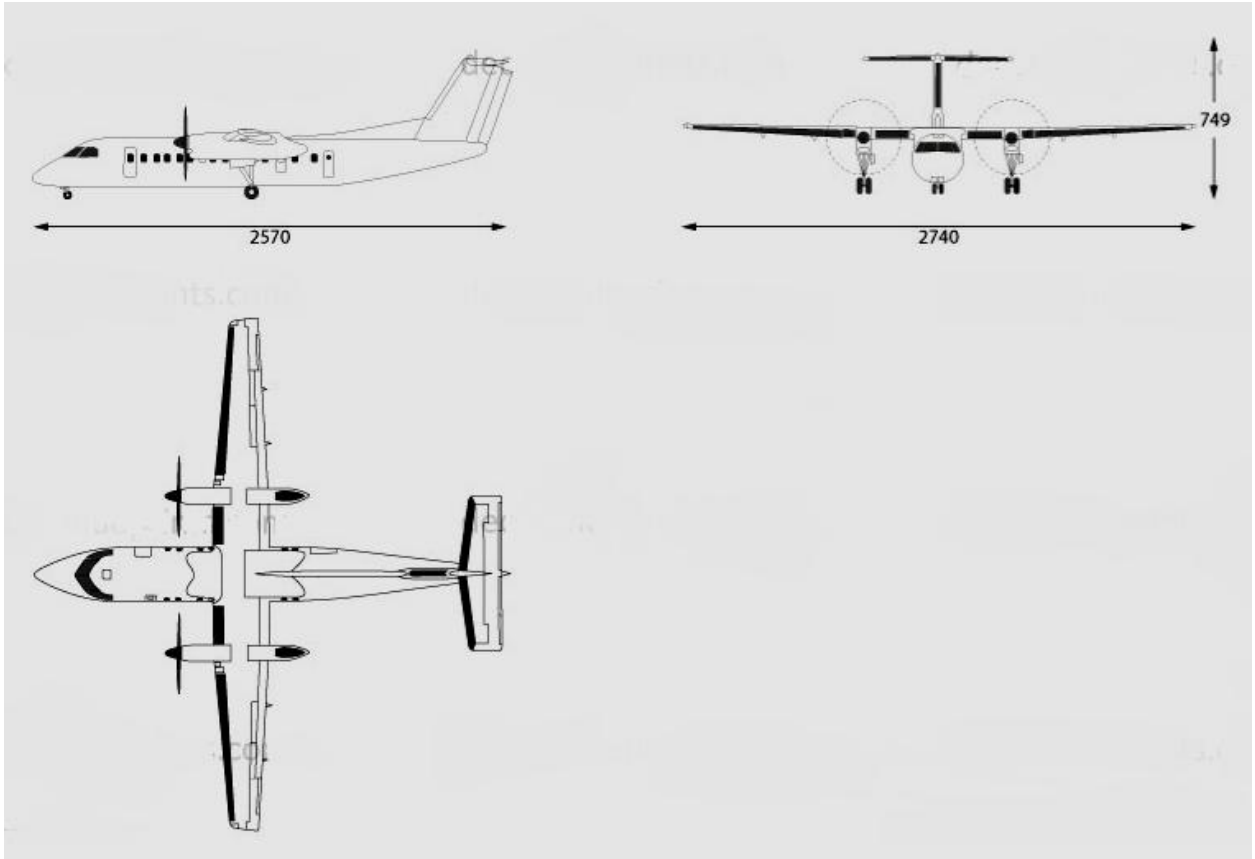


Рисунок 1.4 - Bombardier Q300

**ATR 72-600** (рисунок 1.5) — пасажирський двомоторний турбогвинтовий літак для середньомагістральних перельотів. Літак призначено для перевезення до 74 пасажирів одного класу на середні відстані. Виробник — франко-італійський концерн ATR. Він оснащений новими двигунами PW127M, які дозволяють збільшити злітну потужність на 5% за допомогою «функції прискорення». Пілотна кабіна має п'ять широких РК-екранів. Багатоцільовий комп'ютер спрямований на підвищення безпеки польотів і експлуатаційних можливостей, а нова авіоніка виробництва Thales забезпечує необхідні можливості навігації.

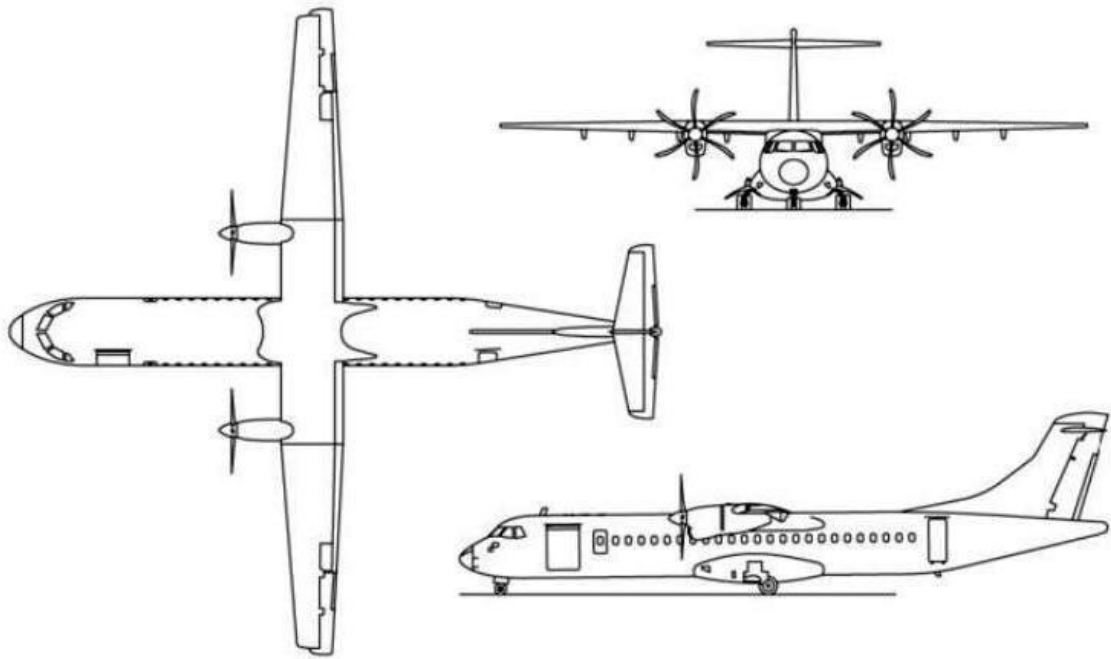


Рисунок 1.5 - ATR 72-600

Етап розробки тактико-технічних вимог, проведений на основі аналізу статистичних матеріалів, полягає в доповненнях заданих ТТД на проєктований літак. Встановлені ТТД заносять у таблицю 1.2.

Таблиця 1.2 – Тактико-технічні дані

L, км	$n_{\text{пас}}$ , чол.	$L_p$ , м	$H_{\text{макс}}$ , км	$H_{\text{ст}}$ , км	$V_{\text{крейс}}$ , км/ГОД	$n_{\text{ЭК}}$ , чол.
2320	58	1160	7,9	7,6	516	3

### 1.3 Вибір та обґрунтування схеми літака

Обрано нормальну схему літака. Достоїнствами даної схеми є: знаходження крила в чистому непорушеному потоці; носова частина фюзеляжу коротка і не створює момент, що дестабілізує. Але є недоліки: ГО знаходиться у скошеному крилом потоці, що знижує його ефективність, викликає необхідність підвищення його площі та маси; для забезпечення



стійкості польоту літака ГО має створювати негативну підйомну силу, що знижує загальну підйомну силу літака.

За розташуванням крила обрано високоплан. Його перевагами є: менший опір інтерференції; спрощені вантажно-розвантажувальні роботи транспортних літаків. Але недоліками є: складність розміщення та прибирання опор шасі; для захисту екіпажу та пасажирів при аварійній посадці необхідно посилювати нижню частину фюзеляжу; складність обслуговування двигунів, розміщених на крилі.

Крило не має стрілоподібності, так як підйомна сила стріловидного крила менше, ніж у прямого і гірше злітно-посадочні характеристики (так як знижується ефективність засобів механізації крила на великих кутах атаки).

Вертикальне оперення (ВО) однокільове.

На літаку встановлено два турбогвинтові двигуни, розташованих у мотогондолах під крилом. При цьому забезпечується аеродинамічна розвантаження крила, обдування механізації крила, підвищується її ефективність. Але в той же час збільшується опір за рахунок гондоли; в разі відмови одного двигуна виникає великий розгортаючий момент.

Літака має трьохопорне шасі підвищеної прохідності з пневматиками низького тиску, що забирається в польоті з передньою опорою. При такій схемі літак при посадці має тенденцію до опускання носа, до зменшення кута атаки і підйомної сили. Однак передня опора стає важчою і ускладнюється, погіршується прохідність літака на ґрунтових аеродромах.

За статистичними даними були визначені основні параметри крила і занесені в таблицю 1.3.

Таблиця 1.3 – Основні параметри літака

$\lambda$	$\chi$	$\eta$	$\bar{c}$	$\bar{b}_3$	$\delta_3$	$\bar{S}_{ел}$	$\lambda_\phi$	$D_\phi, м$	$L_\phi, м$
10,5	1,3	2	0,16/0,12	0,25	10	0,03	8	2,7	21,3
$\bar{S}_{ГО}$	$\bar{S}_{ВО}$	$\lambda_{ГО}$	$\lambda_{ВО}$	$\chi_{ГО}$	$\chi_{ВО}$	$\bar{c}_{ГО}$	$\bar{c}_{ВО}$	$\eta_{ГО}$	$\eta_{ВО}$
0,15	0,1	4	2	3	10	0,09	0,07	2	2,2

#### 1.4 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Злітну масу літака нульового наближення визначають за формулою, одержаною з рівняння відносних мас із використанням статистичних даних, яку наведемо дещо в іншому вигляді:

$$m_0 = \frac{m_c + m_{ек}}{1 - (\overline{m}_k + \overline{m}_{cy} + \overline{m}_{yc} + \overline{m}_п)}$$

Для пасажирського літака масу вантажу визначають з урахуванням того, що маса одного пасажера складає 90 кг. Тому загальну масу вантажу пасажирського літака визначають за такою залежністю:

$$m_c = 90 \cdot n_{пас} = 90 \cdot 58 = 5220 \text{ (кг);}$$

Масу екіпажу визначають за умови, що середня маса кожного члена екіпажу складає 80 кг, і обчислюють за формулою:

$$m_{ек} = 80 \cdot n_{ек} = 80 \cdot 3 = 240 \text{ (кг);}$$

Значення відносної маси палива визначають за формулою:

$$\overline{m}_п = a + \frac{bL}{V} = 0,065 + \frac{0,055 \cdot 2320}{516} = 0,312;$$

Відносна маса конструкції:  $\overline{m}_k = 0,3$ .

Відносна маса силової конструкції:  $\overline{m}_{cy} = 0,1$ .

Відносна маса обладнання:  $\overline{m}_{yc} = 0,1$ .

Тепер за формулою обчислюють злітну масу літака в нульовому наближенні.

$$m_0 = \frac{5220 + 240}{1 - (0,3 + 0,1 + 0,1 + 0,312)} = 29043 \text{ (кг).}$$

Маса конструкції літака:  $m_k = \overline{m}_k \cdot m_0 = 0,3 \cdot 29043 = 8713 \text{ (кг).}$

Маса крила:  $m_{кр} = \overline{m}_{кр} \cdot m_k = 0,396 \cdot 8713 = 3450 \text{ (кг).}$

Маса фюзеляжу:  $m_{ф} = \overline{m}_{ф} \cdot m_k = 0,351 \cdot 8713 = 3058 \text{ (кг).}$

Маса оперення:  $m_{оп} = \overline{m}_{оп} \cdot m_k = 0,069 \cdot 8713 = 601 \text{ (кг).}$

Маса шасі:  $m_{ш} = \overline{m}_{ш} \cdot m_k = 0,184 \cdot 8713 = 1603 \text{ (кг).}$

Маса палива:  $m_п = \overline{m}_п \cdot m_0 = 0,312 \cdot 29043 = 9061 \text{ (кг).}$

Маса СУ:  $m_{cy} = \overline{m}_{cy} \cdot m_0 = 0,1 \cdot 29043 = 2904 \text{ (кг).}$

## 1.5 Підбір двигунів

Необхідно визначити стартову тягу двигуна  $P_0$ . Її визначають на основі зібраних статистичних даних значень тяжозброєність  $t_0$ . Для цього необхідно установити значення  $t_0$  для свого літака. Після цього можна знайти стартову сумарну тягу двигунів.

$$P_0 = \frac{t_0 \cdot m_0 \cdot g}{10} = \frac{0,12 \cdot 29043 \cdot 9,81}{10} = 3419 \text{ (кВт)}.$$

Стартова тяга одного двигуна:  $P_{01} = 1709 \text{ (кВт)}$ .

Для проектуваного літака по каталогу двигунів обираємо двигун ТВ3-117ВМА-СБМ1, зі стартовою потужністю  $N_0 = 1838 \text{ (кВт)}$  кожен.

Двигун ТВ3-117 ВМА-СБМ1 є одним із найнадійніших авіаційних двигунів у світі. Двигун виконаний за двовальною схемою з винесеною трансмісією приводу повітряного гвинта. ТВ3-117 ВМА-СБМ1 складається з 12-ступеневої осьового компресора з регульованим вхідним напрямним апаратом і напрямними апаратами 4 ступенів, кільцевої камери згоряння, двоступеневої турбіни компресора і двоступеневої вільної турбіни. Встановлено пилозахисний пристрій. В системі регулювання використано електронні блоки. Двигун працює на авіаційному гасі марок Т-1, ТС-1, РТ. Масляна система використовує синтетичне масло Б-3В.

Цей двигун має такі характеристики:

- потужність на злітному режимі 2500 к.с.
- питома витрата палива на злітному режимі: 0,200 кг/л.с.ч.
- обороти компресора низького тиску на злітній режимі 1200 об/хв
- витрата повітря на злітній режимі: 8 кг/с
- ступінь підвищення тиску: 16
- температура газів максимальна 1500 ° К
- маса двигуна: 530 кг
- довжина двигуна: 2136мм
- діаметр двигуна: 940мм

Схема двигуна і загальний вигляд наведений на малюнку 1.6, 1.7.

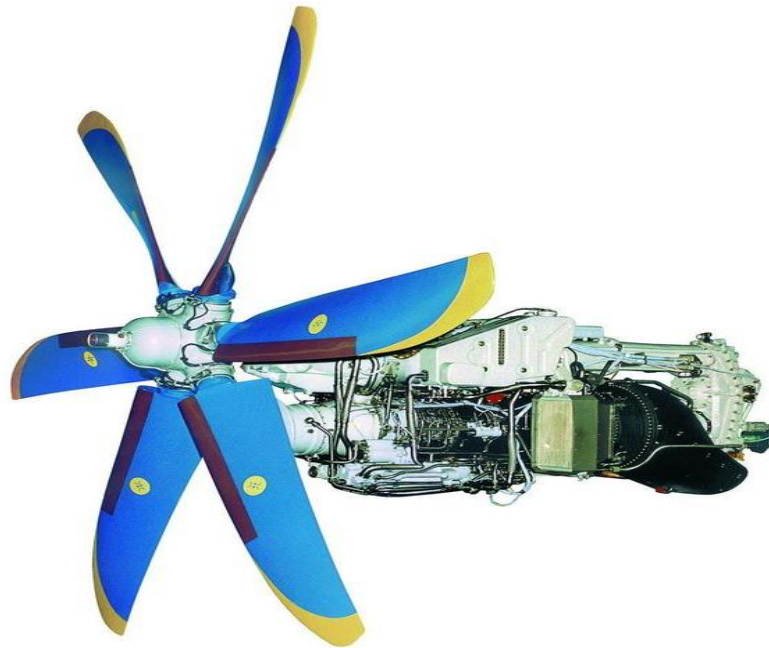


Рисунок 1.6 - Загальний вигляд двигуна ТВ3-117 ВМА-СБМ1

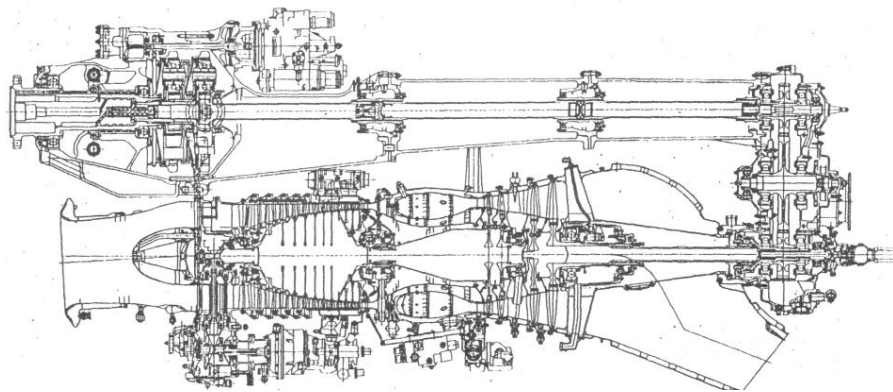


Рисунок 1.7 - Схема двигуна ТВ3-117 ВМА-СБМ1

Отримуємо стартову сумарну тягу для обраного двигуна:

$$N_{0\text{ст}} = N_{01} \cdot n = 2500 \cdot 2 = 5000 \text{ (к.с.)} = 3650 \text{ (кВт)}$$

Тягозброєність літака:

$$t_0 = \frac{N_0}{m_0} = \frac{3650}{29043} = 0,125 \text{ (кВт/кг)}.$$

## 1.6 Визначення геометричних параметрів агрегатів літака

Параметри крила:

Площу крила знаходять зі співвідношенням:

$$S = \frac{m_0 g}{10 p_0} = \frac{29043 \cdot 9,8}{10 \cdot 360} = 79 \text{ (м}^2\text{)}.$$

Розмах крила:

$$L = \sqrt{\lambda S} = \sqrt{10,5 \cdot 79} = 28,8 \text{ (м)}.$$

Кореневу (по осі симетрії літака)  $b_0$  і кінцеву  $b_k$  хорди крила визначають виходячи зі значень  $S$ ,  $\eta$ ,  $L$ :

$$b_0 = \frac{S}{L} \cdot \frac{2\eta}{\eta + 1} = \frac{79}{28,8} \cdot \frac{2 \cdot 2}{2 + 1} = 3,6 \text{ (м)}.$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{3,6}{2} = 1,8 \text{ (м)}.$$

Середню аеродинамічну хорду крила (САХ) обчислюють за формулою:

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 3,6 \cdot \frac{2^2 + 2 + 1}{2(2 + 1)} = 2,8 \text{ (м)}.$$

Координату САХ по розмаху крила визначають співвідношенням:

$$z_a = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{28,8}{6} \cdot \frac{2 + 2}{2 + 1} = 6,4 \text{ (м)}.$$

Координата носика САХ по осі  $Ox$ :

$$x_a = z_a \operatorname{tg} \chi_{\text{пк}} = 0,3468 \text{ (м)};$$

$$\text{де } \operatorname{tg} \chi_{\text{пк}} = \operatorname{tg} \chi + \frac{\eta - 1}{4(\eta + 2)} = 0,0542.$$

Параметри фюзеляжу:

$$\text{Довжина всього фюзеляжу: } L_\phi = \lambda_\phi D_\phi = 8 \cdot 2,7 = 21,6 \text{ (м)}.$$

$$\text{Довжина його носової частини: } L_n = \lambda_n D_n = 1,5 \cdot 2,7 = 4,05 \text{ (м)}.$$

$$\text{Довжина його хвостової частини: } L_{\text{хв}} = \lambda_{\text{хв}} D_{\text{хв}} = 2,3 \cdot 2,7 = 6,21 \text{ (м)}.$$

Геометричні параметри ГО:

$$\text{Площа ГО: } S_{\text{ГО}} = \overline{S_{\text{ГО}}} S = 0,15 \cdot 79 = 11,85 \text{ (м}^2\text{)}.$$

$$\text{Розмах ГО: } L_{\text{ГО}} = \sqrt{\lambda_{\text{ГО}} S_{\text{ГО}}} = \sqrt{4 \cdot 11,85} = 6,88 \text{ (м)}.$$

$$\text{Коренева хорда ГО: } b_{\text{ого}} = \frac{S_{\text{ГО}}}{L_{\text{ГО}}} \cdot \frac{2\eta}{\eta + 1} = \frac{11,85}{6,88} \cdot \frac{2 \cdot 2}{2 + 1} = 2,3 \text{ (м)}.$$

$$\text{Кінцева хорда ГО: } b_{\text{кГО}} = \frac{b_{\text{ого}}}{\eta} = \frac{2,3}{2} = 1,15 \text{ (м)}.$$

$$\text{САХ ГО: } b_{a\text{ГО}} = \frac{2}{3} b_{o\text{ГО}} \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 2,3 \cdot \frac{2^2 + 2 + 1}{2(2 + 1)} = 1,7 \text{ (м)}.$$

$$\text{Координата САХ за розмахом ГО: } z_{a\text{ГО}} = \frac{L_{\text{ГО}}}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{6,88}{6} \cdot \frac{2 + 2}{2 + 1} = 1,52 \text{ (м)}.$$

$$\text{Координата носика САХ по осі ОХ: } x_{a\text{ГО}} = z_{a\text{ГО}} \text{tg}\chi_{\text{пкГО}} = 0,12 \text{ (м)}.$$

$$\text{де } \text{tg}\chi_{\text{пкГО}} = \text{tg}\chi_{\text{ГО}} + \frac{\eta - 1}{4(\eta + 2)} = 0,08.$$

Геометричні характеристики ВО:

$$\text{Площа ВО: } S_{\text{ВО}} = \overline{S_{\text{ВО}}} S = 0,1 \cdot 79 = 7,9 \text{ (м}^2\text{)}.$$

$$\text{Розмах ВО: } L_{\text{ВО}} = \sqrt{\lambda_{\text{ВО}} S_{\text{ВО}}} = \sqrt{2 \cdot 7,9} = 3,97 \text{ (м)}.$$

$$\text{Коренева хорда ВО: } b_{o\text{ВО}} = \frac{S_{\text{ВО}}}{L_{\text{ВО}}} \cdot \frac{2\eta}{\eta + 1} = \frac{7,9}{3,97} \cdot \frac{2 \cdot 2,2}{2,2 + 1} = 2,73 \text{ (м)}.$$

$$\text{Кінцева хорда ВО: } b_{k\text{ВО}} = \frac{b_{o\text{ВО}}}{\eta} = \frac{2,73}{2,2} = 1,24 \text{ (м)}.$$

$$\text{САХ ВО: } b_{a\text{ВО}} = \frac{2}{3} b_{o\text{ВО}} \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 2,73 \cdot \frac{2,2^2 + 2,2 + 1}{2,2(2,2 + 1)} = 2,08 \text{ (м)}.$$

Координата САХ за розмахом ВО:

$$z_{a\text{ВО}} = \frac{L_{\text{ВО}}}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{3,97}{6} \cdot \frac{2,2 + 2}{2,2 + 1} = 0,86 \text{ (м)}.$$

$$\text{Координата носика САХ по осі ОХ: } x_{a\text{ВО}} = z_{a\text{ВО}} \text{tg}\chi_{\text{пкВО}} = 0,62 \text{ (м)}.$$

$$\text{де } \text{tg}\chi_{\text{пкВО}} = \text{tg}\chi_{\text{ВО}} + \frac{\eta - 1}{4(\eta + 2)} = 0,72.$$

Параметри шасі:

$$\text{Винесення головних коліс: } e = (0,06 \dots 0,12) \cdot b_a = 0,11 \cdot 2,8 = 0,308 \text{ (м)}.$$

$$\text{Кут торкання хвостовою п'ятою: } \varphi = \alpha_{\text{пос.мах}} - \alpha_3 - \psi,$$

де  $\alpha_{\text{пос.мах}} = 14^\circ$  максимальний посадковий кут атаки,  $\alpha_3 = 0 \div 4^\circ$  - кут заклиненому крила,  $\alpha_3 = 2^\circ$ , стоянковий кут у нульовому наблизенні можна взяти  $\psi = 0^\circ$ .

$$\varphi = 14^\circ - 2^\circ - 0^\circ = 12^\circ.$$

$$\text{База шасі: } b = (0,3 \dots 0,4) L_\varphi = 0,35 \cdot 21,6 = 7,56 \text{ (м)}.$$

$$\text{Винос передньої опори: } a = (0,88 \dots 0,94) b = 0,9 \cdot 7,56 = 6,8 \text{ (м)}.$$

$$\text{Коля шасі } 2H \leq B < 15 \text{ (м)}, \text{ тоді } B = 3 \text{ (м)}.$$

## 1.7 Визначення конструктивно-силових схем агрегатів літака

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається:

- компонуванням крила – наявністю в обшивці люків для обслуговування розташованих у крилі агрегатів устаткування, наявністю усередині крилі баків для палива, ніш для складання шасі і т. п.;
- компонуванням фюзеляжу – наявністю достатніх об'ємів для центральної частини крила у фюзеляжі;
- вимогами жорсткості.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила можна скористатися двома критеріями.

По-перше, це поняття умовного лонжерона. Ширина пояса цього лонжерона складає 0,6 хорди крила в розрахунковому перерізі. У цьому випадку товщина пояса умовного лонжерона визначають формулою:

$$\begin{aligned} \delta_y &= \frac{(P_0 S z_a - 2m_i g z_i - m_{кр} g z_a) n_p}{0,96 \bar{C} b_0^2 \sigma_p} = \\ &= \frac{(3528 \cdot 79 \cdot 6,4 - 2 \cdot 5060 \cdot 9,81 \cdot 4,8 - 3450 \cdot 9,81 \cdot 6,4)3}{0,96 \cdot 0,12 \cdot 3,6^2 \cdot 435 \cdot 10^6} = 0,005037 \\ &= 5 \text{ (мм)}. \end{aligned}$$

Товщина пояса умовного лонжерона більше, ніж 3 мм, тому обшивку крила можна зробити досить товстою і з високими критичними напруженнями. У такому випадку в ваговому відношенні вигідно застосовувати кесонне крило.

По-друге, КСС крила можна вибрати за критерієм інтенсивності моментного навантаження, що діє на нього. Інтенсивність моментного навантаження для кореневого перерізу крила визначають за формулою:

$$\begin{aligned} \frac{M}{H^3} &= \frac{[(P_0 S - m_{кр} g) z_a - 2m_i g z_i] n_p}{1,28 (\bar{C} b_0)^3} = \\ &= \frac{[(3528 \cdot 79 - 3450 \cdot 9,81)6,4 - 2 \cdot 5060 \cdot 9,81 \cdot 4,8]3}{1,28 (0,12 \cdot 3,6)^3} = 31,7 \text{ (МПа)}. \end{aligned}$$

Так як відношення  $\frac{M}{H^2}$  більше 15 МПа, перевагу буде мати кесонне крило. Також до виконання КСС крила приймаються вимоги аеродинаміки, надійність, технології, експлуатації.

$$\frac{Q}{h^2} = \frac{(P_0 S - m_{кр} g - 2m_i g)n_p}{1,28(\bar{C}b_0)^2} = \frac{(3528 \cdot 79 - 3450 \cdot 9,81 - 2 \cdot 5060 \cdot 9,81)3}{1,28(0,12 \cdot 3,6)^2} = 1,828 \text{ (МПа)}.$$

Для даної схеми крила доцільно застосовувати крило з двома лонжеронами.

У крилі два лонжерона. Передній лонжерон розташований на відстані 0,15b від передньої кромки. Другий лонжерон розташований на відстані 0,7b від передньої кромки. Таке розташування найбільш доцільно з точки зору сприйняття згинального моменту, з точки зору площі контуру, який бере участь в сприйнятті крутного моменту, а також з точки зору компоновання паливних баків.

Оскільки крило кесонне, обшивка товста та стрингери розташовуються з малим кроком, то відстань між нервюрами 800 мм. Відстань між стрингерами необхідно брати невеликою, тому що в цьому випадку панель працює на стиск краще, тому відстань дорівнює 160 мм.

Фюзеляж літака має стрингерного-балковий набір КСС (полумонокок). Він складається з обшивки, стрингерів, шпангоутів. Оскільки лонжеронів немає, то весь вигинає момент сприймається стрингерами і підкріпленої обшивкою. Відстань між шпангоутами залежить від товщини обшивки фюзеляжу, компоновання та маси літака, тому крок шпангоутів приймаємо 350 мм. Залежно від товщини обшивки відстань між стрингерами приймаємо 150 мм.

Оперення класичної схеми. Вертикальне оперення дволонжероної схеми. Лонжерони розташовані на 20% і 60% хорди. Нервюри розташовані перпендикулярно переднього лонжерона з кроком 370 мм. Відстань між стрингерами 200 мм. Горизонтальне оперення дволонжероної схеми.



Лонжерони розташовані на 0,25% і 70% хорди. Відстань між нервюрами 360 мм, відстань між стрингерами 230 мм.

Носова стійка балочного типу спрощує прибирання ноги шасі завдяки відсутності підкосів. Недоліком такої стійки є кілька більшої ваги стійки. Застосовується підвіска важеля колеса з внутрішнім амортизатором. Перевагою такої стійки є невеликий хід амортизатора, а недоліком - погані умови роботи ущільнень амортизатора через те, що шток частково працює на поперечний вигин. Основні стійки ферменно-балочного типу, що дозволяє значно зменшити величину згинальних моментів, що діють на стійку. Підкоси також збільшують жорсткість конструкції. Основні стійки забираються в фюзеляж.

### **1.8 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака**

Аеродинаміка є теоретичною основою авіаційної та ракетно-космічної техніки. Аеродинаміка літальних апаратів має велике прикладне значення. Дані аеродинаміки широко використовуються при розрахунку льотних та маневрених властивостей літаків, ракет та космічних кораблів (на повітряній ділянці траєкторії їх руху), дослідженні стійкості і керованості, розрахунку міцність, при проектуванні літальних апаратів різного призначення, а також при вирішенні низки інших технічних завдань, зокрема пов'язаних з експлуатацією авіаційної техніки.

Велику роль у дослідженні аеродинаміки літака та його частин відіграють експериментальні дослідження (продування в аеродинамічних трубах та льотні експерименти), і особливо експеримент як спосіб перевірки теоретичних даних.

За своєю аеродинамічною схемою сучасні літальні апарати є комбінацією корпусу (фюзеляжу), крил, оперень, кермів, повітряних гвинтів, силової установки, різних підвісок і т. д. Їх аеродинамічні характеристики досліджуються відповідно аеродинамікою крила і оперення, аеродинамікою

корпусів, аеродинамікою повітряних гвинтів і т. д. При розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарату в цілому необхідно не тільки знати характеристики окремих його частин, але і враховувати їх взаємний вплив - інтерференцію, внаслідок якої змінюються чинні на них сили та моменти. Цим і займається аеродинаміка літальних апаратів.

Динаміка польоту розглядає питання, пов'язані з дослідженням траєкторій руху польоту літального апарату, його стійкості та керованості.

У своїх методах дослідження динаміка польоту спирається на основні положення теоретичної механіки, аеродинаміки, теорії двигунів, теорії автоматичного управління та інших дисциплін.

### **1.9 Розрахунок полярності і аеродинамічної якості в злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака**

Розрахунок і побудова наближених злітних і посадкових полярностей, аеродинамічної якості.

При зльоті і посадці на АДХ впливають випуск шасі, відхилення органів механізації крила (закрилки, предкрилки і т. д.). У загальному випадку розрізняють:

- а) злітна - шасі випущено, механізація крила при злітному положенні (закрилки, предкрилки відхилені під кутами, встановлені для зльоту літака);
- б) польотна - шасі прибрано, механізація крила в польотному положенні;
- в) посадочна-шасі випущено, механізація крила і аеродинамічні засоби гальмування в посадковому положенні.

Відхилення механізації використовують для підвищення значення  $C_{ya}$  при заданому куті атаки, АД якості, при підвищених  $C_{ya}$ , збільшення опору літака при посадці підвищує  $C_{ya\ max}$ . Під час розрахунків приймаємо такі допущення:

1. Випуск шасі впливає тільки на приріст лобового опору  $\Delta C_{ха шасі}$ ;
2. Випуск механізації впливає на коефіцієнт підйомної сили  $C_{ya}$  і на коефіцієнт лобового опору  $C_{ха}$ ;
3. Залежність  $C_{ya}(\alpha)$  при висунені механізації зміщується вліво на  $\Delta\alpha_0$ , при цьому  $\alpha_{кр}$  так само зміщується вліво на  $\Delta\alpha_0$ , зі збільшенням  $C_{ya max}$ ;
4. Поляра ЛА ( $C_{ха} = f(C_{ya}, \alpha)$ ) при висунені механізації зміщується вправо на величину  $\Delta C_{хат}$  та вгору на  $\Delta C_{yat}$ .

Аналогічно це можна виразити так:

$$c_{ya} = c_{ya}^{\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0 - \Delta\alpha_0);$$

$$c_{ха} = c_{хат} + \Delta c_{ха ш} + \Delta c_{ха мех} + A \cdot (c_{ya} - c_{yat} - \Delta c_{yat})^2;$$

$$\Delta c_{yat} = c_{ya}^{\alpha} \cdot \Delta\alpha_0,$$

Розрахунок виконується для висоти  $H = 0$  км та швидкості  $M = 0,2$ .

Отримані дані заносимо до таблиці 1.4.

Таблиця 1.4 – Основні параметри для побудови поляр

Тип поляри	Злітна	Посадочна
М, Н	0,2; 0 км	0,2; 0 км
$\delta_{зак}$	$30^\circ$	$45^\circ$
A	0,04898	
$c_{ха 0} = c_{хат}$	0,01222	
$c_{ya}^{\alpha}$	5,68846	
$\Delta c_{yat} = \Delta c_{yat max}$	0,3	0,5
$\frac{\Delta c_{ха ш}}{c_{ха 0}}$	0,6	0,6
$\Delta c_{ха ш}$	0,007332	
$\frac{\Delta c_{ха мех}}{c_{ха 0}}$	0,5	1,4
$\Delta c_{ха мех}$	0,00611	0,017108
$\Delta c_{хат}$	0,013442	0,02444
$\Delta\alpha_0$	$3,021^\circ$	$5,036^\circ$

Розрахунок полярні в злітній та посадковій конфігураціях для кожної і-тої точки виконується по формулам:

$$c_{ya} = (c_{ya})_i + \Delta c_{ya m i}$$

$$c_{xa} = (c_{xa})_i + \Delta c_{xa m}$$

За результатами розрахунку побудовані графіки полярні ЛА, рис. 1.8.

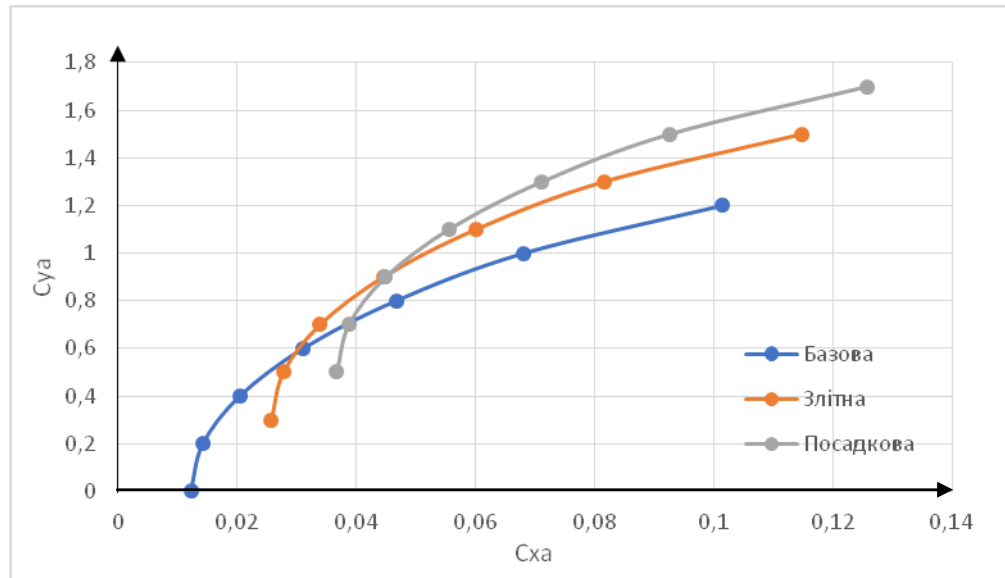


Рисунок 1.8 – Полярні ЛА в польотній, злітній і посадковій конфігураціях при  $M = 0,2$  та  $H = 0$  км

#### Розрахунок полярності в крейсерській конфігурації літака.

Для розрахунку ЛТХ швидкісних ЛА зручно користуватися польотними полярними при горизонтальному прямолінійному усталеному польоті ЛА для заданих висот.

Розрахунок польотних полярні проводиться на висотах  $H = 0, 6, 11$  км. Для кожного числа Маха польоту знаходимо потрібне для горизонтального польоту значення  $c_{ya гп}$ :

$$Y_a = c_{ya} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_{кр} = G;$$

$$c_{ya гп} = \frac{G}{\rho_H \cdot S_{кр}} = \frac{m_{розр} \cdot g}{0,7 \cdot \rho_H \cdot M^2 \cdot S'}$$

де  $m_{розр}$  - розрахункова маса ЛА, кг;  $g = 9,81$  – прискорення земного тяжіння, м/с<sup>2</sup>;  $p_H$  – атмосферний тиск на висоті  $H$ , Па;  $q_H = 0,7 \cdot p_H \cdot M^2$  – динамічний напір, Па;  $S$  – площа крила, м<sup>2</sup>.

Значення динамічного напору для заданих чисел Маха і висот представимо в таблиці 1.5.

Таблиця 1.5 – Значення динамічного напору для заданих чисел Маха та висот

M \ H	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
0	2837,2	6383,8	11349,0	17732,8	25535,2	34756,2	45395,8	102140,6
6	1322,1	2974,7	5288,3	8263,0	11898,7	16195,4	21153,2	47594,7
11	635,6	1430,1	2542,4	3972,5	5720,4	7786,1	10169,6	22881,6

Виконуємо розрахунок коефіцієнта підйомної сили потрібного для горизонтального прямолінійного усталеного польоту для висот  $H = 0$  км,  $H = 6$  км, та  $H = 11$  км для кожного числа Маха.

Розрахунки представимо у вигляді таблиці 1.6 і побудуємо залежність  $c_{ya \text{ гп}}$  від чисел Маха, рис. 1.9.

Таблиця 1.6 – Значення  $c_{ya \text{ гп}}$  для заданих чисел Маха та висот

M \ H	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
0	0,99578	0,44257	0,24895	0,15933	0,11064	0,08129	0,06224	0,02766
6	2,13700	0,94978	0,53425	0,34192	0,23744	0,17445	0,13356	0,05936
11	4,44506	1,97558	1,11126	0,71121	0,49390	0,36286	0,27782	0,12347

Визначаємо число  $M_s$  - звалювання, мінімальне теоретично можливе число Маха прямолінійного горизонтального польоту на даній висоті при заданому значенні розрахункової маси літака.

Також значення числа  $M_s$  звалювання можна визначити за формулою:

$$M_s = \sqrt{\frac{G}{0,7 \cdot c_{ya \max} \cdot \rho_H \cdot S}} = \sqrt{\frac{m_{\text{расч}} \cdot g}{0,7 \cdot c_{ya \max} \cdot \rho_H \cdot S'}}$$

де  $c_{ya \max}$  – максимальний коефіцієнт підйомної сили відповідний висоті польоту  $H$ .

Виконуємо розрахунок та заносимо дані в таблицю 1.7.

Таблиця 1.7 – Значення максимального коефіцієнта підйомної сили і швидкості звалювання при заданих висотах польоту

Н, км	0	6	11
$c_{ya \max}$	1,23498	1,21211	1,18379
$M_s$	0,179590245	0,2655593	0,387553323

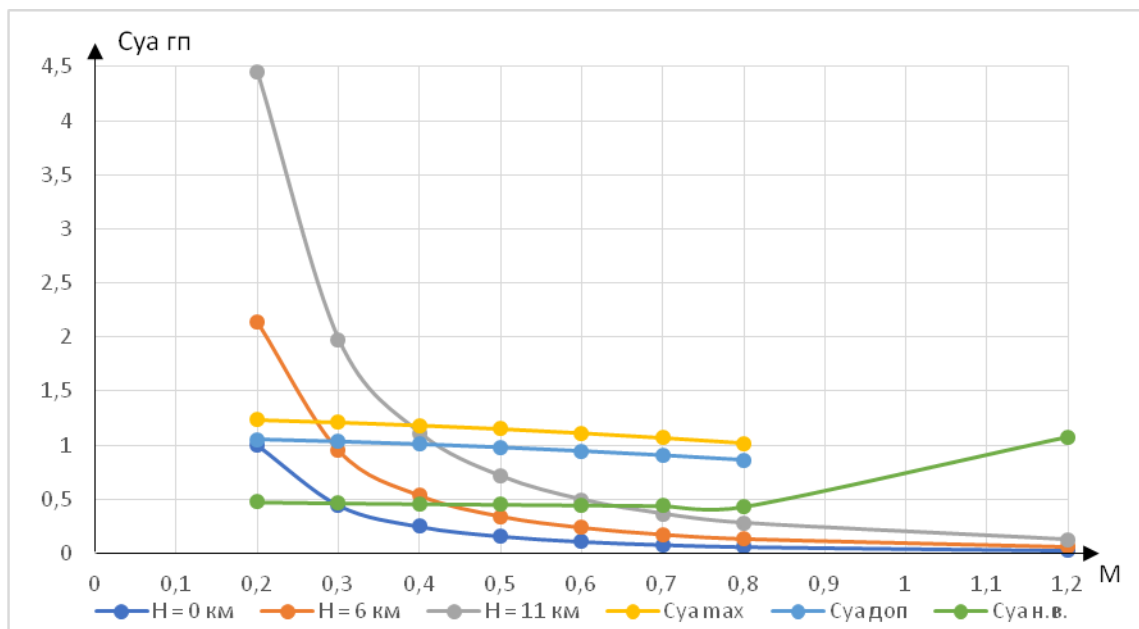


Рисунок 1.9 - Залежність потрібного коефіцієнта підйомної сили при горизонтальному усталеному польоті від чисел Маха на висотах польоту  $H=0, 6$  та  $11$  км

Визначимо величину коефіцієнта сили лобового опору  $c_{ха гп}$  за допомогою рівняння поляри:

$$c_{ха гп} = c_{х0} + A \cdot c_{уа гп}^2;$$

де  $c_{х0}$  – коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі;  $A$  – коефіцієнт відвала поляри;  $c_{уа гп}$  – потрібний коефіцієнт підйомної сили, необхідний для усталеного горизонтального польоту.

Виконуємо розрахунок коефіцієнта сили лобового опору для висот  $H = 0$  км,  $H = 6$  км, та  $H = 11$  км для кожного числа Маха.

Результати розрахунків заносимо в таблицю 1.8.

Таблиця 1.8 – Значення коефіцієнта сили лобового опору для заданих чисел Маха та висот

$\begin{matrix} M \\ H \end{matrix}$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
0	0,06079	0,02137	0,01453	0,01254	0,01173	0,01131	0,01105	0,13643
6	0,23677	0,05679	0,02628	0,01780	0,01465	0,01322	0,01246	0,13718
11	0,98186	0,20471	0,07369	0,03774	0,02472	0,01905	0,01621	0,13943

За отриманими значеннями будемо графік рис. 1.10.

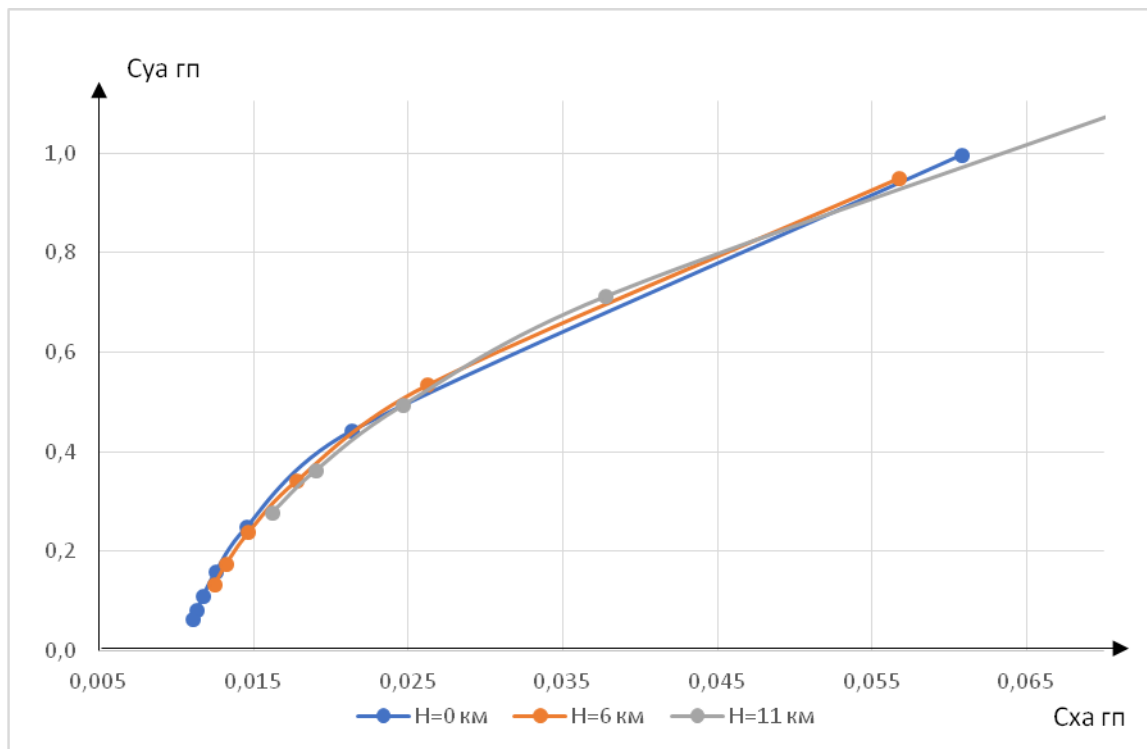


Рисунок 1.10 – Польотні поляри ЛА

### 1.10 Розрахунок льотних характеристик літака методом потужностей

Політ літака з нульовими силами інерції називають усталеним режимом польоту. Вивчення та аналіз усталеного режиму польоту становить інтерес з наступних причин:

1. На усталеному режимі польоту можна оцінити граничні можливості літака (діапазони швидкостей і висот польоту, характеристики набору висоти і зниження, і т.д.);

2. Вивчення ЛТХ літака на усталеному режимі польоту зводиться до аналізу алгебраїчних співвідношень між кінематичними параметрами руху (кут атаки, кут ковзання, кут тангажу, кутові швидкості крену, тангажу і ристання).

Метод тяг Жуковського і метод потужностей ґрунтуються на порівнянні тяг і потужностей, потрібних для забезпечення горизонтального прямолінійного усталеного польоту ЛА на заданому режимі (Н, М), з наявними потужностями, які може розвинути двигун. Цей метод дає



можливість визначити такі важливі льотно-технічні характеристики ЛА, як діапазон висот і швидкостей горизонтального прямолінійного усталеного польоту, характерні швидкості (максимальна, мінімальна теоретична, мінімальна допустима, крейсерська, найвигідніша, економічна), статичну граничну висоту (стелю), скоропідйомність, витрати палива та часу в польоті, максимальну дальність та тривалість польоту.

*Розрахунок потрібних та наявних потужностей і побудова кривих М. Є. Жуковського.*

У горизонтальній прямолінійній сталому польоті ЛА на висоті Н з заданим числом М потрібна потужність дорівнює:

$$N_{\text{п пр}} = P_{\text{п пр}} \cdot V = P_{\text{п пр}} \cdot M \cdot a_{(H)}.$$

Проводимо розрахунок для висот Н = 0 км, Н = 6 км, Н = 11 км та заносимо результати у таблиці 1.9 – 1.11.

Таблиця 1.9 – Значення уточнених потрібних потужностей на висоті Н = 0 км від чисел Маха

М	0,195	0,180	0,195	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$N_{\text{п пр}}, \text{кВт}$	10885	7621	7406	7361	8735	14079	23730	38347	58734	85628

Таблиця 1.10 – Значення уточнених потрібних потужностей на висоті Н = 6 км від чисел Маха

М	0,288	0,266	0,288	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$N_{\text{п пр}}, \text{кВт}$	14899	10449	10203	10060	11033	14594	20765	29757	41843

Таблиця 1.11 – Значення уточнених потрібних потужностей на висоті  $H = 11$  км від чисел Маха

M	0,42	0,388	0,42	0,5	0,6	0,7	0,8
$N_{п\text{ гр}}, \text{кВт}$	20157	14166	13915	13879	15705	19223	24419

За отриманими даними побудуємо графік (рис. 1.11).

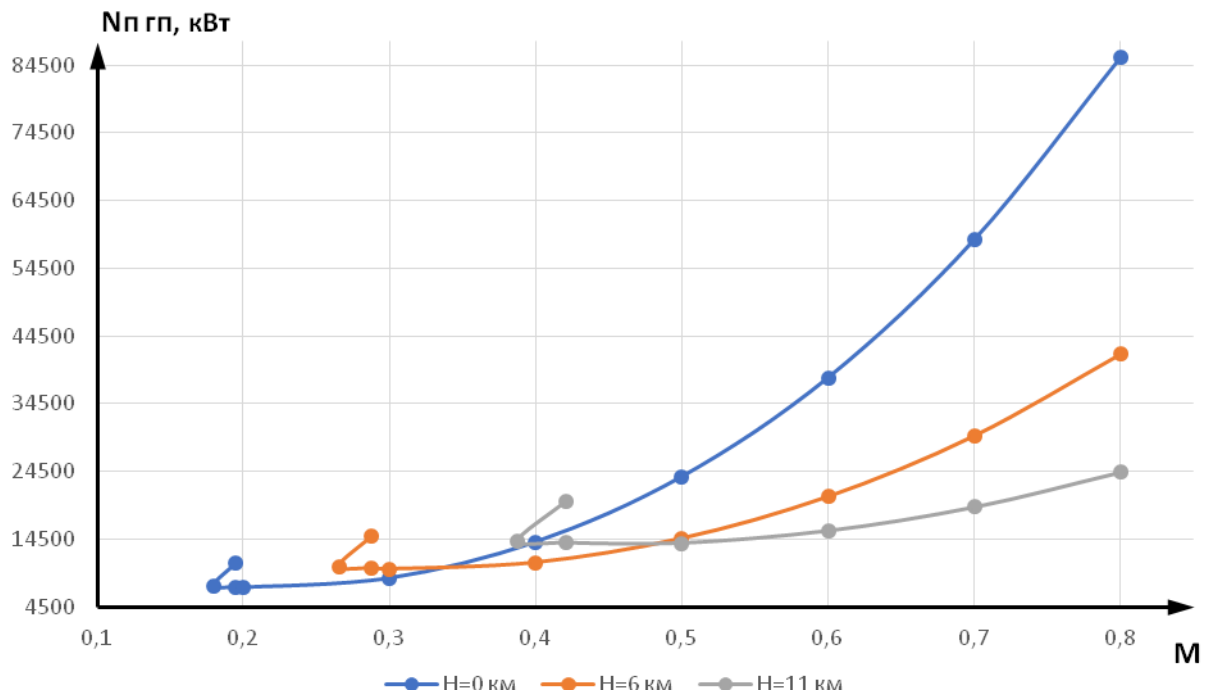


Рисунок 1.11 – Потрібні уточнені потужності для висот  $H = 0, 6, 11$  км

Для визначення наявної потужності скористаємося виразом:

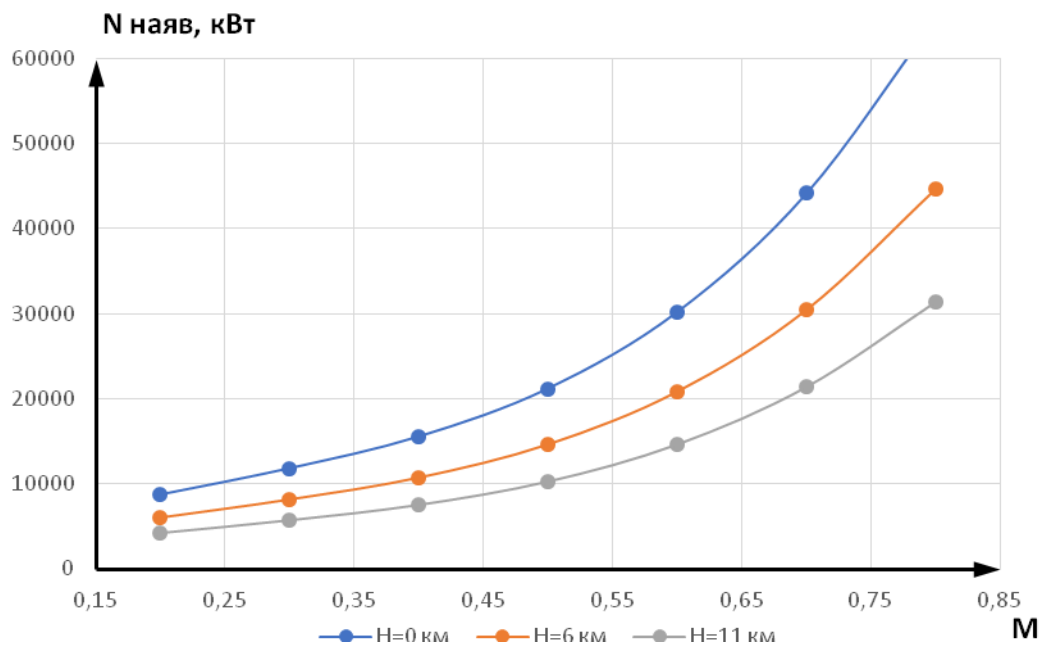
$$N_{\text{наяв}}(H, M) = P_{\text{наяв}}(H, M) \cdot V = P_{\text{наяв}}(H, M) \cdot a(H) \cdot M.$$

Проводимо розрахунок для висот  $H = 0$  км,  $H = 6$  км,  $H = 11$  км та заносимо результати у таблиці 1.12.

Таблиця 1.12 – Залежність наявних тяг  $N_{\text{наяв}}$  від числа Маха та висоти

$M \backslash H$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	8636	11738	15482	21149	30176	44155	64829
6	5960	8101	10684	14596	20826	30473	44741
11	4174	5672	7481	10220	14583	21338	31329

З урахуванням знайдених значень будемо графік залежності рис. 1.12 та рис. 1.13.

Рисунок 1.12 – Наявні потужності при заданих висотах  $H=0, 6, 11$  км

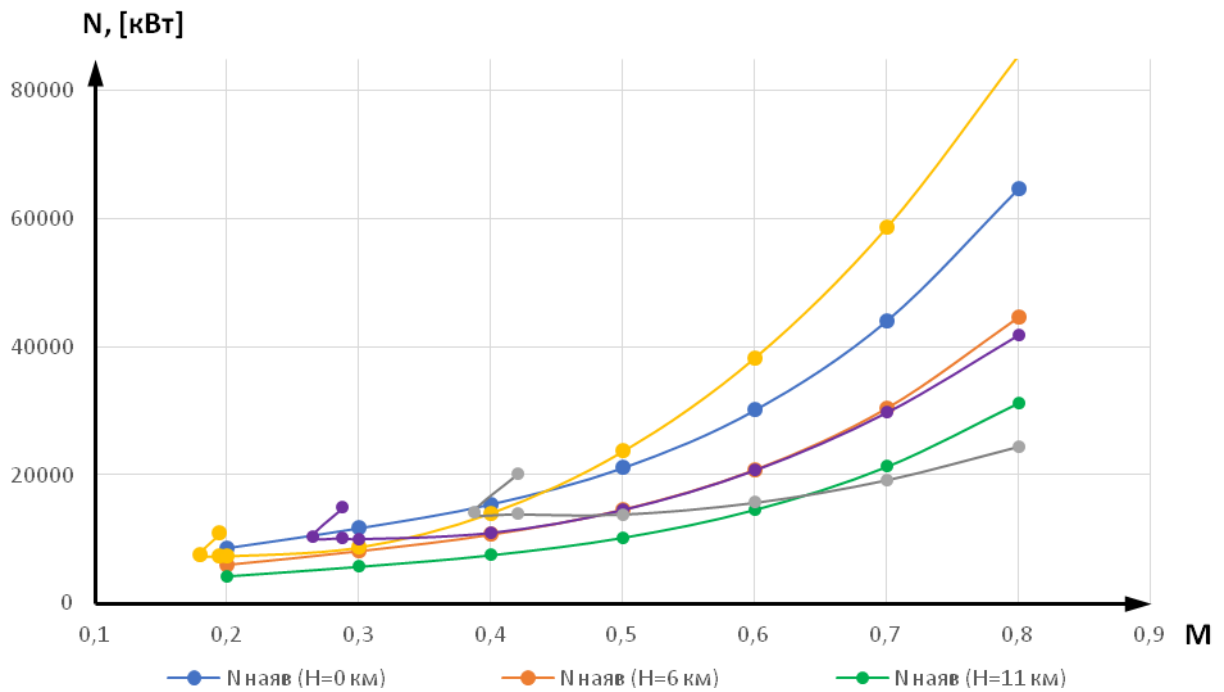


Рисунок 1.13 – Крива потрібних і наявних потужностей

*Визначення характерних швидкостей горизонтального прямолінійного усталеного польоту та побудова висотно-швидкісної діаграми.*

Як вихідні дані для характерних швидкостей, що належать до ЛТХ ЛА, використовують залежності потрібних і наявних тяг (або потужностей), побудованих в одному масштабі, від швидкості або числа М польоту для декількох фіксованих висот.

Максимальному числу  $M_{MAX}$  відповідає права точка перетину кривих потрібних і наявних тяг (або потужностей) для фіксованої висоти Н. Усталений політ в режимі  $M > M_{MAX}$  неможливий, тому що потрібна потужність перевищує наявну. Знайдене для декількох висот значення  $M_{MAX}$  дає можливість побудувати праву межу області теоретично можливих режимів горизонтальних усталених польотів літака.

Мінімальна теоретична швидкість (швидкість звалювання)  $M_s$  - це найменше теоретично можливе значення числа М усталеного прямолінійного горизонтального польоту літака на критичному куті атаки. Знайдені значення

дають можливість побудувати ліву межу області теоретично можливих режимів горизонтальних усталених польотів літака.

Найвигідніше число  $M_{\text{НВ}}$  - це число  $M$  польоту, яке відповідає мінімальній потрібній потужності і визначається точкою дотику прямої, проведеної з початку координат до кривої  $N_{\text{потр гп}}(M)$ .  $M_{\text{НВ}}$  досягається в польоті на найвигіднішому куті атаки, тобто при максимальній аеродинамічній якості літака. Значення числа  $M_{\text{НВ}}$  отримують за формулою:

$$M_{\text{НВ}} = \sqrt{\frac{m_{\text{расч}} \cdot g}{0,7 \cdot c_{ya \text{ НВ}} \cdot \rho_H \cdot S'}}$$

де  $c_{ya \text{ НВ}}$  – підйомна сила при найвигіднішому куті атаки.

Крейсерське число  $M_{\text{крейс}}$  - таке число  $M$  польоту літака з ТВД, яке відповідає мінімальній кілометровій затраті палива на даній висоті польоту  $H$ . Режим  $M_{\text{крейс}}$  визначається точкою дотику прямої, проведеної з початку координат до кривої  $N_{\text{потр гп}}(M)$  з поправкою на характеристики конкретних двигунів. Визначають значення цієї швидкості за формулою:

$$M_{\text{крейс}} = \sqrt{\frac{m_{\text{расч}} \cdot g}{0,7 \cdot c_{ya \text{ крейс}} \cdot \rho_H \cdot S'}}$$

де  $c_{ya \text{ крейс}}$  визначається за формулою:  $c_{ya \text{ крейс}} = \sqrt{\frac{C_{x0}}{3A}}$ .

Економічне число  $M_{\text{ек}}$  - це число  $M$  польоту, яке відповідає мінімальній потрібній потужності і відповідає режиму польоту з мінімальною годинною витратою палива при найбільшій тривалості польоту. Визначаємо використовуючи формулу:

$$M_{\text{ек}} = \sqrt{\frac{m_{\text{расч}} \cdot g}{0,7 \cdot c_{ya \text{ ек}} \cdot \rho_H \cdot S'}}$$

де  $c_{ya \text{ ек}}$  визначається за формулою:  $c_{ya \text{ ек}} = \sqrt{\frac{3C_{x0}}{A}}$ .

Представимо усі данні швидкостей в таблиці 1.13.

Таблиця 1.13 – Значення характерних швидкостей прямолінійного усталеного горизонтального польоту від заданих висот

H, км	0	6	11
$M_{max}$	0,45	0,55	0,65
$V_{max}$ , км/час	551,29	626,67	690,77
$V_{max}$ , м/с	153,14	174,08	191,88
$M_s$	0,18	0,27	0,39
$V_s$ , км/час	220,01	302,58	411,86
$V_s$ , м/с	61,11	84,05	114,41
$M_{доп}$	0,19	0,28	0,41
$V_{доп}$ , км/час	238,64	318,95	434,14
$V_{доп}$ , м/с	66,29	88,60	120,59
$M_{нв}$	0,29	0,42	0,60
$V_{нв}$ , км/час	354,95	480,66	640,34
$V_{нв}$ , м/с	98,60	133,52	177,87
$M_{крейс}$	0,37	0,54	0,77
$V_{крейс}$ , км/час	455,30	615,33	817,58
$V_{крейс}$ , м/с	126,47	170,92	227,11
$M_{ек}$	0,21	0,31	0,44
$V_{ек}$ , км/час	262,87	355,26	472,03
$V_{ек}$ , м/с	73,02	98,68	131,12

*Теоретична статична гранична висота польоту.*

Статична гранична висота польоту  $H_{ст.реж}$  (або стеля режиму польоту) – найбільша висота польоту, на якій можливий горизонтальний усталений прямолінійний політ ЛА.

Динамічна гранична висота польоту ЛА - найбільша висота польоту, яку можна досягти за рахунок запасу кінетичної енергії в несталому підйомі, та

на якій можна створити мінімально необхідний швидкісний напір для збереження керованості ЛА.

Балістична гранична висота польоту ЛА – це висота при найвигідніший траєкторії польоту.

Практична гранична висота польоту ЛА - максимальна висота реального застосування літака або вертольоту.

Атмосферний тиск на висоті статичної стелі режиму:

$$P_{н ст.} = p_{11} \cdot \sqrt{\frac{X_{i 11}}{P_{м 11} - X_{0 11}}},$$

де  $p_{11}$  – атмосферний тис на висоті 11 км;  $P_{м 11}$  – наявна тяга на висоті 11 км;  $X_{0 11}$  – сила лобового опору при нульовій підйомній силі;  $X_{i 11}$  – сила індуктивного опору при нульовій підйомній силі.

Знайдемо  $X_{0 11}$  використовуючи формулу:

$$X_{0 11} = C_{x0} \cdot 0,7 \cdot p_{11} \cdot M^2 \cdot S.$$

Знайдемо  $X_{i 11}$  використовуючи формулу:

$$X_{i 11} = \frac{A \cdot (mg)^2}{0,7 \cdot p_{11} \cdot M^2 \cdot S}.$$

За таблицею стандартних атмосфер знаходимо висоти, які відповідають розрахованим тискам, данні заносимо в таблицю 1.14.

Таблиця 1.14 – Характеристики граничної висоти польоту

M	$X_{0 11}$	$X_{i 11}$	$X_a 11$	$P_{наяв 11}$	$P_{н ст.реж}$	$H_{ст}$	$V$ , м/с	$V$ , км/ч
0,387	20325	102711	123036	59900	36570	8	114	412
0,4	21125	96359	117485	59839	35813	8	118	425
0,5	32410	61620	94031	65395	31026	9	148	531
0,6	45918	42748	88666	77758	26302	10	177	637
0,7	61670	31355	93025	97524	21228	11,5	207	744
0,8	79464	23937	103402	125289	16406	13	236	850

Максимальне значення - теоретична статична стеля,  $H_{\text{ст.теор.}} = 13 \text{ км}$ .

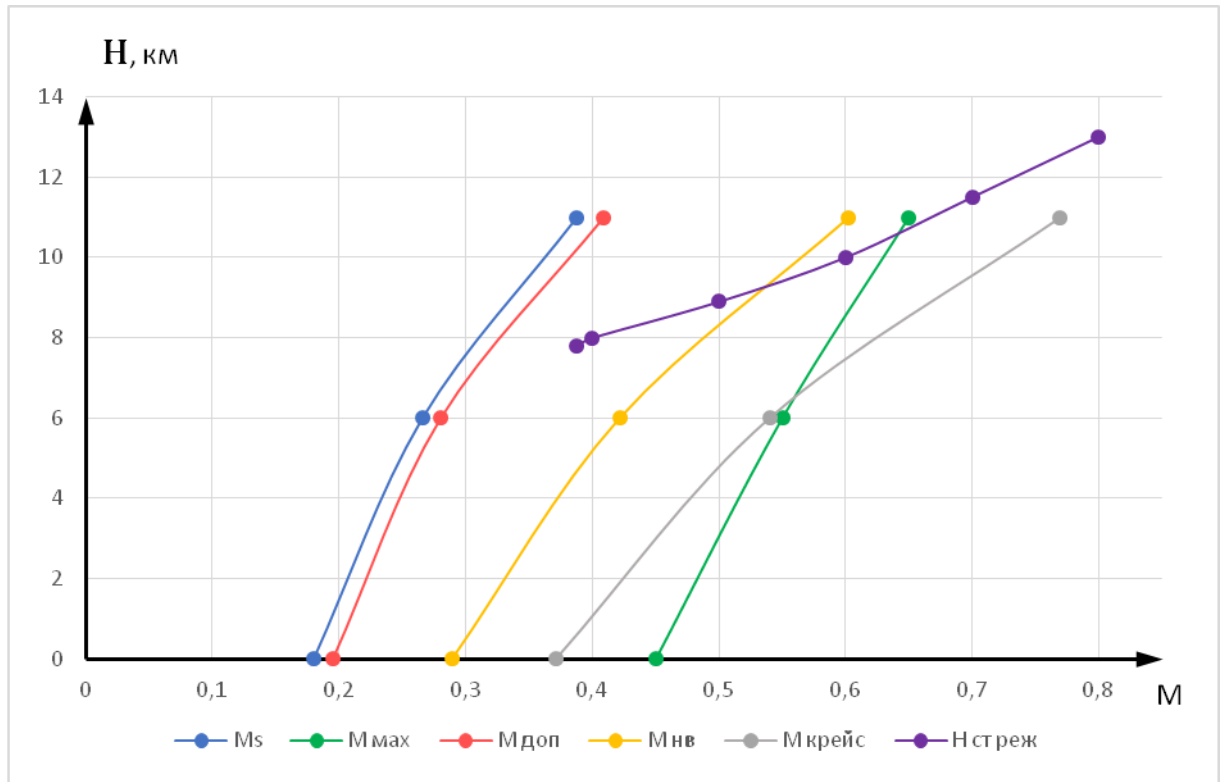


Рисунок 1.14 – Висотно-швидкісна діаграма характерних швидкостей прямолінійного усталеного польоту

#### *Характеристика набору висоти.*

Скоропідйомність літака в квазістаціонарному режимі польоту визначається надлишком наявної потужності і швидкості польоту літака. Якщо швидкість набору висоти постійна, то скоропідйомність у цьому випадку називається енергетичною скоропідйомністю і позначається  $V_y^*$ . Коли йдеться про енергетичну скоропідйомність, мають на увазі наявну (максимальну в даному режимі) скоропідйомність, що визначається за формулою:

$$V_y^* = \frac{N_{\text{наяв}} - N_{\text{потр гп}}}{m_{\text{роз}} \cdot g} \cdot a_H \cdot M,$$

де  $V_y^*$  – скоропідйомність літака, м/с;  $N_{\text{наяв}}$  – наявна потужність, кВт;  $N_{\text{потр гп}}$  – потрібна потужність для горизонтального польоту, кВт;  $M$  – швидкість польоту в числах Маха;  $a_H$  – швидкість звуку при відповідній висоті, м/с.



Проводимо розрахунок для висот  $H = 0$  км,  $H = 6$  км та  $H = 11$  км.

Усі отримані дані заносимо до таблиці 1.15.

Таблиця 1.15 – Значення скоропідйомності ЛА для заданих висот польоту та при заданих числах Маха

$\frac{M}{H}$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	0,72	1,70	0,79	-1,46	-4,61	-8,23	-11,74
6	-	-1,11	-0,20	0,00	0,13	0,34	0,52
11	-	-	-3,42	-2,07	-0,63	0,05	0,23

Результати представимо у вигляді графіка 1.15.

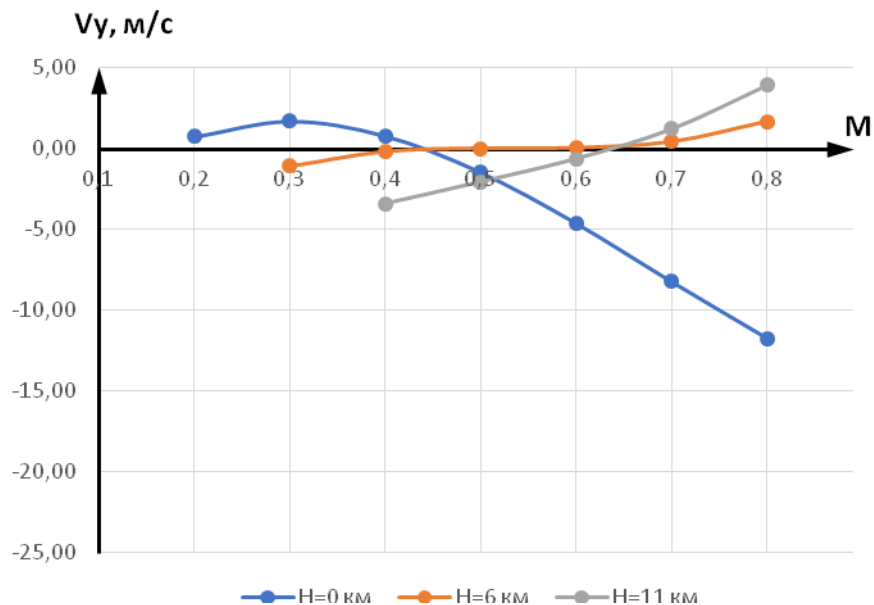


Рисунок 1.15 – Енергетична швидкопідйомності ЛА від числа Маха та заданих висот  $H = 0, 6, 11$  км

## 1.11 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака

*Розробка майстер-геометрії літака*

Моделювання літака виконано за допомогою в системі Unigraphics,

в інтерактивної системи автоматизації проектування і виготовлення. Це тривимірна система, яка дозволяє ідеально відтворити майже будь-яку геометричну форму, оперуючи числами з подвоєною точністю.

Система Unigraphics має модульну структуру. Процес моделювання здійснювати за допомогою модуля Modeling.

Крило будується за допомогою команди Ruled (побудова лінійчатий поверхонь). Перед цим необхідно побудувати криві, що описують кінцевий і кореневої перетин крила, а також перетину в місцях зламу крила. Після цього будуються закінцівки крила.

Принцип створення хвостового оперення такий же, як і принцип створення крила.

Фюзеляж будується за допомогою команди Section Body (побудова поверхонь другого порядку) за сегментами. Для цього необхідно побудувати все криві, повністю визначають всі сегменти фюзеляжу.

У місцях з'єднання крила з фюзеляжем будуються залисини, що зменшують опір інтерференції. Ці залисини повинні плавно поєднуватися з крилом і фюзеляжем.

У місцях розміщення шасі будуються обтічники шасі, які теж повинні плавно поєднуватися з фюзеляжем.

Майстер-геометрія і об'ємно-масовий компонування проектованого літака представлені на рисунках 1.16 і 1.17 відповідно.

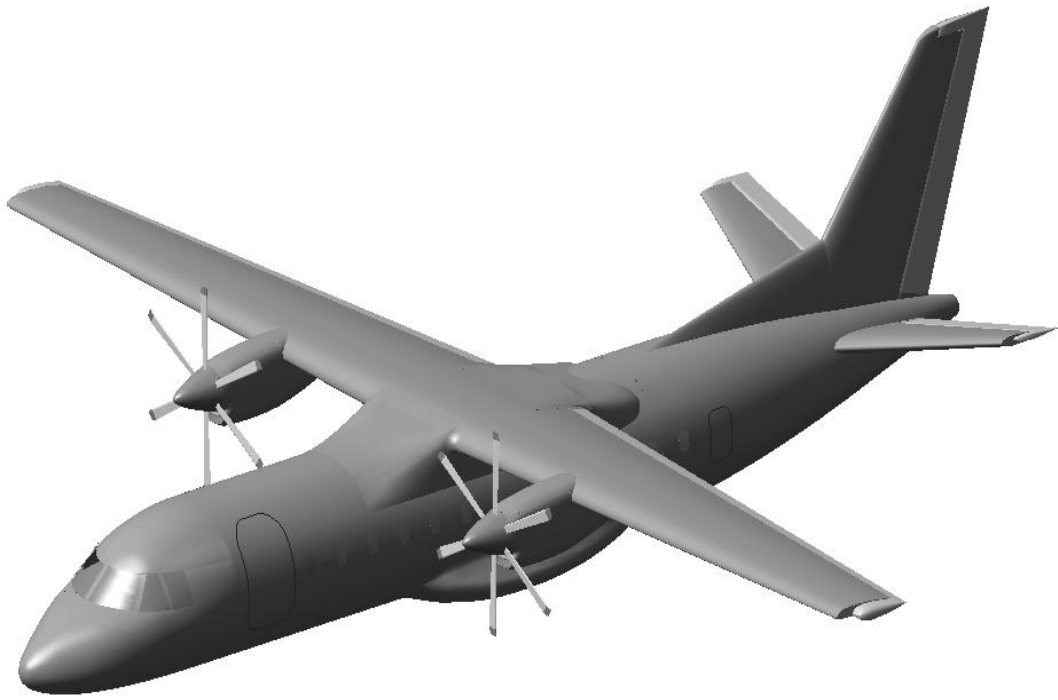


Рисунок 1.16 - Майстер - геометрія проєктованого літака

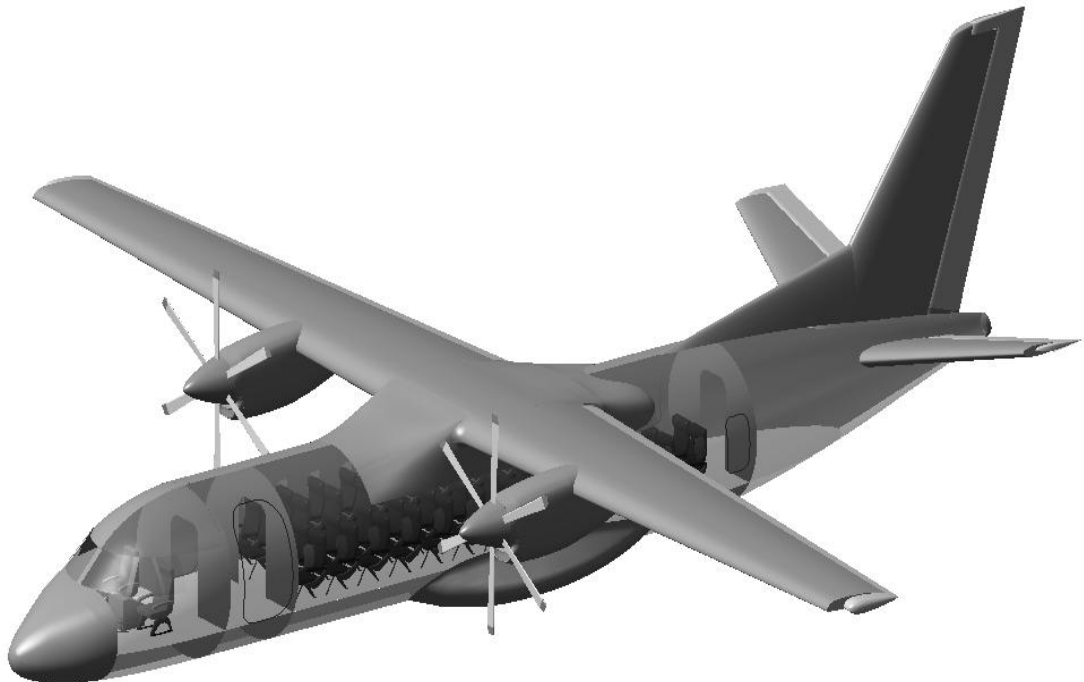


Рисунок 1.17 - Об'ємно-масова компоновка проєктованого літака

### *Опис майстер-геометрії літака*

Проектований літак нормальної схеми з високорозміщеним крилом, на якому розміщені два ТВД. Крило пряме, трапецієподібне, як механізації є закрилків і інтерцептори.

ГО має невелику стрілоподібність і розташований на фюзеляжі, є нерухомим стабілізатором і кермом висоти.

ВО виконане за однокільовою схемою, має киль. На кілі розташоване кермо напряду.

Шасі трьохопорне з носовою стійкою. Основні стійки забираються в гондоли на фюзеляжі. Передня стійка прибирається проти потоку в носову частину фюзеляжу.

Фюзеляж літака складається з трьох частин: носової, центральної і хвостовій.

У носовій частині розташована кабіна пілотів, а також відсік радіонавігаційного обладнання, а також ніша прибирання шасі.

По правому борту в районі вантажного відділення є вантажно-розвантажувальний люк, по лівому борту - люк для екіпажу та обслуговуючого персоналу. Вантажний відсік передбачений для перевезення багажу в контейнерах і без, в обох випадках кріплення здійснюється до підвищеної підлоги за допомогою сталевих тросів. Для цього в підлозі передбачені спеціальні скоби. Переміщення контейнерів по відсіку і подання їх до люка і від люка здійснюється краном мостового типу, пересувається по рейках, закріплених на підлозі.

Є двері з кабіни пілотів у вантажний відсік для забезпечення зручності обслуговуючого персоналу. Для забезпечення проходу по вантажному відсіку в схемі закріплення вантажу передбачені проходи між контейнерами та бортами фюзеляжу.

## **Висновки**

Проектований регіональний літак призначений для 58 пасажирів на відстань до 2320 км. Літак володіє гарними льотно-технічними та злітно-посадковими характеристиками. Загальний вигляд і конструктивно-силова схема літака представлені на кресленнях в додатках 1,2.

Отримані в ході розрахунку аеродинамічні характеристики забезпечують необхідні ТТХ проєктованого літака і забезпечують мінімальні втрати на балансування. Горизонтальний політ на крейсерському режимі здійснюється з аеродинамічною якістю, близькою до максимальної. На зльоті та посадці забезпечені потрібні значення підйомної сили.

Майстер-геометрія проєктованого літака розроблена за допомогою системи Unigraphics.

## 2. ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

### 2.1 Гідравлічна система літака, загальні відомості

Гідравлічна система (ГС) літака призначена для управління механізмами і системами, які відповідають за безпеку польоту. На сучасних літаках гідравлічна система має велике значення, спостерігається широке використання гідроприводів рульових поверхонь.

Довговічність, живучість і надійність гідросистеми забезпечує досконалість конструкції агрегатів, багаторазове резервування як гідроприводу джерела енергії, автоматизація управління, контроль роботи екіпажу.

Використання гідроприводів на літаку викликано відносно малими розмірами та габаритами, малою інерційністю та більшою швидкістю виконавчих механізмів.

Недоліком гідросистеми літака є залежність її роботи від температури навколишнього середовища. Пошкодження трубопроводів і агрегатів, через що втрачається герметичність, можуть послужити причиною викиду рідини, а далі - відмов гідросистеми.

У більшості літаків робочим тілом гідросистеми є гідравлічне авіаційне масло АМГ-10. Багато в чому характер роботи системи залежить від властивостей цієї рідини.

Вона нейтральна до дюралюмінію і стали, а в'язкість незначно змінюється за температурою. Рідина стає пожежонебезпечною при досягненні температури 120 °С.

ГС відносяться до силових (енергетичних) систем, призначених для приводу в дію різних агрегатів.

Силові (енергетичні) системи сучасних ПС - це змішані системи, які містять в собі елементи таких систем: гідравлічної (джерела енергії і споживачі), електричної (управління командними електро-гідроагрегатами) і

газової (зарядка гідроаккумуляторів, аварійні та інші системи). При цьому надійність таких змішаних систем залежить від надійності і справності всіх агрегатів різних типів, що входять в них.

За допомогою гідросистем забезпечується харчування енергією гідравлічних виконавчих механізмів різних систем літаків, таких як: прибирання і випуск шасі та закрилків; системи управління ПС; управління поворотом коліс передньої стійки шасі; здійснення основного, стоянкового та аварійного гальмування коліс основних стійок шасі; відкриття та закриття різних стулок і кришок люків і т.п. Тому агрегати гідросистеми розміщені у всіх частинах ПС. З огляду на те, що для підвищення надійності багато ділянок гідросистеми дублюється (а на деяких літаках передбачено і потрібне резервування, наприклад, системи випуску шасі, харчування гідропідсилювачів системи управління літаком, гальмування коліс), стає зрозумілим, як багато гідравлічних агрегатів встановлено на сучасному літаку,

ГС є одним з найважливіших компонентів ПС, в зв'язку з цим необхідно приділяти велике значення її стану і в процесі експлуатації своєчасно виявляти і усувати відмови, оскільки ГС грає чималу роль в забезпеченні безпеки польотів.

## **2.2 Гідравлічна система проектного літака та її принципова схема**

Гідравлічна система літака (рисунок 2.1) призначена для харчування робочою рідиною гідравлічних мереж систем збирання-випуску шасі, гальмування коліс шасі, рульового пристрою, випуску-прибирання закрилків, випуску інтерцепторів і закриття вхідних дверей.

Напірна магістраль гідросистеми розділена електрогідравлічним розподільником блоку фільтрів на дві окремі лінії 1 і 2.

До лінії № 1 підключені споживачі мереж: прибирання-випуску шасі; основного і стоянкового гальмування коліс шасі (через гідроаккумулятор

гальм), випуску-прибирання закрилків; рульового пристрою передньої опори шасі.

До лінії № 2 підключені споживачі мереж: рульового пристрою передньої опори шасі; аварійного гальмування коліс шасі; закриття входних дверей. У лінію № 2 встановлений запірний клапан, який перебиває цю лінію при тиску перед клапаном менше 0,9 МПа.

У лінії зливу рульового пристрою встановлений клапан зливу, який за наявності тиску в лінії нагнітання № 1 з'єднує злив з рульового пристрою з лінією зливу № 1. За відсутності тиску в лінії нагнітання № 1 та наявності тиску в лінії нагнітання № 2 клапан зливу з'єднує злив рульового пристрою з лінією зливу №2. При включенні рульового пристрою лінія нагнітання № 1 через розподільник рульового пристрою, дросель та зворотний клапан з'єднується зі зливом.

Споживачі мережі випуску інтерцепторів підключені до загальної напірної магістралі гідросистеми.

Джерелом тиску в гідросистемі служить електроприводна насосна станція НС-140. Номінальний тиск в системі 150 кгс / см<sup>2</sup>, робоча рідина АМГ-10 (ГОСТ 6794-75). Загальна кількість рідини в гідросистемі - 20 л.

У гідросистемі є автономний гідроаккумулятор, який є основним джерелом тиску для стоянкового гальмування коліс шасі та резервним джерелом тиску для основної системи гальмування. Перед гідроаккумулятором загальної лінії нагнітання встановлено перебивний клапан, який відключається від лінії нагнітання на період збирання шасі.

Запас робочої рідини, необхідний для роботи гідросистеми, міститься в гідробаку. Заправка (дозаправка) гідробака робиться закритим способом через бортовий клапан заправки.

Електроживлення мережі джерел тиску гідросистеми літака здійснюється постійним струмом напругою 27 В від аварійних шин РУ 27 В ПРАВ (АВШ2), ЦРУ 27 В ПРАВ (АВШ2) і змінним струмом 115 В від РУ 115/200 ЛЕВ (АВШ). Захист ланцюгів живлення здійснюється автоматами



захисту мережі АЗК і А-100, встановленими в даних розподільчого пристрою.

ГС проєктованого літака включає:

- |                                    |                                    |
|------------------------------------|------------------------------------|
| 1 - бортовий штуцер наддуву        | 29 - запірний клапан               |
| 2 - зворотний клапан               | 30 - бортовий клапан заправки      |
| 3 - фільтр-осушувач                | 31 - силовий гідроциліндр          |
| 4 - редуційний клапан              | 32 - гідроциліндр замку зібраного  |
| 5 - запобіжний клапан              | становища                          |
| 6 - дренажний бак                  | 33 - односторонній дросель         |
| 7 - сигналізатор тиску СДГ-1,25    | 34 - односторонній дросель         |
| 8 - гідробак                       | 35 - двосторонній дросель          |
| 9 - сигналізатор рівня ДСМКЗ-2Т    | 36 - гідроциліндр                  |
| 10 - датчик температури П-109      | 37 - сигналізатор тиску СДВ-40А    |
| 11 - рукав 1-12-360 ОСТ І 13815-81 | 38 - односторонній дросель         |
| 12 - насосна станція НС-140        | 39 - розподільник УГ135            |
| 13 - гідравлічний роз'єм           | 40 - гідравлічний вимикач УГ34 / 6 |
| 14 - зливний кран                  | 41 - агрегат гальмування АТК-02    |
| 15 - зворотний клапан              | 42 - розподільник КЕ75-2           |
| 16 - блок фільтрів QA. 08077       | 43 - запобіжний клапан             |
| 17 - розподільник КЕ94             | 44 - силовий гідроциліндр          |
| 18 - сигналізатор тиску СДМ-80     | 45 - гідроциліндр підтягнув ступок |
| 19 - двосторонній дросель          | 46 - двосторонній дросель          |
| 20 - гідроциліндр                  | 47 - гідроциліндр замку            |
| 21 - гідроаккумулятор              | 48 - односторонній дросель         |
| 22 - зарядний клапан               | 49 - рульовий механізм             |
| 23 - датчик тиску ДАТ-250КС-2      | 50 - кран включення КВ-38          |
| 24 - перекиривний клапан           | 51 - кран повороту КП-38А          |
| 25 - гідроциліндр двері            | 52 - двосторонній дросель          |
| 26 - човниковий клапан             | 53 - перемикач зливу               |
| 27 - двосторонній дросель          | 54 - демпфер                       |
| 28 - привід закрилків КИМ-02       |                                    |

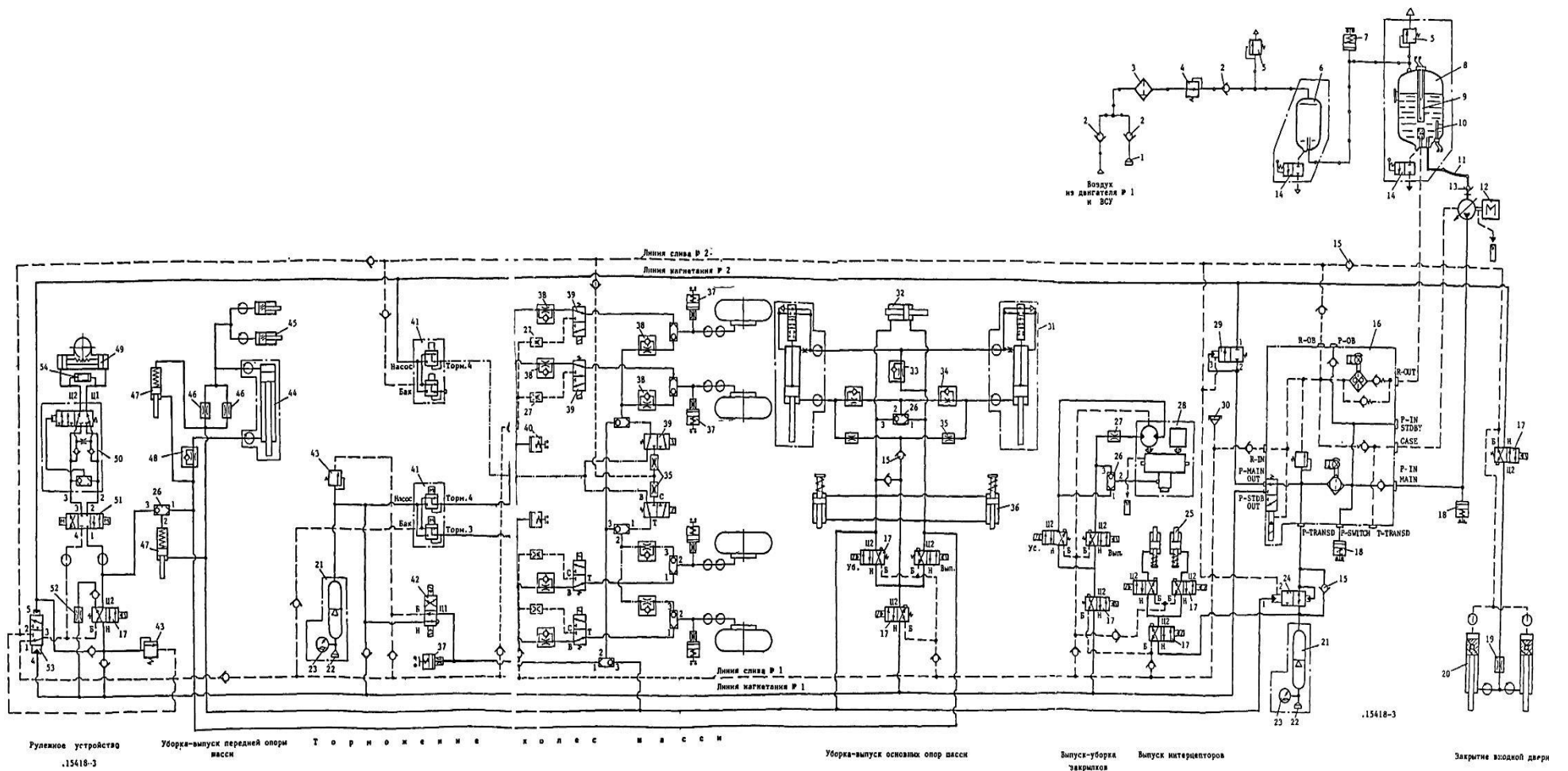


Рисунок 2.1 – Принципова схема гідросистеми

До складу агрегатів мережі джерел тиску гідросистем входять: гідробак (рисунок 2.2), насосна станція (12), блок фільтрів (16), перекирвний клапан (24), гідроаккумулятори (21), запірний клапан (29), заходи клапани (43), сигналізатори тиску (18), рукав (11) з гідравлічним роз'ємом (13), бортовий клапан заправки (30), двосторонній дросель (52), зворотні клапани (15) і перемикач зливу (53). Крім того, в мережу джерел тиску входять мережа наддуву гідробака в прилади контролю.

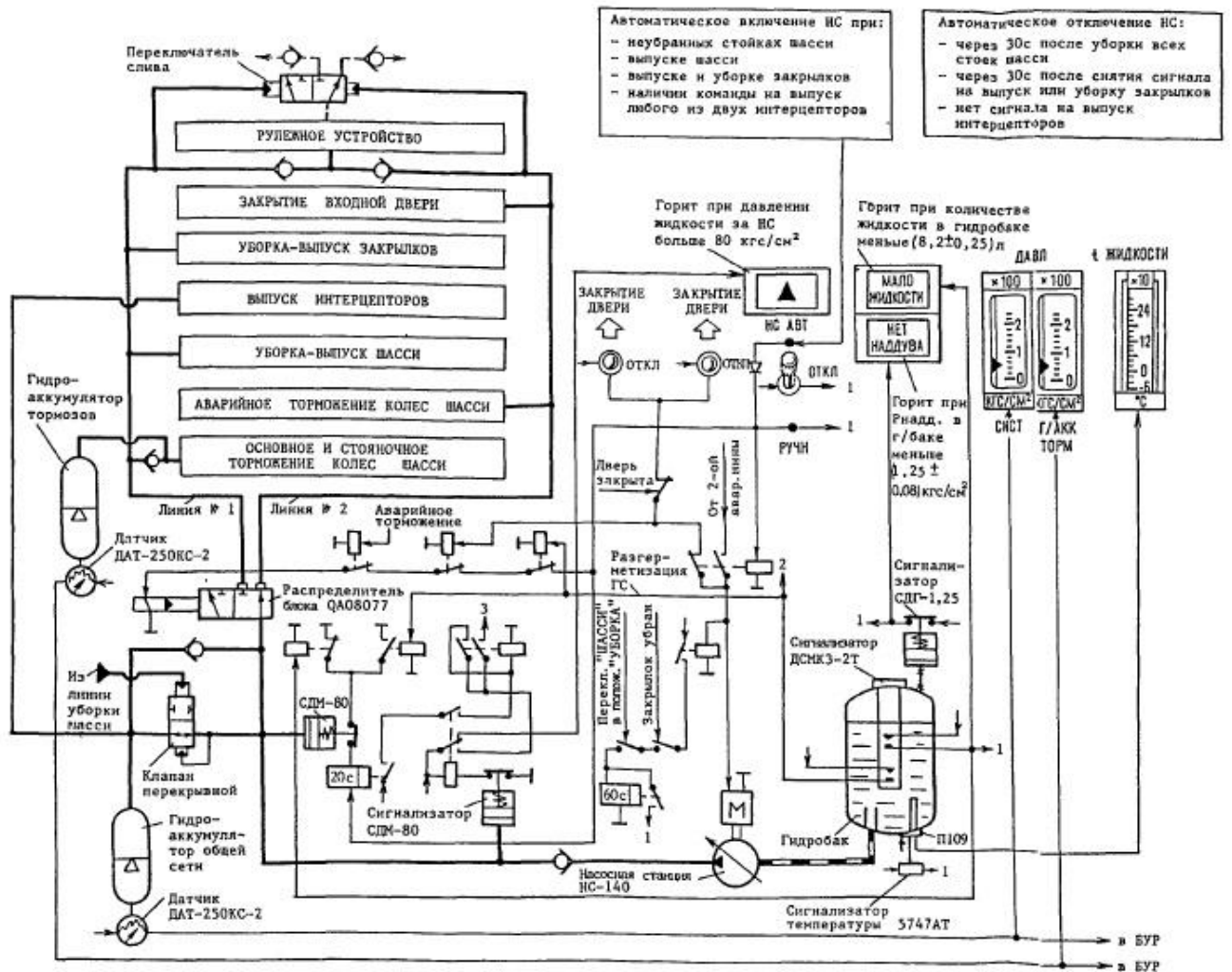


Рисунок 2.2 - Структурна схема гідросистеми проектаного літака

Джерелом тиску в гідросистемі служить електроприводна насосна станція НС-140 (рисунок 2.3).

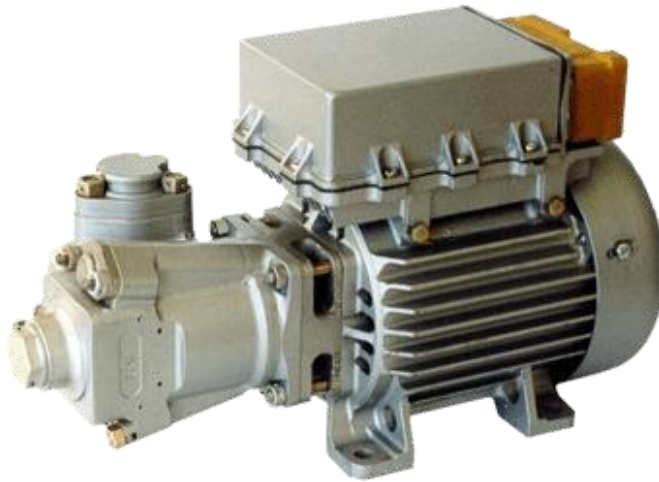


Рисунок 2.3 - Насосна станція НС-140

*Насосна станція* складається з гідравлічного насоса змінної продуктивності та з'єданого з ним через ресору приводного електродвигуна постійного струму. Гідравлічний насос – аксіально-плунжерного типу. Необхідний тиск на всмоктування створює відцентровий насос підкачки, встановлений на одному валу з основним насосом.

Основні дані насосної станції НС-140:

- робоча рідина АМГ-10 (ГОСТ 6794-75);
- температура навколишнього середовища від  $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$  до  $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;
- температура робочої рідини від  $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$  до  $+100\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;
- тиск робочої рідини на вході в насос від  $0,05\text{ кгс}$  до  $3,3\text{ кгс}$ ;
- тиск робочої рідини в лінії зливу від  $6\text{ кгс}$  до  $12\text{ кгс}$ ;
- тиск нульовий подачі при температурі навколишнього середовища і робочої рідини  $(25 \pm 10)\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;
- подача робочої рідини при температурі навколишнього середовища і робочої рідини  $(25 \pm 10)\text{ }^{\circ}\text{C}$ , тиску на вході  $(0,7 \pm 0,2)\text{ кгс / см}^2$  і тиску нагнітання  $(140_{-5})\text{ кгс / см}^2$  не менш  $7\text{ л/хв}$ .

Гідробак (8) (рис. 2.4) забезпечує харчування насосної станції робочою рідиною. У нього ж повертається вся робоча рідина з системи по лініях зливу.



Рисунок 2.4 – Гідробак

У конструкції гідробака передбачений протиперевантажувальний пристрій. Це дозволяє забезпечити безперебійне живлення насосної станції робочою рідиною в разі дії на літак негативних перевантажень.

Рівень рідини в гідробаку контролюється візуально, по мірному склу, встановленому на гідробаку. На мірній склі є три зелені зони, навпроти яких нанесені настройки: "+80", "+20" і "-40" (°C). Відносно цих зон контролюється рівень рідини в гідробаку в залежності від її температури. Положенням рівня рідини в межах середньої зеленої зони відповідає кількість рідини в гідробаку, дорівнює (9,8 - 10,3) л.

Контроль критичних рівнів рідини в гідробаку здійснюється за допомогою сигналізатора рівня ДСЖЗ-2Т (9), встановленого на гідробаку.

*Блок фільтрів QA 08077* - багатофункціональний агрегат.

Він складається з двох фільтрів, запобіжного клапана, перепускного клапана, чотирьох зворотних клапанів та електрогідравлічного розподільника, змонтованих в одному корпусі. На корпусі є ряд штуцерів для приєднання агрегатів та трубопроводів гідросистеми.

Фільтри забезпечують очищення робочої рідини в напірній та зливній магістралях гідросистеми. Обидва фільтри забезпечені механічними сигналізаторами засмічення. Сигналізатори спрацьовують при перепаді тисків (5,27-7,13) кгс / см<sup>2</sup>. Перепускний клапан входить до конструкції фільтра зливної магістралі.

*Запобіжний клапан (5)* призначений для захисту гідросистеми від надмірного підвищення тиску. Клапан пропускає рідину з надлишковим тиском у лінії зливу. Тиск початку відкриття клапана - (180 + 5) кгс / см<sup>2</sup>.

Електрогідравлічний розподільник поділяє напірну магістраль гідросистеми на дві лінії, до яких підключені споживачі гідросистеми. Управління розподільником – електричне. У включеному стані (при подачі напруги) розподільник пропускає робочу рідину в одну лінію, у відключеному - в іншу. Пристрій включається одночасно з включенням насосної станції і відключається при її відключенні.

*Запірний клапан (29)* призначений для запобігання втрати рідини з гідросистеми в разі розгерметизації лінії нагнітання № 2 на ділянці за клапаном при відключеному насосній станції. Клапан закривається при тиску рідини на вході в клапан менше (9-15) кгс / см<sup>2</sup>.

*Перекиривний клапан (24)* призначений для відключення гідроаккумулятора загальної мережі від напірної магістралі на період збирання шасі з метою забезпечення необхідного часу прибирання шасі. Клапан управляється автоматично, за допомогою тиску, підводиться до нього з лінії збирання шасі. Якщо тиск в лінії збирання шасі відсутній, клапан

постійно відкритий і гідроаккумулятор поєднується з напірної магістраллю. При збиранні шасі клапан під дією тиску з лінії прибирання закривається, припиняючи доступ тиску з напірної магістралі в гідроаккумулятор. У цьому випадку енергія гідроаккумулятора, на додаток до подання тиску насосної станції, використовується на прибирання шасі. Закриття клапана відбувається при досягненні тиску рідини в лінії збирання шасі більше 60-70 кгс / см<sup>2</sup>.

*Гідроаккумулятор* (21), встановлений в загальній напірної магістралі гідросистеми, призначений для забезпечення короточасних підвищених витрат робочої рідини в системі в момент спрацьовування виконавчих механізмів, а також для гасіння занедбаності тиску при різкому зменшенні витрат рідини в момент зупинки виконавчих механізмів. Крім того, в лінії нагнітання № I гідросистеми встановлений автономний гідроаккумулятор (21), який від загальної лінії нагнітання відсічений зворотним клапаном для тривалого зберігання в ньому тиску при відключеною насосної станції. Гідроаккумулятор гальм є основним джерелом тиску для гальмування стоянки коліс шасі, і резервним джерелом живлення для основної системи гальмування коліс.

Газові порожнини гідроаккумуляторів заряджаються технічним азотом до тиску  $(60 \pm 5)$  кгс / см<sup>2</sup> через зарядні клапани (22), встановлені на гідроаккумулятор. Підбурювання тиску з газової порожнини гідроаккумулятора робиться також через зарядний клапан.

Тиск робочої рідини в напірній магістралі гідросистеми і в гідроаккумуляторі гальм контролюється тими ж приладами, що і тиск зарядки азотом газових порожнин гідроаккумуляторів. Крім того, конструкції гідросистеми передбачена сигналізація про відмову системи при зниженні тиску нижче допустимого. Формування сигналу про відмову здійснюється за допомогою сигналізаторів тиску (18), встановлених в лінії тиску з насосною станцією і в напірної магістралі гідросистеми.

Для захисту гідросистеми від надмірного підвищення тиску, разом із запобіжним клапаном, встановленим в блоці фільтрів, в обох гілках

гідросистеми встановлені запобіжні клапани (рис. 2.2). Клапани захищають гідросистему від надлишкового тиску, що виникає в результаті нагрівання рідини. Тиск початку відкриття клапанів - (190) кгс / см<sup>2</sup>.

Перемикач зливу (53) дає змогу підключити лінії зливу рульового пристрою до лінії зливу № 2 у разі, якщо харчування рульового пристрою здійснюється від лінії нагнітання № 2 (при відключеному розподільнику блоку QA 08077 (16). Цим досягається запобігання повної втрати робочої рідини з гідробака (до рівня патрубку лінії всмоктування) в разі розгерметизації гілки № 1 гідросистеми.

*Трубопроводи* ліній високого тиску виготовлені з нержавіючої сталі 12X18Н10Т. Вони мають закінцівки як по внутрішньому, так і за зовнішнім конусу. Не фарбуються.

Трубопроводи ліній низького тиску виготовлені з алюмінієвого сплаву АМГ2М. Вони виготовлені тільки з закінцівками по зовнішньому конусу. Фарбуються емаллю сірого кольору.

Кріплення трубопроводів на літаку здійснюється в основному за допомогою колодок. Колодки виготовлені із суміші гуми і коркової крихти. На зовнішні сторони колодок встановлюються дюралюмінієві накладки. У ряді місць, при установці колодки на плоску основу, нижня накладка не встановлюється. В окремих частинах, де проходить один або два трубопроводи, їх кріплення виконано хомутами.

Металізація трубопроводів, затиснутих в колодку або в хомуті, з конструкцією здійснюється гнучкою металевою стрічкою.

Трубопроводи гідросистеми маркуються. На ділянках "Додаткове маркування" наносяться:

- на ділянці "Призначення" - написи "СЛИВ", "нагнітання", "ВИПУСК", "ПРИБИРАННЯ" і так далі;
- на ділянці "позначення" - номер креслення трубопроводу.



На гумові рукави навішуються бирки, на яких вказуються дата виготовлення рукава, дата закладки рукава в арматуру і клеймо ВТК заводу-виготовлювача.

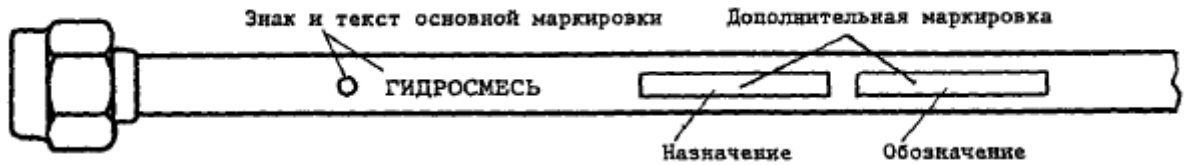


Рисунок 2.5 - Маркування трубопроводів

Індикатор тиску типу П1-250К застосовується спільно з індуктивним датчиком для індикації тиску.

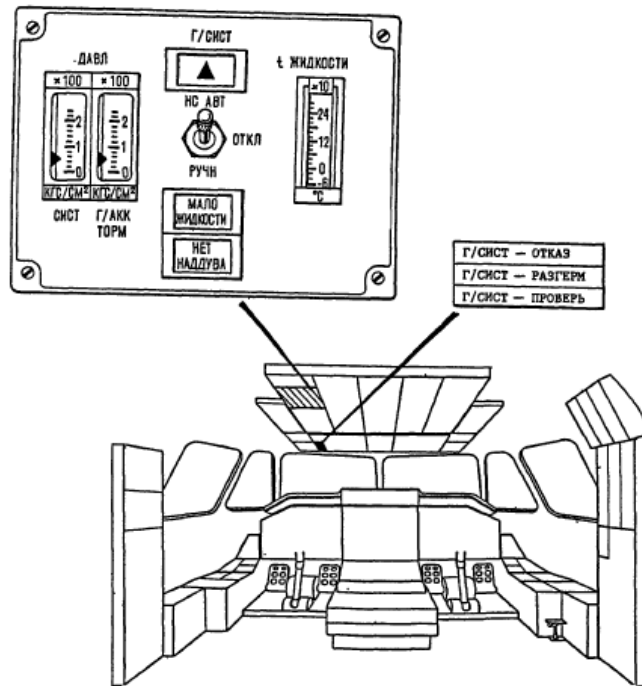


Рисунок 2.6 - Індикатор П1-250К

У корпусі індикатора зібрана вимірювальна система, що складається з котушок опору і уніфікованого магнітоелектричного мегомметра з рухомим магнітом і нерухомими рамками. З рухомим магнітом жорстко пов'язана стрілка.

Магніт встановлюється в напрямку результуючого вектора магнітних потоків великої і малої рамок, величина якого визначається співвідношенням

струмів, що протікають по рамкам. Відлік показань ведеться по вертикальній шкалі. На корпусі кріпляться шильдики, що вказують поточний тиск.

Основні дані індикатора П1-250К:

- діапазон показань 0-250 кгс / см<sup>2</sup>;
- робочий діапазон показань 40-220 кгс / см<sup>2</sup>;
- похибка за шкалою індикатора при температурі від мінус (60 + 3) °С до плюс (60 + 3) °С.

### 2.3 Аналіз відмов гідравлічної системи літака

Аналіз відмов гідравлічної системи літака виконано на основі аналізу відмов гідросистеми парку літаків АН-140. Діаграма розподілу відмов представлена на рисунку 2.7.

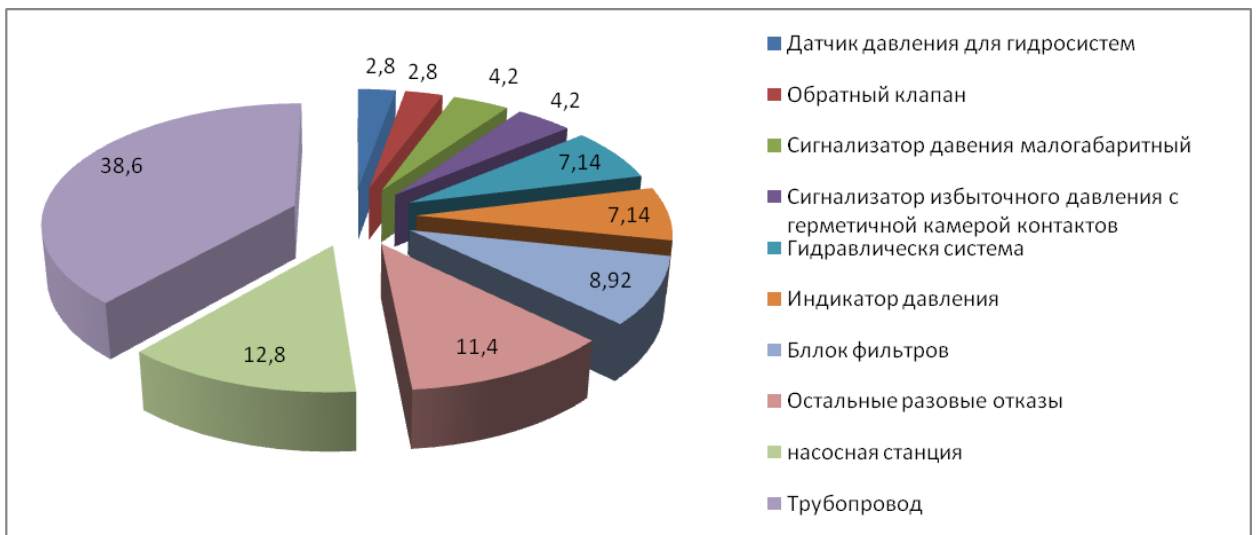


Рисунок 2.7 - Відмови гідросистеми парку літаків АН-140

Виходячи з отриманих статистичних даних можна виявити елементи гідросистеми, в яких виявлено найбільшу кількість відмов: трубопровід (38,6%), насосна станція (12,8%), блок фільтрів (8,92%), індикатор тиску (7,14%).

**Трубопроводи:** проаналізувавши дані в залежності від напрацювання в льотних годинах, кількості посадок і етапах виявлення можна скласти графіки:

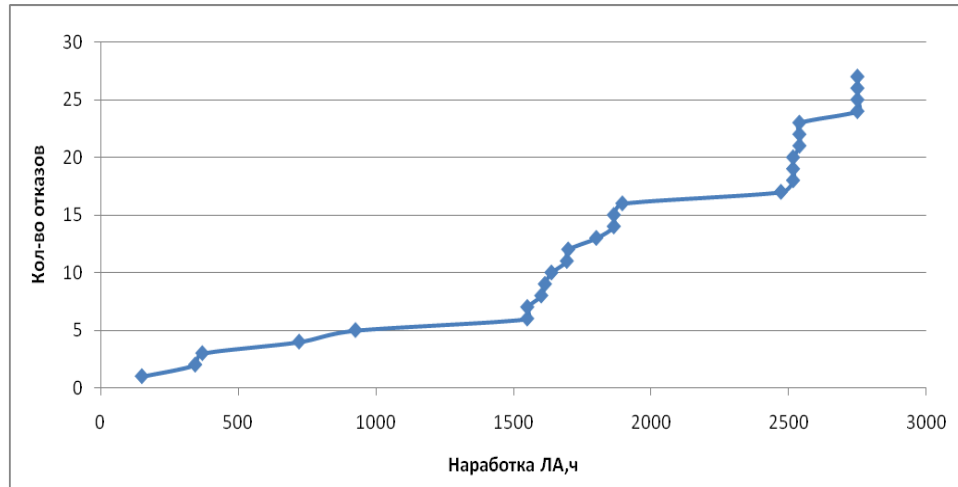


Рисунок 2.8 - Відмови трубопроводу в залежності від напрацювання ЛА в льотних годинах

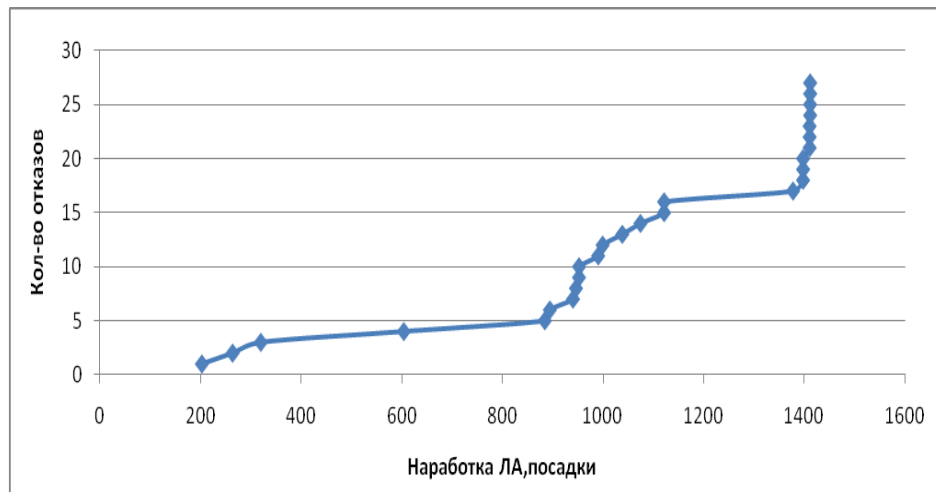


Рисунок 2.9 - Відмови трубопроводу в залежності від напрацювання ЛА за кількістю посадок

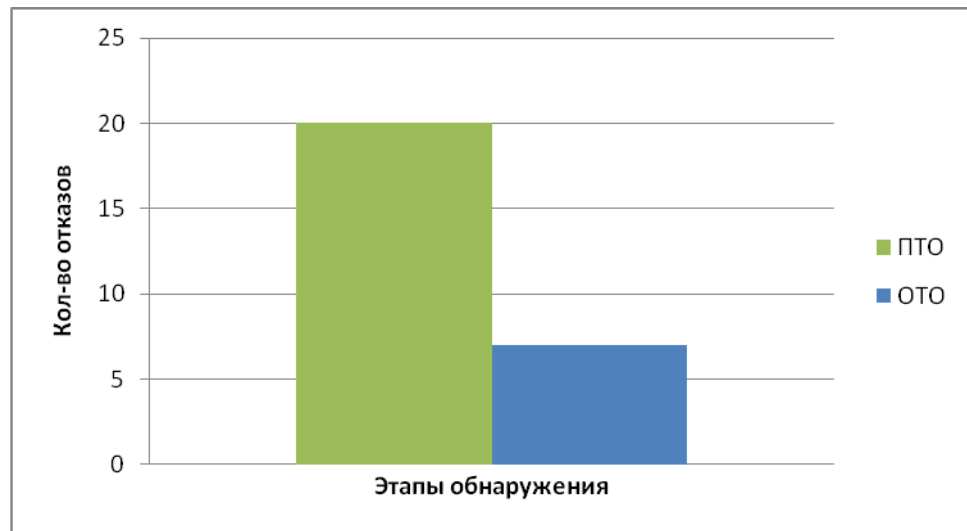


Рисунок 2.10 - Этапы виявлення відмов

*Причини відмов:* найбільша кількість відмов була пов'язана з тріщиною накидної гайки і як наслідок протікання гідрорідини, також при оглядах були виявлені забоїни і негерметичних в трубопроводах. У всіх випадках була проведена заміна трубопроводу.

*Електроприводна насосна станція НС-140:* проаналізувавши дані в залежності від напрацювання в льотних годинах, кількості посадок і етапах виявлення можна скласти графіки:

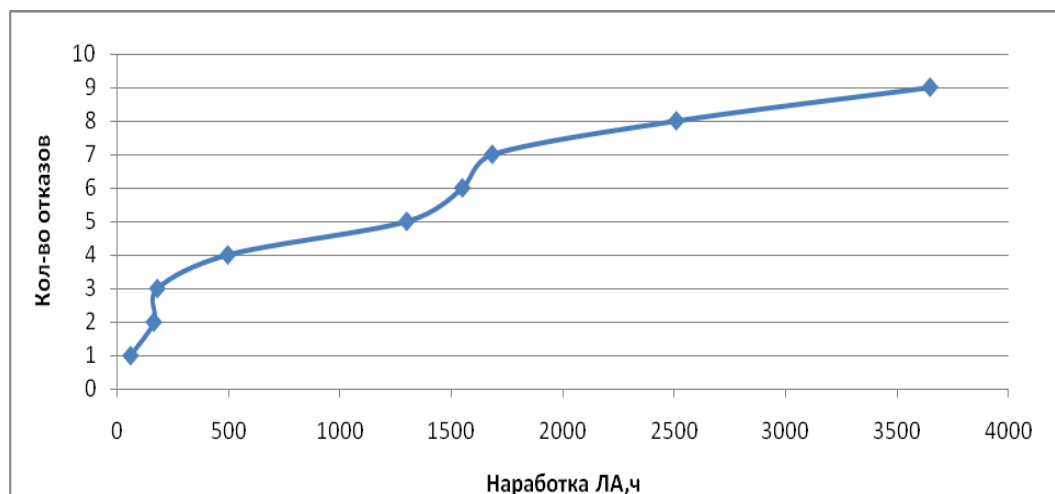


Рисунок 2.11 - Відмови насосної станції в залежності від напрацювання ЛА в льотних годинах

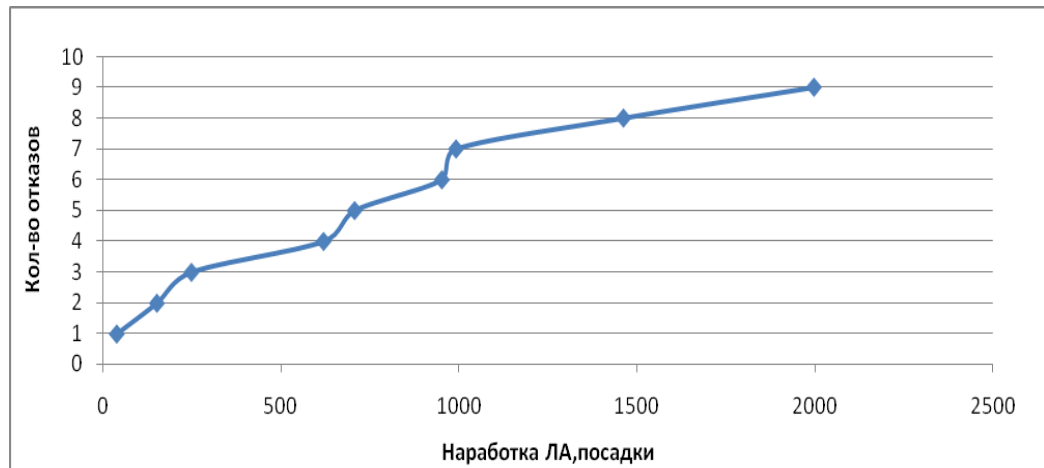


Рисунок 2.12 - Відмови насосної станції в залежності від напрацювання ЛА за кількістю посадок

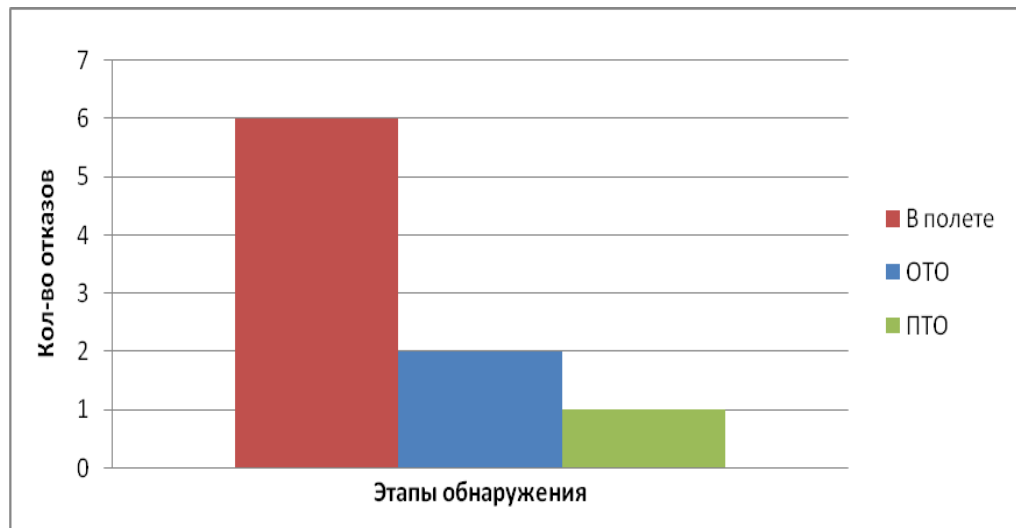


Рисунок 2.13 - Етапи виявлення відмов

*Причини відмов:* найбільша кількість відмов була пов'язана з не включенням НС-140 на етапі випуску шасі, а так само з великою кількістю сторонніх часток як металевого так і органічного походження в робочій рідині гідросистеми, що призвели до підклинювання золотника регулятора уявлення. Так само на різних етапах були виявлені недостатня герметизація комутатора та двигуна, повний знос щіток колекторного двигуна МП-2,2С2 (комплектуючого НС-140), вигорання частини щіткотримачів.

Всі відмови виявлялися в падінні тиску в гідросистемі і заклинювання окремих елементів (не прибирання шасі, а не випуск закрилків і т.д.). У більшості випадків була проведена заміна НС-140.

**Блок фільтрів QA 08077:** проаналізувавши дані в залежності від напрацювання в льотних годинах, кількості посадок і етапах виявлення можна скласти графіки:

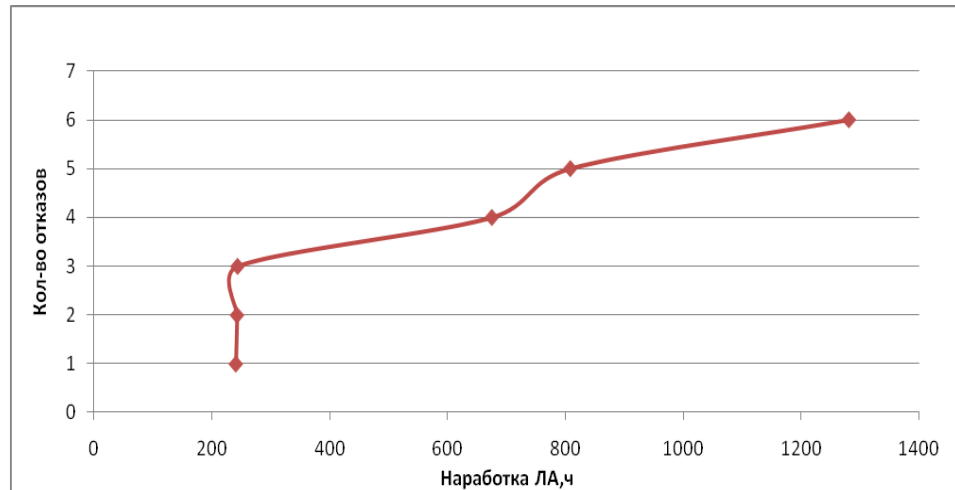


Рисунок 2.14 - Відмови блоку фільтрів в залежності від напрацювання ЛА з льотних годинах

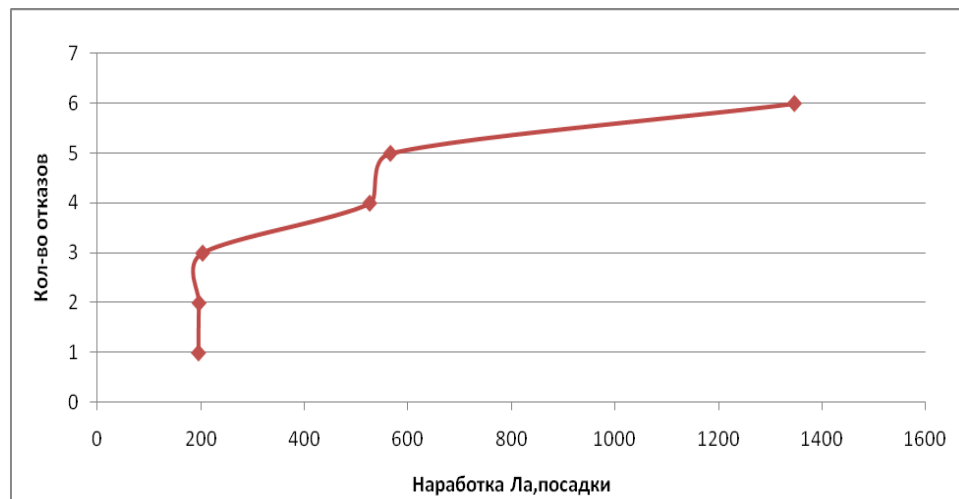


Рисунок 2.15 - Відмови блоку фільтрів в залежності від напрацювання ЛА за кількістю посадок

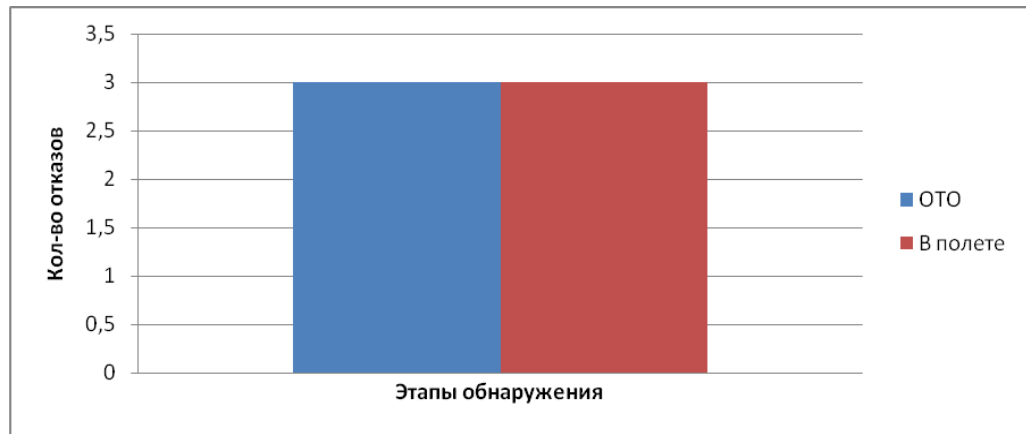


Рисунок 2.16 - Этапы выявления відмов

*Причини відмов:* найбільша кількість відмов була пов'язана зі спрацюванням сигналізатора засмічення фільтра. У більшості випадків було зроблено промивання бензином або заміну фільтроелемента.

*Індикатор тиску ІІ-250К:* проаналізувавши дані в залежності від напрацювання в льотних годинах, кількості посадок і етапах виявлення можна скласти графіки:

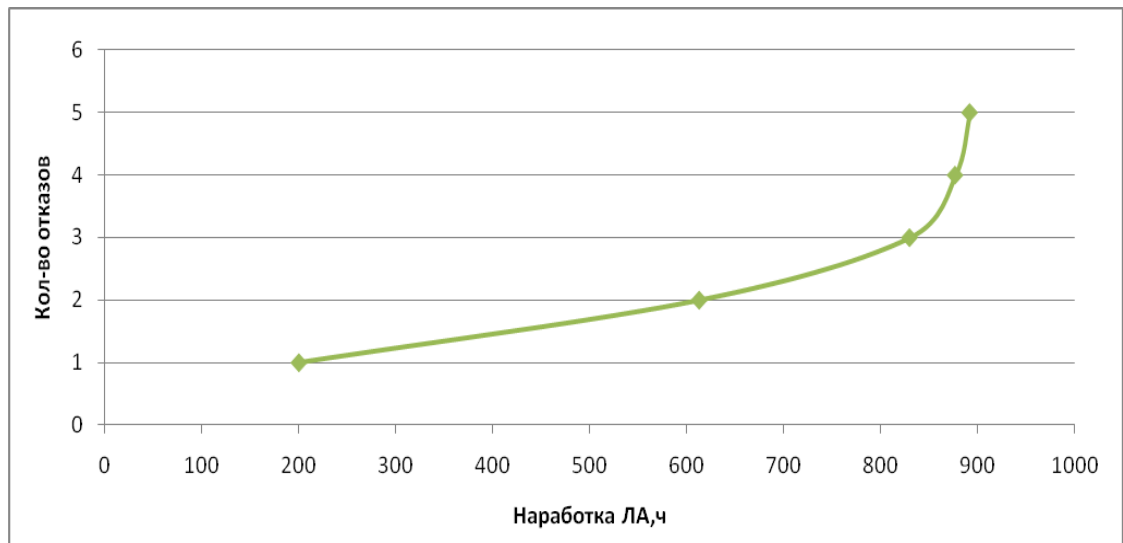


Рисунок 2.17 - Відмови індикатора тиску в залежності від напрацювання ЛА в льотних годинах

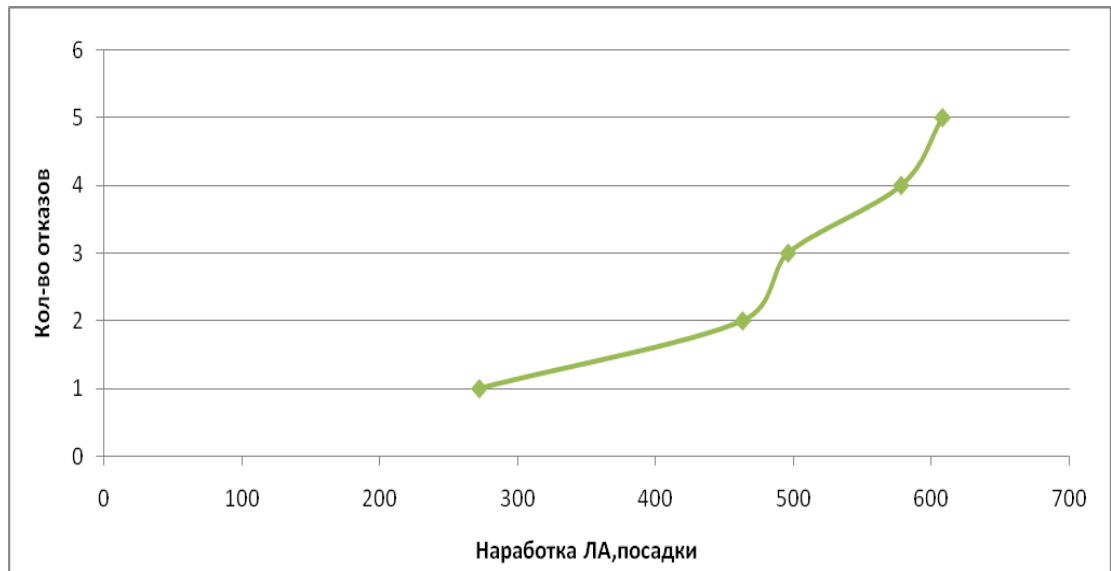


Рисунок 2.18 - Відмови індикатора тиску в залежності від напрацювання ЛА за кількістю посадок

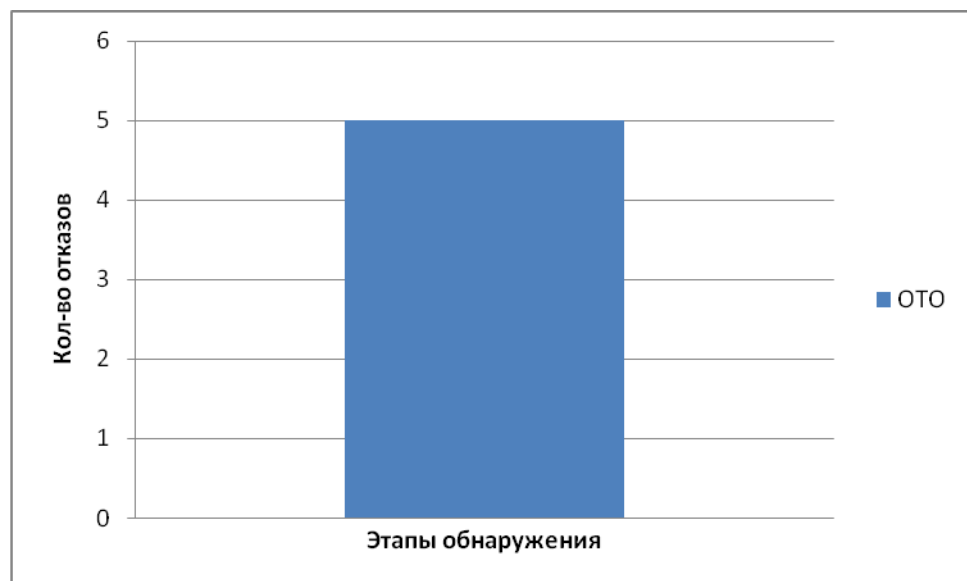


Рисунок 2.19 - Етапи виявлення відмов

*Причини відмов:* найбільша кількість відмов полягала в тому, що не працювали підсвітки індикатора тиску гідросистеми, а так само в декількох випадках були виявлені неправильні показання приладу. Всі неполадки були усунені шляхом заміни елемента підсвічування і заміни індикатора тиску.



## **2.4 Загальні положення регламенту технічного обслуговування проектаного літака**

Регламент технічного обслуговування є основним експлуатаційним документом, що визначає об'єкти обслуговування (системи, підсистеми, вироби), перелік і періодичність виконання робіт з технічного обслуговування літака.

Регламент передбачають наступні види ТО літака

- оперативне ТО;                      - ТО при зберіганні;                      - сезонне ТО.
- періодичне ТО;                      - спеціальне ТО;

Оперативне технічне обслуговування проводять безпосередньо перед вильотом та після посадки ЛА у базових, транзитних та кінцевих аеропортах.

Оперативне ТО включає наступні види робіт:

- по зустрічі ЛА – ВС;
- щодо забезпечення стоянки – ОС;
- з огляду та обслуговування (форми А1, А2, Б);
- щодо забезпечення вильоту – ОВ;

Роботи по зустрічі, забезпечення стоянки та забезпечення вильоту є допоміжними.

Роботи по зустрічі (ВС) виконуються безпосередньо після кожної посадки літака, а також під час постановки його на стоянку оперативного ТО. При навчально-тренувальних польотах роботи по зустрічі виконуються при чергових заправках літака паливом і в кінці льотного дня.

Роботи із забезпечення стоянки виконують при передачі літака від екіпажу до АТБ, якщо тривалість стоянки до чергового вильоту перевищує значення (2:00), встановлене регламентом для даного типу ЛА. Вони включають:

- перевірка установки під колеса гальмівних колодок;
- огляд літака на відсутність зовнішніх пошкоджень та прийом його від екіпажу;
- відключення всіх споживачів електроенергії;

- відключення аеродромного джерела живлення;
- встановлення заглушок та чохлаів на літак та закриття вхідних та аварійних дверей (люків) тощо.

Регламент технічного обслуговування (РТО) – основний документ, що визначає перелік, обсяг та періодичність робіт з ТО літака, його систем та комплектуючих. Виконуються безпосередньо перед кожним вильотом літака.

Форма А1 (Т) призначена для забезпечення безперервної працездатності літака. Ця форма виконується на проміжних аеродромах і здебільшого складається з робіт типу "огляд за маршрутом". Виконується:

- перед кожним польотом, якщо не потрібно виконання складнішої форми ТО;
- перед польотом після виконання періодичного ТО;
- при навчально-тренувальних польотах при черговому заправленні паливом;
- перед вильотом, якщо тривалість стоянки літака після виконання ТО становить від 12 годин до 5 діб.

Форма А2 (Е) виконується:

- у базовому або кінцевому аеропорту не рідше ніж один раз на дві доби (48 годин), якщо не потрібно виконання складнішої форми ТО;
- у базовому або кінцевому аеропорту після закінчення запланованих на поточну добу по літах при нальоті не менше 5 годин з моменту виконання попередньої форми А2 (Е) або Б (W);
- під час підготовки літака до польоту після простою більше 5 діб, якщо літак не ставився для зберігання;
- перед польотом після виконання спеціального ТО;
- після контрольного обльоту літака.

Форма Б (W) виконується в базовому або кінцевому аеропорту:

- один раз на 15 + 5 діб регулярної експлуатації (при виконанні хоча б одного польоту за добу), якщо не потрібно виконувати чергове періодичне

ТО. Вказаний термін може бути збільшений на кількість нельотної доби, але не повинен перевищувати 30 діб;

- перед польотом після зберігання;
- перед початком експлуатації літака після надходження його із заводу-виробника.

*Роботи, що виконуються при оперативному ТО гідросистеми літака:*

- перевірте рівень рідини в гідробаці;
- замініть цеоліт в фільтрі-осушувачі;
- перевірте наявність рідини в дренажному бачку насосної станції НС-140;
- перевірте стан сигналізації засмічення фільтроелементів в блоці фільтрів (QA 08077).

Періодичне ТО складається з:

- підготовчих робіт;
- основних і додаткових робіт;
- завершальних робіт.

Періодичне ТО призначається по нальоту літака в годинах і по календарному терміну експлуатації в місяцях і виконується:

- по нальоту - через кожні 500 + 50 годин нальоту. Відлік нальоту в годинах ведеться з початку експлуатації від цифр кратних 500 незалежно від того з яким допуском виконувалося попереднє періодичне ТО по нальоту;
- по календарному терміну експлуатації - через кожні  $(6 \pm 1)$  місяців.

Окремі роботи виконуються з іншою періодичністю:

- через кожні 3 міс. - по акумуляторних батареях;
- через кожні 400 + 80 посадок - по колесах шасі;
- через кожні 10 і 15 років - по пожежного обладнання;
- через кожні 300 + 60 годин нальоту - окремі роботи по двигуну ТВС-117ВМА-СБМ1 і гвинта АВ-140.

*Роботи, що виконуються при періодичному ТО гідросистеми літака:*

- огляньте зони компонування агрегатів гідросистем;

- перевірте чистоту робочої рідини;
- перевірте стан сигналізації засмічення фільтроелементів в блоці фільтрів QA 08077;
- перевірте тиск зарядки газових порожнин гідроаккумуляторів;
- перевірте працездатність насосної станції НС-140;
- перевірте наявність рідини в дренажному бачку насосної станції НС-140;
- перевірте правильність показань індикатора температури ІТ1П-60/260Б і сигналізації підвищення температури робочої рідини в гідробаку.
- перевірте правильність показань індикаторів тиску ІІ-250К (через кожні 1500 годин нальоту);
- перевірте мережу наддуву гідробака;
- перевірте роботу системи управління насосною станцією НС-140.
- перевірте роботу розподільника в блоці фільтрів QA 08077 (через кожні 2500 годин нальоту);
- перевірте сигналізацію зниження рівня рідини в гідробаку;
- перевірте щільність газової порожнин гідроаккумуляторів;
- перевірте внутрішню герметичність гідравлічної системи;
- перевірте роботу сигналізації відмови гідросистеми.

Через кожні 36 місяців перевірте якість робочої рідини.

Спеціальне ТО виконують у разі виникнення різких відхилень від умов нормальної експлуатації. Виконується після:

- польоту з перевищенням допустимих експлуатаційних перевантажень (у тому числі в зоні інтенсивної турбулентності атмосфери);
- грубої посадки і посадки до ЗПС;
- впливу на літак атмосферного електричного розряду;
- потрапляння літака в місто;
- потрапляння літака в снігову або пилову бурі або обмерзання (в польоті або на землі);
- зіткнення літака з птахами (чужорідним тілом);

- перерваного зльоту;
- після помпажа двигуна ТВЗ-117ВМА-СБМ1, безперервної роботи двигуна на злітному режимі понад 5 хвилин, після застосування надзвичайного режиму роботи двигуна;
- письмової заяви екіпажу про попадання літака в польоті в особливих умовах, що вимагають виконання спеціального ТО.

ТО літака при зберіганні виконується в залежності від календарних термінів зберігання і складається з наступних робіт:

- підготовка літака до зберігання;
- обслуговування літака через певні терміни зберігання;
- підготовка літака до польотів після зберігання.

## **2.5 Технологія обслуговування гідравлічної системи літака**

### **I. Загальні вказівки**

#### **I.1. Демонтаж і монтаж**

1. Перед зняттям агрегату або трубопроводу підніме тиск в гідросистемі і тиск наддуву в гідробаці. При роз'єднанні електричних роз'ємів знеструмте літак або за допомогою відповідного автомат захисту мережі.

2. При запобіганні та загортання накидних гайок трубопроводів в місцях їх приєднання до штуцерів притримуйте штуцера гайковим ключем.

3. Після зняття агрегатів встановіть заглушки на трубопроводи та зняті агрегати. Зробіть запис у паспорті агрегату про його напрацювання і причину зняття.

4. Перед відправкою знятого агрегату в ремонт законсервуйте його:

- робочу рідину з агрегату не зливайте;
- в отвори під прохідник долийте свіжу, не вживану робочу рідину, а потім злийте частина рідини (близько 20% від заповнюється обсягу) і заглуште отвори технологічними заглушками, знятими з поставленого

агрегату. Заглушки законтрить і опломбує пломбами. ПРИМІТКА. В агрегат, направляється на дослідження, рідина не доливайте;

- протріть зовнішні поверхні бавовняними серветками, змоченими в розчиннику "Нефрас С-50/170" (далі - Нефрас) і віджати;

- висушіть агрегат, протираючи його чистими бавовняними серветками з подальшою витримкою на повітрі протягом 5-10 хв;

- на підготовлені незабарвлені поверхні агрегату нанесіть гарматне масло, нагріте до температури 70-85 ° С, або мастило К-17 без нагріву (занурення не допускається);

- після застигання мастила агрегат оберніть в три шари конденсаторним або парафінованого папером і обв'яжіть шпагатом;

- перевірте в паспорті агрегату запис про його напрацювання і причину зняття, зауважте дату і термін консервації;

- законсервований агрегат покладіть в тару, яка звільнилася від поставленого агрегату, на дні якої повинен знаходитися мікастрічкових папір. Тару опломбує.

5. Перед установкою агрегату на літак перевірте за паспортом терміни консервації та зберігання агрегату. Якщо термін зберігання агрегату перевищує термін консервації, встановлювати агрегат на літак забороняється.

6. Звірте номер знову встановлюваного агрегату з номером у паспорті та переконайтесь у цілості контровки та наявності пломб.

7. Перед установкою агрегату на літак розконсервує його і підготуйте до монтажу:

- зніміть промаслений обгортковий папір;

- протріть агрегат, видаливши консервують мастило серветкою, змоченою нефрасом;

- відверніть заглушки і злийте консервуюче мастило;

- якщо агрегат отриманий без штуцерів, виверніть штуцера з знятого агрегату і вверніть їх в гнізда встановлюється агрегату;

- огляньте агрегат і переконайтеся, що різьблення і конусні поверхні штуцерів не мають пошкоджень, а ущільнювальні кільця наявні і цілі;
- залийте в агрегат чисту робочу рідину, не вживані, і, струшуючи агрегат, промийте його. Злийте з агрегату всю рідину і залийте знову;
- злийте частина рідини з агрегату (близько 20% від заповнюється обсягу) і встановіть на штуцери заглушки. Заглушки знімайте безпосередньо перед установкою агрегату на літак, пошкоджені ущільнювальні кільця замініть.

8. Перед встановленням на літак агрегатів, що кріпляться стяжними стрічками, перевірте стан прокладок на стрічках та ложементів та переконайтеся у відсутності пошкоджень стрічок.

9. Після приєднання до агрегату трубопроводів та електропроводки законтрив усі з'єднання дротом КО-0,8.

10. Після встановлення агрегатів перевірте за допомогою стандартного вимірювального інструменту наявність зазору між ними та поруч розташованими деталями. Зазор між агрегатом та нерухомими елементами конструкції (гладкими стінками, відбортуванням) повинен бути не менше 2 мм, між агрегатом і кромками отворів, а також виступаючими деталями конструкції - не менше 5 мм, а між агрегатом і рухомими елементами конструкції - щонайменше 8 мм.

11. При монтажі рукавів не допускайте їх скручування при приєднанні, для чого спочатку наверх накиньте гайку до упору, а потім - затягніть різьбову пару ключем, утримуючи другим ключем рукав від проворота за ніпель.

12. Після закінчення робіт по монтажу або демонтажу гідроагрегатів перевірте рівень рідини в гідробаку.

13. Після закінчення робіт по установці агрегату перевірте його роботу і переконайтеся у відсутності протікання із з'єднань штуцерів агрегату з трубопроводами і в місцях установки штуцерів на агрегаті.

14. Після перевірки працездатності перевірте чистоту робочої рідини відповідно до гл. 029.10.00, ТК і 501.

I.2. Усунення течі робочої рідини з різних з'єднань:

1. Потік у місцях з'єднань трубопроводів усувайте підтягуванням накидних гайок стандартними ключами у такому порядку:

- стравіть тиск у системі;

- розконтріть з'єднання;

- підтягніть гайку на 0,5 граней, притримуючи другим ключем штуцер (прохідник, кутник і т.п.);

- перевірте герметичність з'єднання під робочим тиском. Герметичність контролюйте протиранням з'єднань фільтрувальним папером. Сліди олії на папері не допускаються;

- закрийте та опломбуйте з'єднання.

Якщо підтягуванням гайки протікання не усувається, повністю стравіть даної магістралі гідросистеми, розберіть з'єднання та перевірте його деталі. Пошкоджені деталі замініть.

При з'єднанні трубопроводів, після заміни пошкоджених деталей, спочатку наверніть накидні гайки від руки на 2/3 довжини штуцерів, а потім поверніть їх до упору стандартним ключем.

Для забезпечення герметичності з'єднання додатково зробіть дозатяжку гайок:

- для штуцерів з алюмінієвих сплавів на 0,5-1 грань;

- для штуцерів з інших сплавів на 1,5-2,5 граней.

Відлік граней для дозатяжки здійсніть за раніше завданими ризиками.

Після дозатягування гайок перевірте герметичність з'єднання під робочим тиском. Герметичність контролюйте протиркою з'єднання фільтрувальним папером. Сліди мастила на папері не допускаються.

Закрийте та опломбуйте з'єднання.



2. Протікання з-під штуцерів агрегатів усуньте заміною гумових ущільнювальних кілець. Після усунення течі перевірте рівень рідини у гідробаку.

3. Видаліть робочу рідину, пролиту на агрегати і конструкцію в наступному порядку:

- видаліть рідину технічної серветкою;
- ретельно протріть серветкою, змоченою в нефрасу, забруднені місця;
- протріть сухою серветкою промиті місця.

4. Перевірте працездатність системи, якщо до її складу входили агрегати, облиті рідиною.

### I.3. Умови роботи насосної станції НС-140:

1. З метою економії моторесурсу насосної станції при наземних перевірках гідросистем включати станцію необхідно тільки на час роботи споживачів.

2. Перед включенням насосної станції створіть тиск наддуву в гідробаку (див 026.16.00, ТК №301).

3. Облік напрацювання насосної станції робите виходячи з умови, що за один типовий політ насосна станція відпрацьовує 20 хв.

*Видалення корозії на трубопроводах гідросистеми і відновлення лакофарбового покриття*

#### I. Видалення корозії на трубопроводах, виготовлений зі сталі:

1.1. Видаліть корозію жорсткими волосяними (або щетинними) щітками.

1.2. Зачистіть поверхню місця корозії шкіркою № 5 і 6 до отримання блискучої металевої поверхні. Між зачищеною поверхнею і поверхнею, не уражені корозією повинні бути плавні переходи.

1.3. Видаліть продукти зачистки серветками, змоченими нефрасом з добавкою антистатичної присадки "Сігбол" у кількості 0,002-0,004%. Протріть сухою серветкою і просушіть 20-30 хв.

1.4. Визначте повноту видалення корозії візуально за допомогою лупи 4-6-кратного збільшення.

2. Видалення корозії на трубопроводах, виготовлених з алюмінієвих сплавів:

2.1. Видаліть корозію жорсткими волосяними (або щетиними) щітками.

2.2. Зачистіть ділянки трубопроводів з корозією шкіркою №5, 6 до металевого блиску. Глибина зачистки повинно бути не більше 0,2 мм.

2.3. Видаліть продукти зачистки та знежиріть місця зачистки серветкою, змоченою нефраоом, а потім ацетоном. Сушіть після кожного знежирення 10-15 хв.

2.4. Визначте повноту видалення корозії.

3. Відновлення захисних покриттів на трубопроводах з алюмінієвого сплаву після видалення корозії:

3.1. Нанесіть на спустошену і знежирену поверхню один шар ґрунтовки ВЛ-02. Висушіть 1-1,5 год. при температурі від +12 до + 35 ° С.

3.2. Нанесіть один шар ґрунтовки АК-069 про 1,5% алюмінієвої пудри. Висушіть 1,5-2 год. при температурі від +12 до + 35 ° С.

3.3. Нанесіть один шар емалі ПФ-223 відповідного кольору. Висушіть 12-24 год при температурі від +18 до + 35 ° С. При температурі нижче 18 ° С час сушіння збільшується.

*Зарядка гідроаккумуляторів азотом.*

Зарядку гідроаккумуляторів азотом можна робити від уніфікованої газозарядної станції УГЗСМ-А-131 або від балона зі стисненим азотом.

I. Зарядка гідроаккумулятори азоту від УГЗСМ-А-131 (УГЗС):

1.1. Підготуйте УГЗС до роботи. Перевірте документацію на азот. Рукав для зарядки і його наконечник не повинні мати механічних пошкоджень. Газові порожнини гідроаккумуляторів повинні заряджатися технічним азотом другого сорту з точкою роси не вище мінус 35 ° С при тиску 150 кгс/см і вище.

1.2. Відкрийте люк 740-4К у правому обтічнику шасі для доступу до гідроаккумулятору загальної мережі та люк у передньому лівому техвідсіку із фюзеляжу для доступу до гідроаккумулятора гальм.

1.3. При включеному бортовому електроживленні стравіть тиск рідини з гідросистеми та гідроаккумулятора гальм.

1.4. Зніміть заглушки та приєднайте рукав УТЕС до зарядного клапана на гідроаккумуляторі. Відкриєте зарядний клапан гідроаккумулятора, обертаючи гайку клапана проти годинникової стрілки.

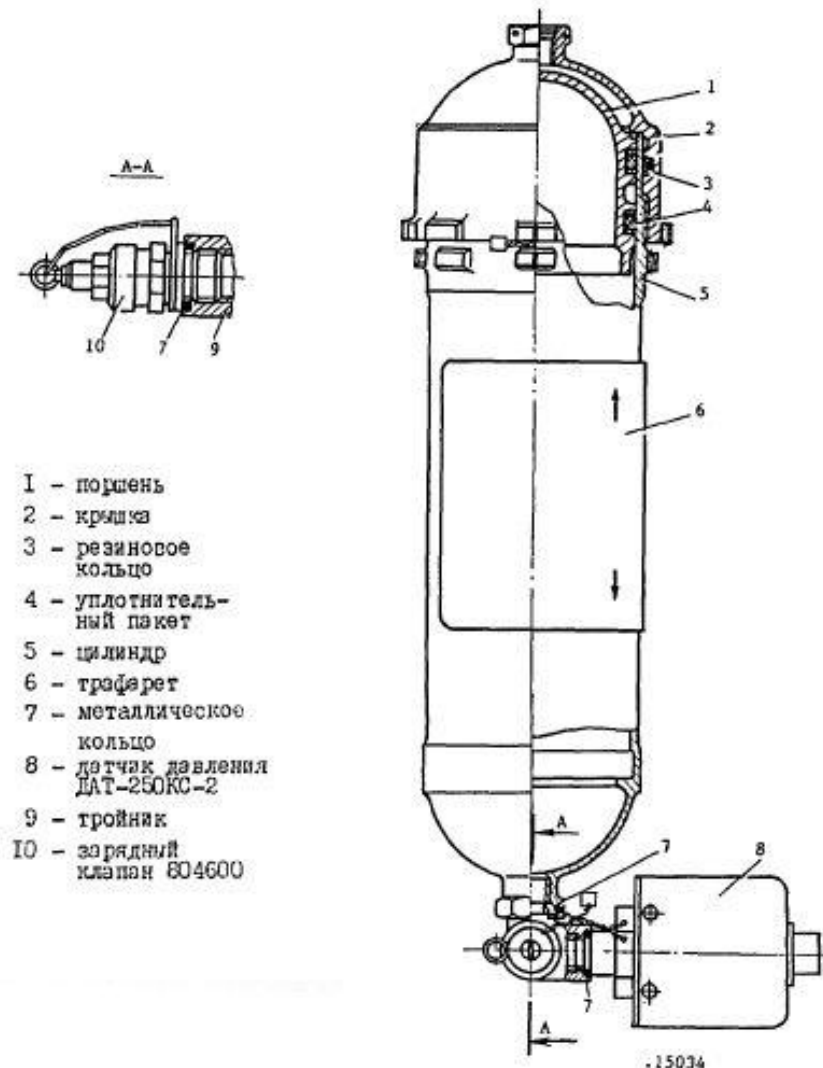


Рисунок 2.20 - Гідроаккумулятор

1.5. Плавно підвищуючи тиск азоту на вході в гідроаккумулятор, доведіть тиск азоту в гідроаккумуляторі до  $(60 + 5)$  кгс/см<sup>2</sup>.

1.6. Закрийте зарядний клапан гідроаккумулятора, обертаючи гайку клапана за годинниковою стрілкою, і закрийте уявлення тиску в гідроаккумулятора.

1.7. Стравіть тиск азоту в рукаві УГЗС і від'єднайте рукав від зарядного клапана гідроаккумулятора. Встановіть заглушку на зарядний клапан та законтріть.

1.8. Закрийте люк в техотсеке 113 фюзеляжу і люк 740-4К в правому обтічнику шасі.

2.2. Зарядка гідроаккумулятора від балона зі стисненим азотом:

2.1. Огляньте пристосування для зарядки гідроаккумуляторів азотом. Перевірте документацію на азот. Газові порожнини гідроаккумуляторів повинні заряджатися технічним азотомт другого сорту з точкою роси не вище мінус 35 ° С при тиску 150 кгс/см і вище.

2.2. Виконайте роботи, зазначені в пп. 1.2, 1.3.

2.3. Відверніть заглушки і приєднайте до зарядного клапана гідроаккумулятора за допомогою пристосування балон з азотом. Відкрийте вентиль балона.

2.4. Відкрийте зарядний клапан гідроаккумулятора, обертаючи гайку клапана проти годинникової стрілки і плавно відкриваючи зарядний кран пристосування, доведіть тиск азоту в гідроаккумуляторі до 60 +5 кгс/см<sup>2</sup>.

2.5. Закрийте зарядний клапан гідроаккумулятора, обертаючи гайку клапана за годинниковою стрілкою, і закрийте вентиль балона.

2.6. Стравіть тиск азоту з пристосування через кран стравлювання і від з'єднайте пристосування від балона і зарядного клапана гідроаккумулятора.

2.7. Встановіть заглушку на зарядний клапан гідроаккумулятора та законтріть.

2.8. Виконайте роботи, зазначені в п. 1.8.

*Заміна робочої рідини в гідросистемі:*

1. Підніміть літак на висоту, що забезпечує прибирання шасі.

2. Увімкніть бортове електроживлення.

3. Стривайте тиск рідини з гідросистеми та гідроаккумулятора гальм, попрацювавши рукояткою аварійного гальмування та педалями основного гальмування коліс шасі.

4. Злийте робочу рідину з гідробака.

5. Перевірте стан сигналізації засмічення фільтроелементів в блоці фільтрів QA 08077 і замініть фільтроелемент фільтра, в якому відбулося спрацювання сигналізації засмічення.

6. Заправте гідробак робочою рідиною.

7. Увімкніть насосну станцію, встановивши перемикач "НС" в положення "ручний" і заповніть робочої рідиною порожнини виконавчих механізмів. При включенні споживачів гідросистеми не повинно бути ривків і тряски.

8. Вимкніть насосну станцію.

9. Повторіть операції по пп. 4 - 8.

10. Перевірте стан сигналізації засмічення фільтроелементів в блоці фільтрів QA 08077.

11. Перевірте чистоту робочої рідини.

12. Дозаправте гідробак робочою рідиною.

13. Вимкніть бортове електроживлення.

14. Опустіть літак і заберіть гідропідйомники.

*Заміна фільтроелементів в блоці фільтрів QA 08077:*

I. Зняття:

1.1. Відкрийте люк 740-4М в правому обтічнику шасі.

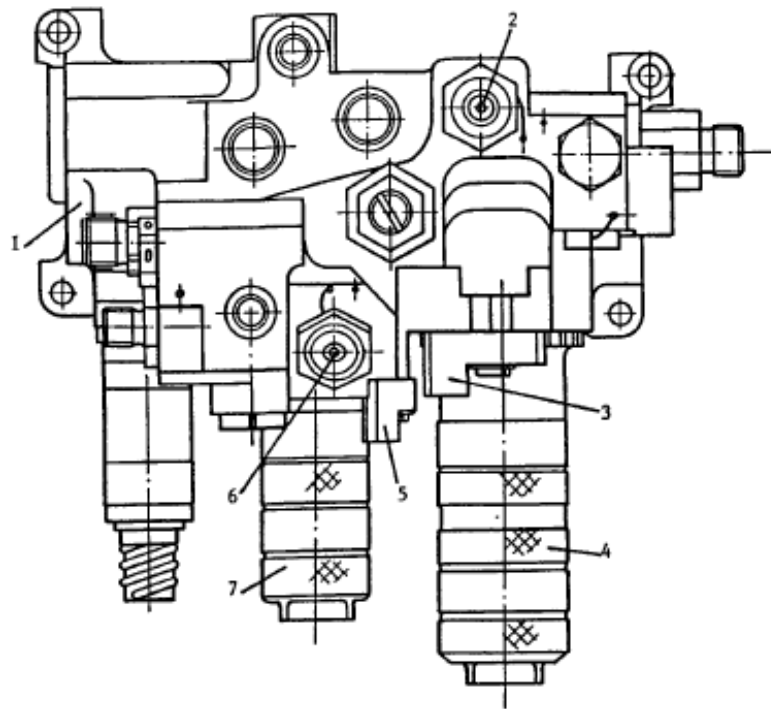
1.2. Пильнуйте тиск рідини в гідросистемі, попрацювавши педалями основного гальмування та рукояткою аварійного гальмування коліс шасі.

1.3. Стривайте тиск наддуву з гідробака. Підставте ємність під блок фільтрів.

1.4. Натисканням "на вільне плече стопора або виведіть його із зачеплення із зубчастим сектором склянки або та виверніть склянку разом із фільтроелементом з корпусу блоку фільтрів.

1.5. Злийте робочу рідину зі склянки, притримуючи фільтроелемент від випадання.

1.6. Витягніть фільтроелемент зі склянки, огляньте фільтроелемент і внутрішню порожнину склянки. Не допускаються металева стружка і частки гуми або фторопласту на фільтроелементі і в склянці.



- 1 - корпус
  - 2 - сигнализатор засорения фильтра сливной магистрали
  - 3 - стопор
  - 4 - стакан фильтра сливной магистрали
  - 5 - стопор
  - 6 - сигнализатор засорения фильтра напорной магистрали
  - 7 - стакан фильтра напорной магистрали
- БЛОК ФИЛЬТРОВ QA 08077

Рисунок 2.21 - Блок фільтрів

## 2. Встановлення:

2.1. Промийте в чистій гасі або нефрасі відстійну склянку фільтра. Ополосніть внутрішню порожнину склянки чистою робочою рідиною.

2.2. Розпакуйте новий фільтроелемент і огляньте його.

2.3. Встановіть новий фільтроелемент у склянку, змастіть поверхні, що труться, і різьблення чистою робочою рідиною.

2.4. Утримуючи стопор або у натиснутому положенні, вкрутіть склянку з фільтра елементом у корпус блоку фільтрів до упору та відпустіть стопор. Склянка повертайте від руки.

2.5. Натисканням пальця втопите сигналізатор або засмічення фільтра в його гніздо в корпусі блоку фільтрів.

2.6. Перевірте рівень рідини в гідробаку.

2.7. Перевірте за допомогою фільтрувального паперу герметичність з'єднання склянки з корпусом блоку фільтрів при робочому тиску рідини в системі.

2.8. Закрийте люк 740-4М в правому обтічнику шасі.

*Перевірка чистоти робочої рідини:*

1. Відкрийте люк 740-4К в правому обтічнику шасі.

2. Стравіть тиск наддува з гідробака.

3. Протріть чистою серветкою вихідний отвір зливного крана гідробака.

4. Злийте з гідробака через зливний кран 150-200 см<sup>3</sup> відстою робочої рідини в прозору ємність для візуального контролю чистоти, а потім в окрему ємність ще 150-200 см<sup>3</sup> для перевірки рідини методом фільтрації.

5. Візуально перевірте чистоту робочої рідини.

6. Профільтруйте через серветку з батисту в прозору ємність відібрану робочу рідину для визначення її чистоти. При огляді батистовою серветкою допускаються:

- легке потемніння гуми; тканини від розчинних частинок фосфату і нальоту сажі;

- м'які, легкоруйнівні утворення, що виникли внаслідок коагуляції дрібніших частинок, що є продуктами приробітку гумових ущільнень;

- окремі дрібні блискітки, що потрапили в робочу рідину в процесі опрацювання рухомих елементів в агрегатах.

7. Дозаправте гідробак робочою рідиною.

8. Закрийте люк 740-4К в правому обтічнику шасі.

## Висновки

Для попередження відмов в роботі агрегатів гідросистем, необхідно приділяти більшу увагу на забезпечення контролю чистоти робочої рідини.

Забруднення робочих рідин гідросистем різними домішками знижує надійність і термін служби гідроагрегатів. Залежно від ступеня чистоти рідини термін служби гідроагрегатів може бути збільшений або знижений в кілька разів.

Також необхідно докладніше відноситися до контролю чистоти і герметичності фільтрів в процесі експлуатації.

В процесі фільтрації рідини відбувається засмічення елемента (ФЕ), що фільтрує. При цьому знижується пропускна здатність ФЕ через забруднення порових каналів, погіршується тонкість очищення внаслідок проходження частини рідини через пропускні клапани при збільшенні перепаду тисків на фільтрі або втрати ним герметичності при деформації (руйнуванні). Отже, при ТО гідросистем необхідно виконувати періодичний контроль чистоти і герметичності фільтроелементів.

При експлуатації трубопровідних магістралей необхідно приділяти велику увагу на культуру технічного обслуговування, через погане її рівня виникають пошкодження трубопроводів. Низька якість технічного обслуговування найчастіше є причиною відмов гідросистем, і може призводити до небажаних наслідків.



### 3. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

Безпека польотів (БП) є комплексною характеристикою повітряного транспорту та авіаційних робіт, яка визначає здатність виконувати польоти без загрози для життя і здоров'я людей.

Забезпечення безпеки польотів цивільних ПС - складна проблема, яка вирішується спільними зусиллями виробників цивільної авіаційної техніки та експлуатантами. Рівень безпеки польотів визначається ймовірністю того, що в польоті не виникне така особлива ситуація, як катастрофа.

Авіаційною подією (АП) називають подію, пов'язану з використанням ПС. Вона відбувається з того моменту, коли людина ступила на борт ПС з наміром здійснити політ, і до моменту, коли всі люди, які перебували на борту, покинули його. АП викликається порушенням нормального функціонування ПС, екіпажу, служб управління і забезпечення польотів, а також впливом зовнішніх умов, в результаті чого настав один з таких випадків:

1. Хоча б одна людина, яка перебувала на борту, загинула або його здоров'ю завдано збитків, від яких настала смерть протягом 30 діб з моменту події;
2. ПС отримало пошкодження силових елементів планера або здійснило посадку на місцевість, евакуація з якої технічно неможлива або недоцільна;
3. Хоча б одна людина, яка перебувала на борту, зникла безвісти і його офіційні пошуки припинені.

До АП не належать такі події:

1. Загибель людини, яка перебувала на борту ПС, в результаті умисних або необережних дій самого потерпілого або інших людей, але не пов'язана з функціонуванням ПС;

2. Загибель людини, що самовільно проникла на борт ПС і ховається поза зонами, куди відкритий доступ пасажирам та членам екіпажа.

Катастрофа - це АП, яке призвело до загибелі або зникнення безвісти людей з числа, що знаходились на борту ПС, у разі отримання ними тілесних ушкоджень зі смертельними наслідками під час перебування на борту ПС, безпосереднього зіткнення з будь-якою частиною ПС (в тому числі і з тієї, яка відокремилася від ПС) і безпосереднього впливу струменя газів реактивного двигуна, а також безслідне зникнення ПС.

### **3.1 Фактори, що впливають на безпеку польотів**

Фактори, які проявляються в АП та інциденти: рівень кваліфікації командно-керівного складу, служби керування повітряним рухом, екіпажем і інженерно-авіаційними службами; стан матеріально-технічного забезпечення служб (метеорологічної, аеродромної, світлотехнічної, організації перевезень, паливно-мастильних матеріалів); правильність рішень; дотримання технології виробництва; якість ТО. Сюди відносяться також відмови елементів функціональних систем і умови, пов'язані з діяльністю людини, недоліками АТ і впливом зовнішнього середовища.

Аналіз причин АП та інцидентів свідчить, що в більшості випадків в процесі розвитку АП виникають події, які послідовно ускладнюють ситуацію в польоті. За статистичними даними, понад 70% АП обумовлені виникненням в польоті сукупності несприятливих факторів. Як правило, це сукупність декількох факторів, пов'язаних з діяльністю екіпажу, функціональної ефективністю ПС і умовами зовнішнього середовища. Ілюстрацією цього служить рис. 3.1, де  $X$  - функціональна ефективність ПС;  $Y$  - функціональна діяльність екіпажу;  $Z$  - умови зовнішнього середовища. Конкретний політ визначається положенням точки  $G$  на поверхні  $S$ . Поверхня  $S$  розділяє весь простір на два підмножини. Внутрішній простір відповідає безпечного польоту, а зовнішнє - аварійної або катастрофічної ситуації.

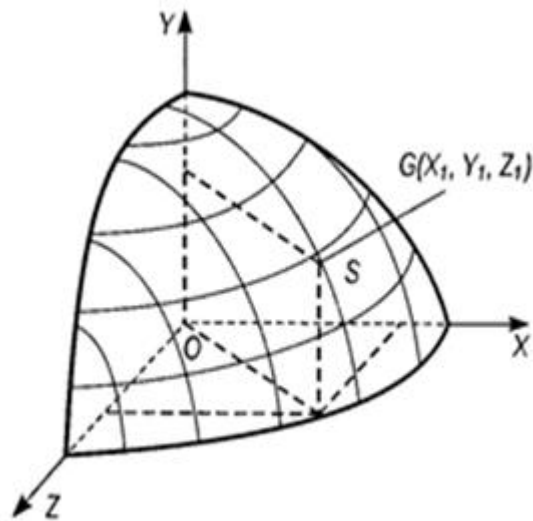


Рисунок 3.1 - Багатофакторна модель безпеки польотів

Процес розвитку негативного явища, яке закінчується авіаційним подією, в більшості випадків може мати кілька причин, які послідовно ускладнюють ситуацію і призводять до авіаційного події.

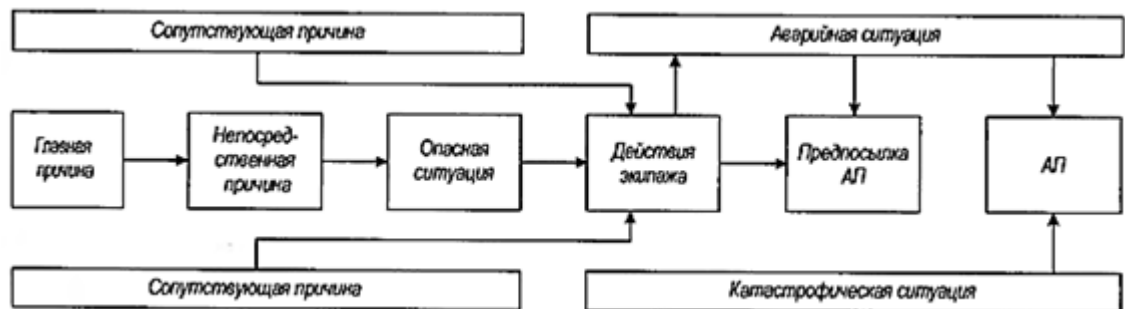


Рисунок 3.2 - Схема розвитку авіаційної події як складного події

### 3.2 Вплив людського фактору на безпеку польотів

Через процеси глобалізації, стрімких економічних трансформацій, наростаючого темпу життя людства в світі, все більше вільного переміщення трудових ресурсів, інтенсивної комунікації та ділової взаємодії стає затребуваною можливість значної маси людей швидко переміщатися на

великі відстані за короткий час. Не дивно, що інтенсивність повітряного руху і обсяги авіаційних перевезень неухильно ростуть, і тим більшого значення набувають питання безпеки польотів. Країнами, авіакомпаніями, міжнародною спільнотою в цілому зроблено багато для зменшення втрат, пов'язаних з використанням авіації, але тим не менше кількість АП, що завдають матеріальних збитків або навіть людей, що забирають життя, залишається на високому рівні. За даними Aviation Safety Network, кількість АП не є постійною з року в рік і за 1996-2006 рр. зменшилася, але число жертв, як і раніше, велике. Статистика показує, наскільки актуальні зусилля всіх фахівців, пов'язаних з авіацією, спрямовані на те, щоб визначити, скасувати або максимально зменшити вплив причин, що викликають АП. Підвищуються вимоги до безвідмовності техніки, апаратури, агрегатів і авіаційних систем, створюються, впроваджуються і використовуються новітні авіаційні матеріали і технології, удосконалюється інформаційне забезпечення роботи льотчика і авіадиспетчера, їх професійний відбір і навчання. Але зменшення кількості АП відбувається не так швидко, а доля АП внаслідок помилки людини зростає.

Поняття «людський фактор» міцно увійшло в авіаційний лексикон, і, на жаль, саме в зв'язку з негативними моментами науково-технічного прогресу. Людський фактор - інтегральна характеристика предметно-просторового середовища, яка обумовлена специфікою життєдіяльності людини (групи людей) і визначає впливу людини (групи людей) на функціонування соцтехнічної системи. Перш за все, про нього згадують у зв'язку з антропогенними аваріями і катастрофами. Свого часу під цим фактором розуміли психічні процеси, стани, властивості і якості людини, які визначають ефективність його діяльності як оператора. В авіації за людський фактор зазвичай розуміють сукупністю особистих, медичних і біологічних факторів, які визначають оптимальні умови експлуатації повітряних суден та управління повітряним рухом. На сучасному етапі розвитку науки це поняття розглядається в рамках ергономічного підходу системно і міждисциплінарно.

Таким чином, людський фактор і ергономіка - комплементарні поняття, перше з яких ставить проблему, а друге пропонує адекватні шляхи її вирішення. Під ергономікою розуміється науково-практична дисципліна, що комплексно вивчає людину і його діяльність, використовувані засоби і знаряддя, а також навколишнього середовища в процесі їх взаємодії з метою забезпечення ефективності, безпеки та комфорту життєдіяльності людини. Ця позиція широко відображена в міжнародних методичних матеріалах, присвячених людського фактору.

При більш глибокому аналізі, як правило, поняттям «людський фактор» охоплюється весь комплекс факторів, пов'язаних з матеріальними і духовними умовами життєдіяльності людей і впливають на ефективність виробництва. Зокрема, розглядаються:

- мотивації і цінності персоналу, детермінанти працездатності, поведінкові особливості;
- особливості прийняття рішень і інших пізнавальних психічних процесів;
- використовувані інформаційні технології (засоби зв'язку, програмне забезпечення), документація;
- особливості компонування обладнання на робочому місці;
- система професійного відбору та підготовки персоналу.

Треба відзначити, що хоча людський фактор є для сучасної авіації складною проблемою, але в той же час це джерело надій і невикористаних резервів. Як зазначив Гунар К. Фалгрєн, представник робочої групи ІАТА, виступаючи на Симпозіумі ІСАО з проблем безпеки польотів: «Ми часто чуємо і вважаємо, що 75% авіаційних пригод пов'язані людським фактором, але можна вважати, що завдяки саме людського фактору інші причини авіаційних подій зараз складають тільки 25%».

Багатоаспектність цього поняття вимагає розгляду на підставі наукових знань, роблячи поправку на умови, в яких люди живуть і працюють,

особливості їх взаємодії з літальним апаратом, нормативами, правилами, навколишнім середовищем, а також між собою в спільну діяльність.

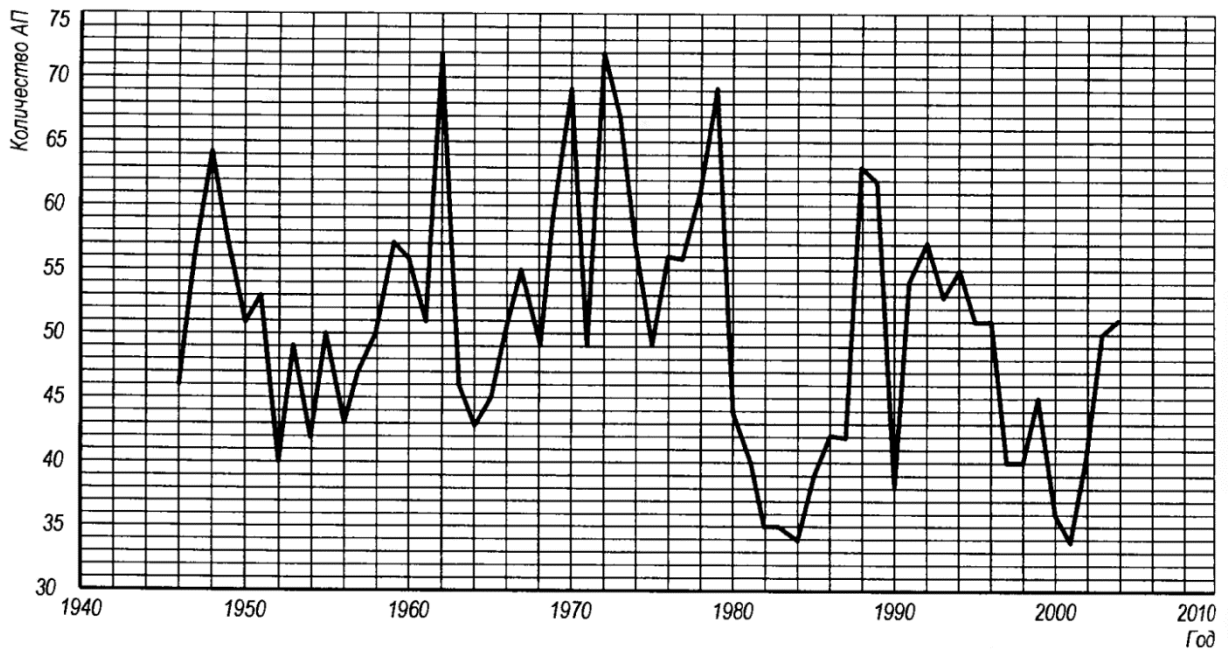


Рисунок 3.3 - Динаміка кількості авіаційних подій з 1945р.

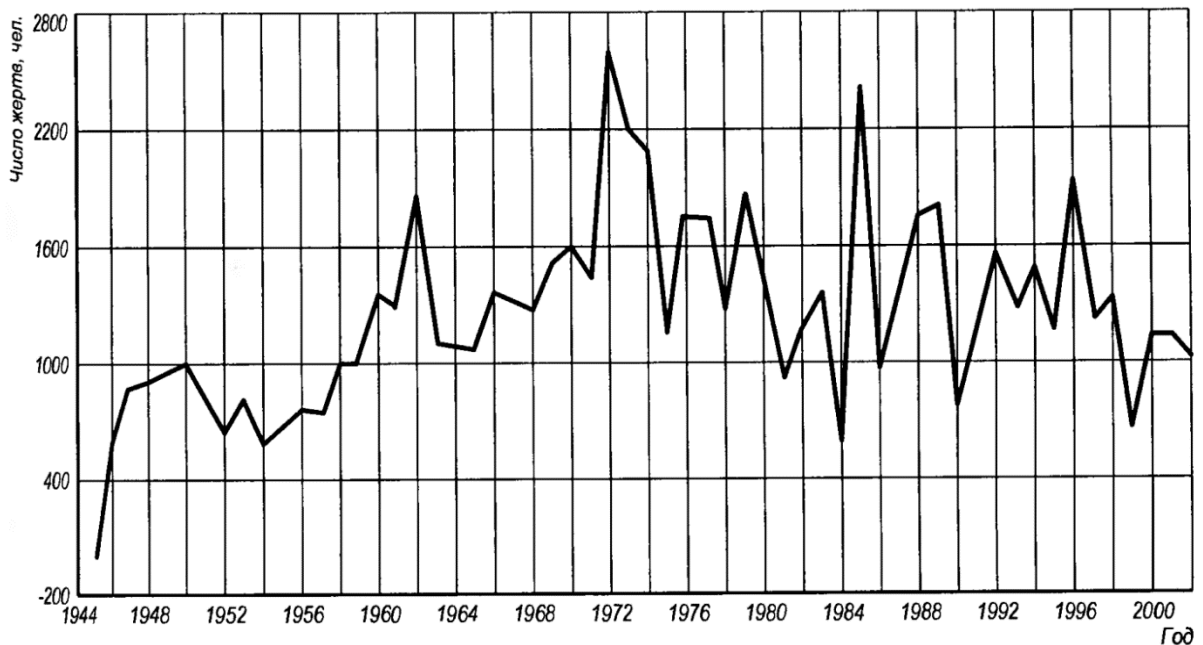


Рисунок 3.4 - Динаміка кількості загиблих в авіаційних подіях з 1945р. (В дані за 2001-2004 рр. Включені тільки АП в цивільній авіації і не враховані події 11 вересня 2001 р. У Нью-Йорку)

Обидва поняття пов'язані з системою «людина-техніка-середовище» (СЛТС), яке визначається як система, що містить взаємодії між собою склад-рами: людини, технічні засоби діяльності і середовище, в якій діяльність реалізується. Безпека СЛТС - рівень ергономічного СЛТС, що відображає загальну безпеку СЛТС для здоров'я людей, безпеку діяльності людини і безпечність використаних технічних засобів.

Як зазначалося вище, відмова техніки не завжди стає причиною льотних пригод. Для зменшення кількості відмов розробляються нові технології, створюються системи дублювання і резервування обладнання та апаратури, якщо їх безвідмовність не може бути забезпечена на належному рівні. Рівень же надійності людини в ергатичних системі характеризується певною нестабільністю. При цьому, через завжди існуючої ймовірності виникнення позаштатних ситуацій внаслідок сукупності малоймовірних обставин, в тому числі і не передбачених інструкціями і керівництвами, саме на людину покладаються надії на їх благополучне подолання.

Тому в практичній діяльності важливо спиратися на адекватні принципи і концепції забезпечення професійної надійності авіаційний персоналу. Зростає необхідність більш враховувати психофізіологічні можливості людини і їх обмеження, оскільки вони еволюціонують і розвиваються значно повільніше, ніж можливості техніки і технологій. Вплив природних біологічних ритмів і геофізичних факторів на людину, природні коливання психофізіологічних параметрів його стану разом з вищезгаданими причинами створюють принципову неможливість забезпечити абсолютну безпомилковість дій персоналу, який бере участь в забезпечення повітряного руху.

Аналіз структури помилкових дій свідчить, що в переважній більшості вони є наслідком дій персоналу, має достатні здоров'я, кваліфікацію і мотивацію. За 1996-2006 рр. У цивільній авіації, представленим ІКАО, помилки льотного персоналу, які привели до АП з людськими жертвами і до руйнування літака, кваліфікувалися за 11 категоріями (рисунок 3.5).

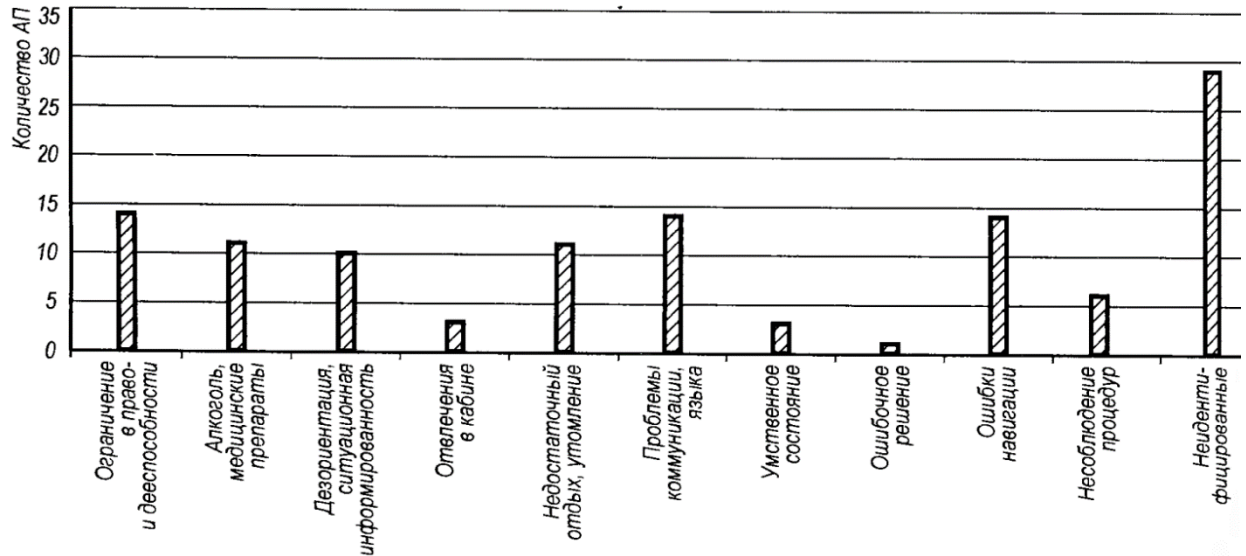


Рисунок 3.5 - Кількість АП в структурі прояву людського фактору (1947-2004 рр.)

У деяких випадках причини помилок - конструктивні недоліки устаткування, неадекватність процедур, недоліки підготовки або інструктажі персоналу перед початком експлуатації. Але основні аспекти людського фактору це діяльність людини, його поведінка і межі можливостей. Значну частку АП становить перебільшена довіра льотного персоналу до інформації, що надходить від обладнання, що є наслідком неадекватного розподілу функцій між людьми і технічними засобами. Втрати через неоптимальність людської діяльності зросли настільки, що зневажливе ставлення до людського фактору в подальшому неприйнятно.

Відзначаються наступні основні групи причин АП та інцидентів: технічна несправність ЛА, складні метеорологічні умови; помилки пілотування; зіткнення ЛА з перешкодою або іншим ЛА через порушення пілотажного-навігаційних умов польоту; застосування засобів ураження (для військової авіаційної техніки); тероризм і саботаж для цивільних повітряних суден; неадекватність функціонального стану льотчика.



Три з семи груп причин безпосередньо пов'язані з людським фактором, інші є зовнішніми по відношенню до пілота, але в деяких випадках можуть бути компенсовані їм в залежності від кваліфікації, досвіду і стану на момент АП або авіаційного інциденту (АІ). Результати розслідування АП свідчать, що практично кожен випадок проходить певні стадії розвитку нештатної ситуації через відмову техніки, який зазвичай може бути усунений або локалізований, або помилки екіпажу: перехід її в аварійну, а потім, в разі несвоєчасних, неправильних дій екіпажу або їх відсутності - в катастрофічну.

У кожній конкретній ситуації резерв часу на прийняття заходів щодо попередження АП може бути обмеженим. У той же час експерти знаходять при ретроспективному аналізі ознаки як мінімум небезпечного розвитку ситуації. Іншими словами, діагностичні ознаки перших 6 груп можуть бути формалізовані і ідентифіковані в реальному масштабі часу.

Значно гірше вирішується питання оцінки функціонального стану пілота. Заміна приборів безпосереднього вимірювання на інтегровані комп'ютеризовані системи породжує нові проблеми людського фактору, пов'язані з когнітивними можливостями людини, особливо в надзвичайних ситуаціях.

З людським фактором можуть бути пов'язані втрати не тільки через льотні події, а й через низьку ефективність праці, що характеризується співвідношенням трудовитрат і досягнутого результатного обліку знань в області людського фактору, в значній мірі страждає ефективність системи авіаперевезень, в певних випадках опускаючись нижче прийнятного рівня. Взаємозв'язок людського фактору з ефективністю використання авіаційної техніки можна проілюструвати такими прикладами:

- підвищення професійної надійності і працездатності фахівців з управління повітряним рухом покращує економічні показники використання повітряних трас і ешелонів;

- підвищення ефективності медичного, психологічного і ергономічного забезпечення діяльності персоналу сприяє оптимізації його функціонального стану і професійному довголіттю;

- оптимальне компонування кабін ЛА і ергономічність приладового обладнання дозволяють знизити рівень стомлюваності екіпажів, підвищена ефективність їх діяльності;

- продумана організація взаємодії фахівців і служб різних відомств скорочує час пошуку та надання допомоги постраждалим під час авіаційних аварій та катастроф;

- ефективність діяльності людини залежить від його мотивації, що характеризується різницею між тим, що і як людина може зробити, і тим, що він робить реально;

- ефективність екіпажу в значній мірі залежить від лідерських якостей командира і його вміння управляти роботою команди, а також від уміння членів екіпажу будувати оптимальні взаємини один з одним; важливе значення в цивільній авіації має також вміння борт-провідників знаходити взаєморозуміння з пасажирами і впливати на їх поведінку, особливо в позаштатних ситуаціях.

### **Висновки**

Безпека авіації - це комплексна категорія, яка охоплює всі елементи системи «людина-техніка-середовище». У загальному випадку вона розглядається як комплексне властивість авіаційної транспортної системи виконувати свої функції без заподіяння збитку собі самій або населенню, в інтересах якого вона розвивається.

Для запобігання авіаційних подій необхідно докладніше приділити увагу на:

- рівень професійної підготовки керівного складу, який бере участь в організації і проведенні профілактичної роботи, а також їхнє ставлення

(рівень відповідальності, уваги) до виконання службових обов'язків з цього питання;

– використовувати на практиці форми, способи, методи, інструменти виявлення дійсних причин авіаційних подій, інцидентів, помилкових дій авіаційного персоналу, відмов авіаційної техніки;

– використовувати на практиці форми, способи, методи, інструменти визначення доцільних форм профілактичних заходів;

– використовувати на практиці форми, способи, методи і інструменти діяльності з виявлення небезпечних факторів льотної роботи.

## 4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

### 4.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака, двигуна та собівартості перевезення однієї тони вантажу на один кілометр шляху

Витрати на експлуатацію даного типу літака (СПП), що припадають на 1 годину польоту (льотну годину), складаються з прямих і непрямих (аеропортових) витрат:

$$C_{\text{СПП}} = A + B,$$

де: А - прямі витрати, що припадають на один льотну годину, дол. ; Б - непрямі витрати, що припадають на один льотну годину, дол.

До прямих витрат відносяться витрати на амортизацію і капітальний ремонт і ТО літака (планера) і двигунів, на паливо і заробітну плату льотного складу (ЛС) з нарахуваннями.

Непрямі витрати включають в себе витрати на амортизацію, поточний ремонт і утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів (автовокзали, готелі, пакгаузи, ЗПС, рульовні доріжки, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі і т.д. ), крім витрат по ремонтним заводам і лінійним майстерням (ЕРМ), а також витрати по заробітній платі облікового складу підрозділів ГА (за винятком заробітної плати ЛПС, працівників ЕРМ і ремонтних заводів).

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху (СТКМ) визначається за формулою:

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A + B}{m_{\text{ГР}} \cdot K_3 \cdot V_{\text{Р}}},$$

де  $m_{\text{ГР}} = 5220$  кг, - максимальне комерційне навантаження літака;  $V_{\text{Р}}$  - рейсова швидкість літака;  $K_3 = 0,65$  - коефіцієнт використання навантаження літака.

Величина рейсовий швидкості літака визначається на підставі його крейсерській швидкості. Рейсовий (технічна) швидкість - це середня швидкість безпосадочного польоту в штиль, обчислена з урахуванням витрат часу на всіх етапах польоту від початку розбігу в аеропорту посадки. Рейсову швидкість розрахуємо за формулою:

$$V_P = \frac{L \cdot V_{\text{кр}}}{L + V_{\text{кр}} + \Delta t'}$$

де  $V_{\text{кр}} = 516$  км/год - крейсерська швидкість літака;  $L = 2320$  км - безпосадочна дальність польоту;  $t = 0,2$  - втрати часу на підйом або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою літака, а також на набір висоти і зниження, відповідне швидкості, що дорівнює крейсерській (в годинах). Величина цих втрат залежить від висоти польоту літака.

$$V_P = \frac{2320 \cdot 516}{2320 + 516 + 0,2} = 422 \text{ км/год}$$

Прямі витрати, що припадають на одну годину польоту, складаються з таких витрат:

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i$$

де  $A_1$  - витрати на амортизацію і капітальні ремонти літака (планера);  $A_2$  - витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів;  $A_3$  - витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера;  $A_4$  - витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установок;  $A_5$  - заробітна плата льотного складу з нарахуваннями;  $A_6$  - вартість палива;  $A_7$  - інші прямі витрати.

Все  $A_i$ , беремо в розрахунок на одну льотну годину.

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи літака, визначимо за формулою:

$$A_i = K_i \cdot C_c \cdot \frac{1 + K_{PC} \left( \frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c},$$

де  $K_i = 1,065$  - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт (тренування, навчання, обліт і т.д.);  $C_c$  - ціна літака без двигунів, дол.

При проведенні дослідження світового ринку регіональних пасажирських літаків, ми встановили, що середня ціна літаків-аналогів становить 21-25 млн. доларів. Для того щоб проєктований літак був конкурентоздатним вже існуючим машинам не тільки по ЛТХ але і за ціною приймемо ціну з урахуванням ПДВ 20 млн. доларів. Ціна без ПДВ, що дорівнює 20%, становитиме:

$$C_c = \frac{C_{\text{СНДС}} \cdot 100}{120} = \frac{20 \cdot 100}{120} = 16,6 \text{ млн. дол.}$$

$$K_{\text{СЕР}} = \left( \frac{35 \cdot 10^5}{m_{\text{ПС}} \cdot \sum n_c} \right)^{0,4} - \text{коефіцієнт, що вказує серійність проєктованого}$$

літака;  $\sum n_c = 35$  - кількість літаків в серії;

$$K_{\text{СЕР}} = \left( \frac{35 \cdot 10^5}{8713 \cdot 35} \right)^{0,4} = 2,65$$

$$K_V = \frac{1}{2} \left( 1 + \frac{V_{\text{КР}}}{800} \right) - \text{коефіцієнт, що враховує розрахункову швидкість}$$

польоту проєктованого літака.

$$K_V = \frac{1}{2} \left( 1 + \frac{516}{800} \right) = 0,822$$

$K_{\text{РС}}$  - коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту літака до ціни літака:

$$K_{\text{РС}} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{C_c} = 0,198$$

Для літаків місцевих повітряних ліній:  $T_c = 25000$  год,  $t_c = 5000$  год.

$$A_1 = 1,065 \cdot 16,6 \cdot \frac{1 + 0,198 \left( \frac{25000}{5000} - 1 \right)}{25000} = 126 \text{ дол/год.}$$

Витрати на амортизацію і капітальний ремонт на 1 годину роботи двигунів, дол/год, визначаються за формулою:

$$A_2 = K_2 \cdot n_{\text{ДВ}} \cdot C_{\text{ДВ}} \cdot \frac{1 + K_{\text{РДВ}} \left( \frac{T_{\text{ДВ}}}{t_{\text{ДВ}}} - 1 \right)}{T_{\text{ДВ}}},$$

де  $K_2 = 1,07$  – коефіцієнт, що враховує не виробничий наліт;  $n_{\text{ДВ}} = 2$  – кількість двигунів, встановлених на літаку;  $C_{\text{ДВ}}$  – ціна одного двигуна, дол.:

$$C_{\text{ДВ}} = 61,183 \cdot K_{\text{НВО}} \cdot N_{\text{Е max}}$$

$K_{\text{НВО}} = 1,61$ ,  $N_{\text{Е max}} = 2058$  кВт – максимальна потужність двигуна;

$$C_{\text{ДВ}} = 61,183 \cdot 1,61 \cdot 2058 = 202722 \text{ дол.}$$

$$T_{\text{ДВ}} = 7500 \text{ год}, t_{\text{ДВ}} = 3750 \text{ год}, K_{\text{РДВ}} = 0,6.$$

$$A_2 = 1,07 \cdot 2 \cdot 202722 \cdot \frac{1 + 0,6 \left( \frac{7500}{3750} - 1 \right)}{7500} = 92,57 \text{ дол/год.}$$

Витрати на поточний ремонт і ТО планера ( $A_3$ ) і двигунів ( $A_4$ ), дол./год, складаються з витрат на матеріали та запасні частини, заробітну плату технічних працівників, зайнятих безпосередньо технічним обслуговуванням і ремонтом літаків і двигунів, і визначаються так:

$$A_3 = 0,024 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot m_{\text{ПС}}) \cdot m_{\text{ПС}}$$

$K_3 = 0,35$  – коефіцієнт, що враховує метод ТО;  $K_4 = 1,13$ ;

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,35 \cdot 1,13 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 8713) \cdot 8713 = 31,38 \text{ дол/год.}$$

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot n_{\text{ДВ}} \sqrt{R_{\text{max}}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{\text{ДВ}}}$$

$K_5 = 1$ ;  $R_{\text{max}} = N_{\text{Е max}} = 2058$  кВт.

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1 \cdot 2 \sqrt{2058}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 7500} = 24,44 \text{ дол/год.}$$

Витрати на заробітну плату льотного складу за один льотну годину ( $A_5$ ), дол/год розглянемо, виходячи з числа пасажирських місць:

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot n_{\text{пас}} - 0,00237 \cdot n_{\text{пас}}^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot n_{\text{пас}}^3),$$

$n_{\text{пас}} = 58$  чол. – максимально можливе число пасажирських місць на проєктованому літаку.

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot 58 - 0,00237 \cdot 58^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot 58^3) = 65,5 \text{ дол/год.}$$

Витрати на паливо, що припадають на 1 годину польоту ( $A_6$ ), дол/год, розрахуємо за формулою:

$$A_6 = \frac{\overline{m}_T \cdot m_0}{t_{\Sigma} \cdot n_{\text{ДВ}}}$$

$\overline{m}_T = 0,312$  – відносна маса палива;  $m_0 = 29043$  кг – злітна маса літака;

$t_{\Sigma} = 7$  год.

$$A_6 = \frac{0,312 \cdot 29043}{7 \cdot 2} = 647,2 \text{ дол/год.}$$

Інші витрати складають для літака:

$$A_7 = 0,07 \sum_{i=1}^6 A_i = 69,1 \text{ дол/год.}$$

$$\begin{aligned} A_{\Sigma} &= \sum_{i=1}^7 A_i = 126 + 92,57 + 31,38 + 24,44 + 65,5 + 647,2 + 69,1 \\ &= 1056,2 \text{ дол/час.} \end{aligned}$$

Непрямі витрати (Б) включають в себе витрати по амортизації, поточного ремонту та утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів і заробітну плату наземного складу (крім заробітної плати технічних працівників, зайнятих технічним обслуговуванням і поточним ремонтом літако-моторного парку). Непрямі витрати залежать від класності аеродрому і кількості зльотів-посадок, що припадають на годину польоту.

Отже, для даного літака непрямі витрати складуть:

$$B = 0,4 \cdot A_{\Sigma} = 0,4 \cdot 1056,2 = 422,48$$

Витрати на експлуатацію даного літака, що припадають на 1 годину польоту (льотну годину) становить:

$$C_{\text{чп}} = 1056,2 + 422,48 = 1478,68 \text{ дол/год.}$$

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху розраховується за виразом:



$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{1478,68}{4,68 \cdot 0,65 \cdot 422} = 1,152 \text{ дол/ткм.}$$

Виручка, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку літаків даного типу, яка припадає на один тонно-кілометр, визначимо за формулою:

$$B_{\text{АК}} = \frac{Ц_{\text{Б}} \cdot n_{\text{пас}} \cdot K_3}{m_{\text{ГР}} \cdot V_{\text{р}} \cdot \tau}$$

Для визначення ціни квитка за умови беззбитковості експлуатації літака даного класу. Запишемо формулу у вигляді:

$$B_{\text{АК}} = C_{\text{ТКМ}} + P_{\text{АК}}, \text{ де } P_{\text{АК}} = 0 \text{ (умови беззбитковості),}$$

і поклавши невідомої ціну квитка (ЦБ) в виручці, отримаємо:

$$\frac{Ц_{\text{Б}} \cdot 58 \cdot 0,65}{4,68 \cdot 422 \cdot 7} = 1,152, Ц_{\text{Б}} = 422,44 \text{ дол.}$$

При рентабельності 25%, ціна квитка:

$$Ц_{\text{Б}} = 1,25 \cdot 422,44 = 528,05 \approx 528 \text{ дол.}$$

$$B_{\text{АК}} = \frac{528,05 \cdot 58 \cdot 0,65}{4,68 \cdot 422 \cdot 7} = 1,439 \text{ дол/ткм.}$$

Прибуток, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку літаків даного типу, яка припадає на один тонно-кілометр, розрахуємо за формулою:

$$P_{\text{АК}} = B_{\text{АК}} - C_{\text{ТКМ}} = 1,439 - 1,152 = 0,287 \text{ дол/ткм.}$$

### Висновки

В даному розділі був проведений розрахунок витрат на експлуатацію та обслуговування літака і двигуна, що склало:

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти літака 126 дол/год - витрати на амортизацію і капітальні ремонти літака (планера);

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів 92,57 дол/год - витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів;

Витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера 31,38 дол/год -  
витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера;

Витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установок  
24,44 дол/год.

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів і  
комерційного вантажу на один кілометр шляху 1,152 дол/ткм.

Виручка, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку  
літаків даного типу, яка припадає на один тонно-кілометр 1,439 дол/ткм.

А також була розрахована собівартості перевезення однієї тони вантажу  
на один кілометр 0,287 дол/ткм, і визначена ціна квитка яка склала в  
середньому 528 дол на політ тривалістю 7 години.

### СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ:

1. Беляев В.В. Пассажирские самолеты мира. – М.: АСПОЛ, Аргус, 1997. – 336 с.
2. Конструкция самолетов и вертолетов: - учебник / В.С. Кривцов, Л.А. Малашенко, В.Л. Малашенко, С.В. Трубаев. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 366 с.
3. Інженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки (Ч1, Ч2). В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. - Х.: ХАІ, 2002.
4. Курочка Г.П. Лётно – технічні характеристики, поздовжня стійкість і керованість літака: Навчальний посібник – Харків, «ХАІ», 1999. – 188 с.
5. Семенчин В.А. и др. Аэродинамика и динамика полёта. – Харьков «ХАИ», 2003. – 381 с.
6. Лебедев А. А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов/ А. А. Лебедев, Л. С. Чернобровкин. – Москва, 1973. – 620 с.
7. САМОЛЕТ Ан-140. СТАНДАРТНАЯ СПЕЦИФИКАЦИЯ / П.В. Балабуев, А.Г. Гребеников, П.А. Ключев, В.Н. Король, А.К. Маляца, П.О. Науменко. – Учебник. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2004. – 260 с.
8. Конструкция конкретного типа воздушного судна. Самолет Ан-140: учеб. пособ. / С.С. Юцкевич, С.В. Хижняк. – К.: НАУ, 2013. – 160 с.
9. Самолет Ан-140. Регламент технического обслуживания (Ч2). Периодическое техническое обслуживание.
10. Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-140, кн. 9;
11. Техническая эксплуатация воздушных судов [Текст]: учеб. пособие / М.Н. Орловский, Ю.А. Яковлев. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – 116 с.

12. Техническая эксплуатация летательных аппаратов: Учеб. для вузов / Н.Н. Смирнов, Н.И. Владимиров, Ж.С. Черненко, А.А. Комаров, А.И. Пугачев, Ю.М. Чинючин; Поо ред. Н.Н. Смирнов. – М.: Транспорт, 1990. – 423 с.
13. Анцелиович Л.П. Надежность, безопасность и живучесть самолета: Учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Самолетостроение». – М.: Машиностроение, 1985. – 296 с.
14. Воробьев В.Г., Зубков Б.В., Уриновский Б.Д. Технические средства и методы обеспечения безопасности полетов. М.: Транспорт, 1989. – 151 с.
15. Эффективность и надежность авиационной техники [Текст]: Консп. лекций / А.И. Рыженко, Р.Ю. Цуканов – Х.: Нац. аэроксм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2019. – 300 с.
16. Техніко-економічне обґрунтування літаків і двигунів в дипломних проектах. А. І. Бабушкін, В. А. Пильщиків, В. А. Різьбяр. Х .: ХАІ, 1995. - 38 с.



## Додаток 2. КСС літака

