

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 кваліфікаційної роботи
(тип кваліфікаційної роботи)

магістра
(освітній ступінь)

на тему: «Гідросистема регіонального пасажирського літака»

ХАІ.103.160ОПС.24О.272.1801036 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи 160ОПС
Спеціальність 272 «Авіаційний
транспорт».

(код та найменування)

Освітня програма «Технічне
обслуговування та ремонт повітряних
суден і авіадвигунів»

(найменування)

Зімовнов Д. С.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Капітанова Л. В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Іванов С. М.

(прізвище та ініціали)

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

Факультет 1 Літакобудування
 Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»
 Освітній рівень «Магістр»
 Галузь знань 27 «Транспорт»
 Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
 Освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри
 к.т.н., доцент _____ Сергій ТРУБАЄВ
 “ ____ ” _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ
 НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ МАГІСТРА

Зімовнову Дмитру Сергійовичу

(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи «Гідросистема регіонального пасажирського літака»

керівник кваліфікаційної роботи Капітанова Людмила Валеріївна, д.т.н.,
доцент, проф. каф.103
 (прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджена наказом Університету № 2036-уч _____ від « 23 » 11 _____
 2023 року

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 17.01.24

3. Вихідні дані до роботи

$$H_{CT} = 8500 \text{ м}; L_{max}(m_{nmax}) = 3700 \text{ км}; n_{nac} = 50 \text{ люд};$$

$$Lp = 900 \text{ м};$$

$$H_{крейс} = 7200 \text{ м}; V_{крейс} = 550 \text{ км/год}; n_{ек} = 3 \text{ люд}.$$

4. Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розв'язати)

1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Аналіз об'єкту дослідження

1.1.1 Призначення літака, варіанти застосування

1.1.2 Вимоги до повітряного судна. Основні експлуатаційні обмеження

1.1.3 Особливості аеродинамічної, конструкторсько-силової компоновки повітряного судна

1.1.4 Загальна характеристика силової установки повітряного судна

1.2 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання загального вигляду проектного літака . Розробка майстер-геометрії літака

1.3 Актуальність дослідження

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Аналіз стану парку цивільних повітряних суден України

2.2 Структура та особливості здійснення технічного обслуговування та ремонту повітряних суден, що знаходяться на озброєнні вітчизняних авіакомпаній

2.2.1 Структура технічного обслуговування та ремонту повітряних суден

2.2.2 Особливості здійснення технічної експлуатації і ремонту повітряних суден

2.2.3 Фактори, що впливають на якість виконання робіт на авіаційній техніці та основні принципи організації системи забезпечення якості здійснення технічного обслуговування та ремонту повітряних суден

3 БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ

3.1 Загальні поняття і визначення

3.2 Нормативно правова база безпеки польотів

3.2.1 Міжнародна нормативно-правова база

3.2.2 Нормативно-правова база України з безпеки польотів

3.3 Структура Керівництва з управління БЗП організацій

3.4 Проблемні питання з методологічного забезпечення розробки та впровадження КУБЗП організації та шляхи їх вирішення

3.4.1.Класифікація помилок та порушень

3.4.2.Розробка алгоритму управління ризиками організації

4.ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1.Поняття з безпеки життєдіяльності

4.2.Кількісна оцінка потенційної небезпеки виробничих процесів

4.3.Кількісна оцінка потенційної шкідливості виробничих процесів

4.4.Економічна оцінка потенційної небезпеки і шкідливості виробничих процесів

5. ПЕРЕЛІК ГРАФІЧНОГО МАТЕРІАЛУ

майстер-геометрія поверхні літака;

креслення загального виду;

конструктивно-силова компоновка літака

6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1.	д.т.н., доцент, проф. каф.103 Капітанова Л. В.	23.11.23	17.01.24
2.	д.т.н., доцент, проф. каф.103 Капітанова Л. В.	23.11.23	17.01.24
3.	д.т.н., доцент, проф. каф.103 Капітанова Л. В.	23.11.23	17.01.24
4.	д.т.н., доцент, проф. каф.103 Капітанова Л. В.	23.11.23	17.01.24

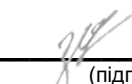
Нормоконтроль _____ Л. В. Капітанова «17» січня 2024 р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

7. Дата видачі завдання « 23 » 11 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

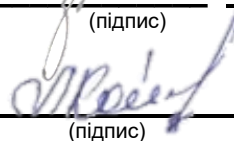
№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ	19.01.2024	
2.	Експлуатаційний розділ	19.01.2024	
3.	Безпека польотів	19.01.2024	
4.	Економічний розділ	19.01.2024	

Студент


(підпис)

Зімовнов Д. С.
(прізвище та ініціали)

Керівник кваліфікаційної роботи


(підпис)

Капітанова Л. В.
(прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи магістра на тему:
«Гідросистема регіонального пасажирського літака»

Об'єкт дослідження – гідравлічна система літака важкого транспортного літака Ан-140, предмет дослідження – конструктивне виконання та особливості роботи гідравлічної системи Ан-140, її принципова та функціональна схеми.

Мета роботи - виявлення та аналіз відмов основних вузлів та агрегатів гідросистеми пасажирського регіонального літака.

Предмет проектування: Основні параметри вузлів та агрегатів системи джерел тиску гідравлічної системи пасажирського літака. В ході дипломного проектування було одержано аналіз літаків аналогів. Прогнозовані припущення щодо розвитку об'єкта дослідження – розробка проектної та конструкторської документації по внесенню змін в гідравлічну систему літака Ан-140.

**ЛІТАК, ГІДРАВЛІЧНА СИСТЕМА, ДЖЕРЕЛА ТИСКУ, РЕЗЕРВНІ
ДЖЕРЕЛА ТИСКУ.**

ЗМІСТ

ЗМІСТ	6
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	8
ВСТУП	9
1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ	10
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака	10
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	10
1.1.2 Аналіз статистичних даних по літаках - аналогах.....	11
1.1.3. Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки	18
1.1.4. Розрахунок маси літака в трьох наближеннях	20
1.1.5 Визначення і оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.....	29
1.1.6 Розробка об'ємно-вагової, конструктивно-силової компоновки, центрування літака	33
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака	49
1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака	49
1.2.2 Розрахунок і побудова наближених злітних і посадочних полів, аеродинамічної якості.....	49
1.2.3 Розрахунок льотних характеристик ЛА методом тяги Жуковського	53
1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання проектованого літака.....	56
1.3.1 Розробка майстер - геометрія регіонального літака	56
1.3.2 Опис майстер - моделі літака.....	56
2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ	60
2.1 Гідравлічна система літака. Загальна частина - опис і робота. Склад гідросистеми	60
2.1.1 Загальні відомості	60
2.1.2 Склад гідросистеми і принципова схема	61
2.1.3 Мережа джерел тиску. Опис і робота	63
2.1.4 Трубопроводи і рукави - опис і робота	68
2.1.5 Індикатор тиску П1-250К - опис і робота.....	69
2.2 Аналіз відмов гідравлічної системи на прикладі парку літаків Ан-140	70

2.2.1 Трубопроводи	71
2.2.3 Блок фільтрів QA 08077	74
2.2.4 Індикатор тиску ІІ-250К.....	75
2.3 Загальні стани регламенту технічного обслуговування (ТО) регіонального пасажирського літака.....	76
2.4 Технологія обслуговування гідравлічної системи літака	80
2.5 Висновки.....	91
3. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ.....	93
3.1 Людський чинник в авіації.....	93
3.2 Основні поняття	93
3.3 Вплив людського чинника на авіаційну безпеку	96
3.4 Висновки	99
4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	100
4.1 Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень пасажирів.....	100
4.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення місткості перевезень (очікувана кількість пасажирів).....	100
4.2 Початкові дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації літака Ан-140.....	102
4.2.1 Льотно-технічні характеристики ЛА, що впливають на експлуатаційні витрати у базовому аеропорту (авіаційній експлуатованій компанії).....	102
4.3 Розрахунок витрат на експлуатацію літака типу Ан-140 і визначення собівартості перевезення пасажирів.....	103
4.3.1 Розрахунок повної собівартості експлуатації літака Ан-140 на один кілометр шляху	103
4.4 Оцінка ефективності експлуатації літака Ан-140.....	107
4.4.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії Ан-140, що доводяться на один тонно-кілометр	107
4.4.2 Рентабельність експлуатації.....	108
4.5 Розрахуємо чистий прибуток авіакомпанії за рік на рейсах.....	108
4.6 Висновки	110
ВИСНОВКИ	111
ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ.....	112
ДОДАТОК А Креслення загального вигляду літака	114
ДОДАТОК Б Креслення конструктивно силової схеми	115
ДОДАТОК В Майстер-геометрія проектного літака.....	116

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

АП – авіаційні правила;

БАСК – бортова автоматизована система контролю;

ПС – повітряне судно;

ВКД – важіль керування двигуном;

ГС – гідравлічна система;

ЄНЛПЦТЛ – єдині норми льотної придатності цивільно-транспортних літаків;

НС – насосна станція;

САЗ – система автоматичного завантаження;

СПС – система покращення стійкості;

ТНУ – турбонасосна установка;

ТО – технічне обслуговування

ЛПС – льотно-підйомний склад;

ЛА – літальний апарат;

ГО – горизонтальне оперення;

ВО – вертикальне оперення ;

ІТ – індиктаор тиску;

ССВЕ – система сигналізації вертикального ешелонування;

СНЖ – сигналізатор напруги живлення;

СОС – система обмежувальних сигналів;

ППТ – приймач повітряного тиску;

ОТО – оперативне технічне обслуговування;

ПТО – планове технічне обслуговування;

ЗПС – злітно-посадкова смуга;

БФК – блок формування команд.

ВСТУП

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

Силові (енергетичні) системи сучасних ПС - це змішані системи, що містять в собі елементи таких систем : гідравлічна (джерела енергії і споживачі), електрична (управління командними електро-гідроагрегатами) і газова (зарядка гідроаккумуляторів, аварійні і інші системи). При цьому надійність таких змішаних систем залежить від надійності і справності усіх агрегатів різних типів, що входять в них.

Гідросистеми сучасних ПС грають велику роль в забезпеченні безпеки польотів. За допомогою гідросистем забезпечується живлення енергією гідравлічних виконавчих механізмів різних систем літаків, таких як: прибирання і випуску шасі і закрилків; системи управління ПС; управління поворотом коліс передньої стійки шасі; здійснення основного, стоянки і аварійного гальмування коліс основних стійок шасі; відкриття і закриття різних стулок і кришок люків і тому подібне. Тому агрегати гідросистеми розміщені в усіх частинах ПС. Враховуючи те, що для підвищення надійності багато ділянок гідросистеми дублюється (а на деяких літаках передбачено і потрібне резервування, наприклад, системи випуску шасі, живлення гідроусилителей системи управління літаком, гальмування коліс), стає зрозумілими, як багато гідравлічних агрегатів встановлено на сучасному літаку, якими протяжними є гідравлічні трубопроводи і якими потужними мають бути джерела енергії (тиски робочої рідини), що забезпечують живлення такої кількості гідромеханізмів.[6]

ГС є одним з найважливіших компонентів ПС, у 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.

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик

Створення високоефективної авіаційної техніки у всі часи сприяло зміцненню авторитету держави на міжнародній арені. У сучасному світі літакобудівна область не лише приносить значні доходи і, крім того, сприяє розвитку національної науки, впровадженню передових технологій, створенню великої кількості робочих місць. Державі, для підтримки і зміцнення свого статусу у світі в області літакобудування, необхідно впроваджувати нові ідеї і розвивати свою конкурентоспроможність.

Для досягнення цієї мети розробляються концепції нових літаків, в які закладаються вимоги, що перевершують своїх попередників за ваговими характеристиками, дальністю, льотно-технічними характеристиками, а також придатність майбутнього літака до різних кліматичних умов, здатність злітати не лише з бетонних ЗПС, але і з ґрунтових і галечних аеродромів.

Літак, що розробляється, повинен задовольняти ряду універсальних вимог[24] :

- літак повинен перевершувати існуючі літаки по дальності польоту;
- можливість експлуатації на коротких ЗПС;
- ресурс експлуатації, що перевищує ресурси існуючих літаків аналогічного класу.
- час, що витрачається на його обслуговування, віднесене до 1 ч польоту, не повинен перевищувати час обслуговування літака аналогічного класу.

Для виконання цих вимог розробляється концепція літака, що включає наступні пункти :

- по аеродинаміці: розробка і створення аеродинамічного компонування літака з крейсерською аеродинамічною якістю близько 16-18 одиниць і злітною аеродинамічною якістю близько 11 одиниць;
- по ваговій досконалості: розробка і створення конструкції планера і систем з ваговою віддачею по повному навантаженню не менше 56-58%;
- по міцності: розробка і створення конструкції планера і систем, які при вимозі вагової віддачі забезпечували ресурс 50000 льотних годин;
- по силовій установці: використання рухової установки з великою мірою двухконтурности, що забезпечує питому витрату палива на крейсерських режимах не більше $C=0,65$ кг палива/кг тяги г;

- по експлуатаційній технологічності: забезпечення питомої трудомісткості обслуговування - не більше 25 люд. · г/година польоту.

Створення конкурентоздатної авіаційної техніки нині вже немислимо без застосування ЕОМ. Новим етапом на шляхи автоматизації праці авіаконструктора стало застосування систем CAD/CAM/CAE - інтегрованих комп'ютерних систем, що істотно скорочують трудомісткість, час і вартість, як проектування, так і виготовлення літаків.

Метою цього проекту є ескізне проектування перспективного, економічного літака для місцевих авіаліній. Проектування літака здійснюється з широким застосуванням комп'ютерних засобів. Розрахунки мас робляться за допомогою програмного забезпечення кафедри 103, розрахунок аеродинамічних характеристик здійснюється по програмах кафедри 101, розробка майстер геометрії і моделі розподілу простору робиться за допомогою інтегрованої комп'ютерної системи UNIGRAPHICS[2] учбового центру CAD/CAM/CAE.

1.1.2 Аналіз статистичних даних по літаках - аналогах

Збір і обробка статистичних даних дозволяє:

1. Отримати наочне уявлення про сучасний рівень розвитку літакобудування з обліком:

а) типів літаків, необхідних сучасній авіації;

б) завдань, які вони виконують;

в) льотно-технічних якостей;

г) засобів досягнення цих якостей : вживаних схем літаків, геометричних і масових параметрів, силової установки, конструкційних матеріалів, способів виробництва та ін.

2. Визначити тенденції і перспективи розвитку типу літака, що розробляється, кількісні і якісні зміни ТТТ до літака, еволюцію його призначення, умови виробництва і експлуатації.

Для збору статистичних даних необхідно використати дані літаків, які проілюстровані на рисунках (1.1.2.1, 1.1.2.2, 1.1.2.3, 1.1.2.4), аналогічних проєктованому і що мають близькі льотно-технічні характеристики і умови експлуатації. Ці дані вносяться в статистичну таблицю 1.1.1.1, де

V_{\max} - максимальна швидкість польоту;

H_{\max} - висота польоту з максимальною швидкістю;

$V_{\text{крейс}}$ - швидкість крейсерського польоту;

$H_{\text{крейс}}$ - висота крейсерського польоту;

$V_{\text{пос}}$ - посадкова швидкість;

$V_{\text{зл}}$ - злітна швидкість;

V_y - скоропідйомність;
 $H_{ст}$ - статична стеля;
 L - дальність польоту;
 L_p - довжина розгону при зльоті;
 $L_{зл}$ - злітна дистанція;
 $L_{пр}$ - довжина пробігу після посадки;
 $L_{пос}$ - посадкова дистанція;
 m_0 - злітна маса літака;
 m_{0max} - максимальна злітна маса літака;
 $m_{пос}$ - посадочна маса літака;
 $m_{пор}$ - маса порожнього літака;
 $m_{пор.спор}$ - маса порожнього спорядженого літака
 $m_{пор.спор} = m_0 - m_{ком.нав} - m_{п}$;
 $m_{об}$ - маса обладнання;
 m_k - маса конструкції;
 $m_{ком.нав}$ - маса комерційного навантаження;
 $m_{дв}$ - маса двигуна;
 $m_{п}$ - маса палива;
 $n_{пас}$ - кількість пасажирів;
 $P_0(N_0)$ - тяга (потужність) двигуна;
 S - площа крила;
 l - розмах крила;
 χ - стріловидність крила;
 λ - подовження крила;
 $\bar{c}(\bar{c}_{кінц})$ - відносна товщина профілю крила у бортовому (кінцевому)

перерізі;

η - звуження крила;
 L_f - довжина фюзеляжу;
 $\bar{S}_{ел} = S_{ел}/S$ - відносна площа елеронів;
 $\bar{S}_{ГО} = S_{ГО}/S$ - відносна площа горизонтального оперення;
 $\bar{S}_{ВО} = S_{ВО}/S$ - відносна площа вертикального оперення;
 P_0 - питома навантаження на крило при зльоті;
 $\gamma_{дв}$ - питома вага двигуна;
 $K_{кор. нав} = m_{нав}/m_0$ - коефіцієнт корисного навантаження;
 t_0 - стартова тягоозброєність.

Таблиця 1.1.1.1 – Параметри базового літака і літаків-аналогів

	Найменування літака	Ан-140	Fokker - 5	Іл-114	Bombardier Q400	ATR 72	FH - 227
Льотні дані	V_{\max} , км/ГОД	590	548	500	511	511	483
	H_{\max} , км	7,2	7	8,1	8,3	7,62	7,6
	$V_{кр}$, км/ГОД	550	520	500	667	459	500
	$H_{кр}$, км	7,2	7	8,1	8,3	7	7,6
	$V_{зл}$, км/ГОД	180	190	210	225	190	200
	$L(m_{п \max})$, км	3900	1249	2850	3800	3622	2660
	$L(m_{нав \max})$, км	1700	1120	1000	2522	1324	1655
	$L_{розб}$, км	1,350	1,110	1,200	1,300	1,223	656
	$L_{проб}$, км	1,350	1,090	1,300	1,402	1,048	1,055
	$m_{0\max}$, кг	21500	20820	21000	29257	22000	19730
	$m_{пос}$, кг	21000	19780	14500	28009	21850	15300
	$m_{пор}$, кг	12810	12740	15000	25855	12950	10398
	$m_{нав}$, кг	6000	5670	6400	8670	7050	5080
	$N_{пас}$, чол	52	50	64	78	74	52
$m_{п}$, кг	4440	4120	6500	6526	6900	4000	
Дані силової уст.	Число і тип двигуна	2 ТВД ВЗ-117ВМА-СБМ1	2 ТВД Pratt & Whitney Canada PW125B	2 ТВД ТВ117С	2 ТВД PW150A	2 ТВД Pratt & Whitney Canada PW127F turboprop	2 Rolls - Royce Dairdson RDa.7 Mk532-7L turboprops
	P_0 , л.с.	2500	2250	2500	2500	2400	1105
	$m_{дв}$, кг	290	300	470	540	550	300
Геометричні дані	S , м ²	56,02	70	41,8	63,1	60,61	70
	l , м	24,25	29	30	28,4	27,05	29
	X	1,3	2	4	3	3,5	2
	λ	10,5	12,01	11	11,5	12,16	12
	η	2,06	2,94	2	2,3	1,81	2,8
	L_{ϕ} , м	21,784	25,247	26,31	18,8	28,7	25,5
	D_{ϕ} , м	2,82	2,7	2,86	2,69	3	2,8
	λ_{ϕ} , м	7,78	9,35	9,199	9,82	9,57	7,76
S_{ϕ} , м ²	8,294	5,726	6,424			8,29	
Подовження таблиці 1.1.1.1 на 14 листі							

	$\Sigma S_{\text{МІД}}, \text{ м}^2$	9,357	9,743	10,921			8,6
	$S_{\text{ГО}}$	30	22,9	24			13,7
	$S_{\text{ВО}}$	21	45	21,9			21
ОХІДНІ ВЕЛИЧИ	$p_0 = m_0 g / 10S, \text{ даН/м}^2$	335,3	297	492,85	454	288	284
	$t_0 = 10p_0 / m_0 g$	0,196	0,183	0,172	0,158	0,177	0,186
	$\gamma_{\text{ДВ}} = m_{\text{ДВ}} / p_0$	0,155	0,32	0,27	1,2	34	0,314
	$K_{\text{кор. наВ}} = m_{\text{наВ}} / m_0$	0,256	0,29	0,286	0,269	0,375	0,256

Ан-140



Рисунок 1.1.2.1 – Пасажирський літак Ан-140

Ан-140 — регіональний вантажопасажирський літак, розроблений АНТК Антонов (серійно робить Харківське державне авіаційне виробниче підприємство в Україні і оснащується інтер'єром, розробленим і виготовленим українською корпорацією ІнтерАмі, — призначений для пасажирських і змішаних вантажопасажирських перевезень на відстань до 3700 км. Літак є високопланом з класичним оперенням і двома турбогвинтовими двигунами ТВЗ-117ВМА-СБМ1, встановленими на крилі. Допоміжна силова установка АІ9-3Б, розміщена у хвостовій частині фюзеляжу, забезпечує автономну експлуатацію літака на необладнаних аеродромах.

Fokker - 50



Рисунок 1.1.2.2 – Пасажирський літак Fokker - 50

Fokker 50 — близькомагістральний пасажирський літак.

Перший політ вчинив 28 грудня 1985 року. Використовувався як регіональний літак. Літак має герметичний фюзеляж, триопорне шасі, що забирається, з носовим колесом. Планер цього літака в основному аналогічний перевіреному літаку Fokker_F27, проте він оснащений турбогвинтовими двигунами Pratt-Уітні Канада PW125В з більшою паливною ефективністю і шестилопатеvimи малошумними гвинтами. Випускався серійно в 1987-1996 рр. Усього зроблено близько 220 екземплярів різних версій літака.

Іл-114

Іл-114 - пасажирський літак місцевих повітряних авіаліній.

Літак може експлуатуватися як вдень, так вночі в простих і складних метеоумовах, з невеликих аеродромів, що мають як бетоновані, так і ґрунтові покриття злітно-посадочних смуг.

Усі засоби відображення польотної інформації і сигналізації, а також органи управління бортовими системами об'єднані в єдину систему, що інформаційно-управляє, з виведенням даних на кольорові дисплеї, розташовані на приладовій дошці пілотів.

Іл-114 оснащений вбудованим вхідним трапом для пасажирів і має допоміжну силову установку, що забезпечує автономність експлуатації літака в малообладнаних аеропортах.

Bombardier Q400



Рисунок 1.1.2.3 – Пасажирський літак Bombardier Q400

Bombardier Q400 -двухмоторний турбогвинтовий середнє магістральний літак. Має дальність польоту до 2500 км, крейсерську швидкість 667 км/год, максимальну злітну масу 29 т. Оснащений двома турбогвинтовими двигунами PW150A. Має систему активного шумозаглушення (ANVS). Нині робиться фірмою Bombardier Aerospace, яка викупила DHC у компанії Boeing в 1992. З 1996 року літак носить назву Q -серія від англійського слова «тихий», завдяки встановленій системі активного шумозаглушення, розробленій для зниження рівня шуму в салоні літака і зниження вібрації до рівня турбореактивних авіалайнерів.

ATR 72



Рисунок 1.1.2.4 – Пасажирський літак ATR 72

ATR 72 — пасажирський двомоторний турбогвинтовий літак для середнємагістральних перельотів. Літак призначений для перевезення до 74 пасажирів одного класу на середні відстані і управляється двома пілотами.

Літак ATR 72 розроблений на базі ATR 42 шляхом ряду удосконалень :
Подовження фюзеляжу на 4,5 м

Збільшення розмаху крила

Оснащення літака потужнішими двигунами

Збільшення паливного бака на 10%.

Про початок робіт над створенням АTR 72 було оголошено в 1986 році, а перший політ був зроблений 28 жовтня 1988 року. Принаймні 408 бортів було поставлено авіакомпаніям у всьому світі і ще 28 замовлені авіаперевізниками.

FN - 227

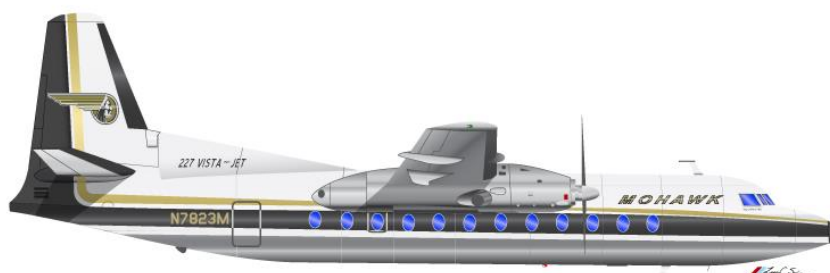


Рисунок 1.1.2.5 – Пасажирський літак FN - 227

У кінці 50-х рр. компанія Ферчайлд розробила на основі моделі Фоккер F 27 варіант літака з подовженим фюзеляжем. Він дістав назву Ферчайлд Хіллер FN - 227. Літак FN - 227 міг вмістити до 52 пасажирів і відрізнявся новими турбогвинтовими двигунами Роллс-ройс Дарт RDa.7 Mk 532-7 (Rolls - Royce Dart RDa.7 Mk 532-7) потужністю 1678 кВт (2250 л.с.). Перший з двох досвідчених літаків FN - 227 піднявся в повітря 27 січня 1966г. До зняття з виробництва літака FN - 227 і його варіантів їх серійний випуск склав 79 машин.

Складання тактико-технічних вимог

Після збору статистичних даних переходимо до розробки тактико-технічних вимог (ТТВ). Цей етап проводитиметься на основі аналізу статистичних матеріалів, доповнивши задані ТТТ проєктованого літака.

Оскільки заданий пасажирський літак для 50 пасажирів з дальністю польоту $L=3700$ км, завдовжки розгону $L_{розб}=900$ м, то призначаємо висоту крейсерського польоту $H_{крейс}=8$ км, крейсерська швидкість $V_{крейс}=550$ км/год, $M_n=8\text{км}=550/1063=0,52$.

Підберемо кількість членів екіпажа [5]. У літаку передбачений три класи салонів. У відділенні I класу кількість пасажирів складає 10 чоловік, для обслуговування яких потрібний один бортпровідник. Для обслуговування 15 чоловік в салоні II класу також досить одного провідника. У салоні III класу

також досить одного провідника на 25 чоловік. Керувати літаком повинні два пілоти. Разом до складу екіпажа літака входить 3 людини.

Отримані ТТВ заносимо в таблицю 1.1.2.2.

Таблиця 1.1.2.2 – Тактико-технічні вимоги

$H_{ст}, км$	$L_{max}, км$	$n_{пас},$ люди	$L_p, м$	$V_{кр}, км/$ год	$H_{кр}, км$	$n_{ек},$ люди
8,5	3700	50	900	550	7,2	3

Вимоги до конструкції літака :

Призначення літака і умови його застосування припускають деякі особливі вимоги до його конструкції, які можна звести в декілька основних груп :

- літак має бути стійкий і керований на усіх режимах польоту і руху по землі, при цьому зусилля на органах управління, мають бути в допустимих межах;
- конструкція планера повинна мати мінімально можливу вагу конструкції, при цьому повинні повністю задовольнятися вимоги міцності і жорсткості;
- конструкція планера і система управління літака повинні задовольняти вимогам живучості за наявності значних ушкоджень;
- літак має бути простим в експлуатації, ремонті і обслуговуванні;
- усі деталі літака повинні мати посилену антикорозійну обробку;
- літак має бути простим і економічним у виробництві;
- системи літака повинні по максимуму попереджати помилки пілотів

1.1.3. Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

Схема літака - зовнішні форми і взаєморозташування частин, що визначає жорсткісні, міцнісні, аеродинамічні, тактичні, експлуатаційні і технологічні характеристики.[6]

Виходячи з тактико-технічних вимог для проектного літака, і аналізу статистичних даних, вибираємо нормальну аеродинамічну схему, тобто горизонтальне оперення знаходиться ззаду крила. Гідністю цієї схеми є те, що крило працює в чистому необуреному потоці, який плавно обтікає його. Носова частина фюзеляжу при такій схемі є укороченою, що, по-перше, покращує огляд передньої півсфери; а, по-друге, призводить до зменшення необхідної площі вертикального оперення, а, отже, і його маси (оскільки носова частина створює дестабілізуючий момент відносно вертикальної осі літака). До недоліків можна віднести роботу горизонтального оперення в

скошеному потоці внаслідок чого знижується його ефективність, а також зменшується сумарна підйомна сила літака за рахунок створення негативної підйомної сили на горизонтальному оперенні.

Вибираємо схему високоплана з традиційним оперенням. Це рішення викликане наступними достоїнствами:

- а) спрощення завантаження-розвантаження літака.
- б) хороший огляд нижньої півсфери для пасажирів.
- в) спрощення компонування вантажних відсіків усередині фюзеляжу.

Недоліки схеми :

- а) складність обслуговування двигунів.
- б) невелика колія опорних елементів при кріпленні стійок до фюзеляжу.
- в) необхідність при цьому додаткового посилення нижньої частини фюзеляжу.

Крило має стріловидну форму, стріловидність пряма. Дозволяє помітно понизити хвильовий опір крила при високих швидкостях польоту, коли проявляється стисливість повітря. Має велику будівельну висоту, чим пряме крило, звідси збільшується жорсткість і об'єм під паливні баки. Цей вид крила отримав широке поширення завдяки різним модифікаціям і конструкторським рішенням.

Недоліки:

- знижена здатність, що несе, крила, а також менша ефективність дії механізації;
- збільшення поперечної статистичної стійкості у міру зростання кута стріловидності крила і кута атаки, що затрудняє отримання належного співвідношення між путньою і поперечною стійкістю літака і змушує застосовувати вертикальне оперення з великою площею поверхні, а також надавати крилу або горизонтальному оперенню негативний кут поперечного V ;
- відрив потоку повітря в кінцевих частинах крила, що призводить до погіршення подовжньої і поперечної стійкості і керованості літака;
- збільшення скосу потоку за крилом, що призводить до зниження ефективності горизонтального оперення;
- зростання маси і зменшення жорсткості крила.

На літаку встановлені 2 двигуни, що збільшує живучість і надійність силової установки. Тип двигунів ТВД. Двигуни розташовані на пілонах під крилом, що забезпечує пожежну безпеку, а так само розвантажує крило. Двигуни винесені вперед під крилом. При цьому забезпечується

аеродинамічне розвантаження крила, обдувши механізації крила, підвищується її ефективність. Але в той же час збільшується опір за рахунок гондоли, пилонов; у разі відмови одного двигуна виникає великий розгортаючий момент; близькість двигунів до землі знижує його ресурс.

Схема шасі — триопорне з носовою опорою. Воно забезпечує ефективніше гальмування при пробігу, істотно зменшується можливість «козління» і повністю виключається явище капотування літака, покращує огляд при зльоті — посадці для пілотів. Окрім цього схема шасі з носовою опорою має кращу стійкість при русі по аеродрому. Але при цьому з'являється можливість появи коливань, що самозбуджуються, «шимми». Носова опора забирається проти потоку у фюзеляж (при цьому випуск стійки полегшується за рахунок сили тяжіння і швидкісного натиску), основні в спеціальні обтічники на фюзеляжі. Проте шасі, виконані за такою схемою, мають більшу масу.

Нижче приведена таблиця, що визначає основні геометричні параметри літака з урахуванням статистичних даних.

За статистичними даними визначаємо і заносимо в таблицю 1.1.3.1 параметри крила λ , χ , η , \bar{c} , відносні хорди закрилка \bar{b} з, кут відхилення закрилка δ_3 , відносну площу елерона $\bar{S}_{ел}$, параметри фюзеляжу λ_{ϕ} , D_{ϕ} , L_{ϕ} , параметри оперення $\bar{S}_{го}$, $\bar{S}_{во}$, $\lambda_{го}$, $\lambda_{во}$, $\chi_{во}$, $\chi_{го}$, $\bar{c}_{во}$, $\eta_{го}$, $\eta_{во}$, где $\chi_{во}$, $\chi_{го}$ — кути стреловидности оперення по $1/4$ хорди.

Таблиця 1.1.3.1 – Параметри літака

Параметри літака									
λ	χ	η	\bar{c}	\bar{b}_3	δ_3	$\bar{S}_{ел}$	λ_{ϕ}	D_{ϕ}, M	L_{ϕ}, M
10	5	3	0,12	0,13	40/35	0,05	8	3	27

$\bar{S}_{го}$	$\bar{S}_{во}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi_{го}$	$\chi_{во}$	$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
0,2	0,1	4	1,5	24	7	0,1	0,1	3	2

1.1.4. Розрахунок маси літака в трьох наближеннях

Визначення злітної маси літака це ітераційний процес, що складається з декількох наближень. При реальному проектуванні кількість наближень залежить від типу ЛА, часу, відведеного на проектуванні і потужності конструкторського бюро. У цьому проекті буде виконано три наближення.

Злітна маса літака є сумою:

$$m_0 = m_{\kappa} + m_{cy} + m_m + m_{об} + m_{зр} + m_{эк}, \quad (1.1.4.1)$$

де - маса вантажу (комерційного навантаження) і маса екіпажа;

$m_k, m_{cy}, m_m, m_{об}$ – маси, відповідно, конструкції, силової установки, палива і обладнання. Розрахунок маси ведеться ітераційним методом з використанням рівняння балансу мас і статистичних даних для даного класу літаків.

Визначення маси літака в першому наближенні

Суть визначення злітної маси літака в першому наближенні полягає у визначенні відносних мас конструкції, силової установки і палива, а також вивчення впливу основних параметрів літака на величину цих мас.

Початкові дані вказані в таблиці. 1.1.3.1.

Маса літака в першому наближенні визначається по формулі:

$$m'_0 = \frac{m_{ком} + m_{ек} + m_{об}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_m)}, \quad (1.1.4.1.1)$$

де $m_{ком.нав}$ – маса комерційного навантаження;

$m_{ек}$ – маса екіпажа;

$m_{об}$ – маса обладнання;

$\bar{m}_k, \bar{m}_{cy}, \bar{m}_m$ – відносні маси конструкції, силової установки, палива відповідно.

Розрахунок маси першого наближення проведений на ЕОМ з використанням програм кафедри конструкції літаків.

Визначення злітної маси літака в першому наближенні.

Визначимо масу комерційного навантаження :

$$m_{нав} = 90 \cdot n_{пас} = 90 \cdot 50 = 4500 \text{ (кг);}$$

Величину відносної маси палива визначимо по формулі:

$$\bar{m}_T = a + bL/V,$$

де L - дальність польоту, км;

V - швидкість польоту, км/год.

a прийmemo рівним $a=0,06$;

b для дозвукових літаків лежить в межах: $b=0,05.0,06$.

$b=0,06$.

$$\bar{m}_T = 0,06 + 0,06 \cdot 2400/550 = 0,19;$$

Для середніх пасажирських літаків значення \bar{m}_k лежить в межах: $\bar{m}_k = 0,28.0,30$.

відносна маса конструкції $\bar{m}_k = 0,3$;

відносна маса силової установки $\bar{m}_{cy} = 0,12$;

Визначення маси екіпажа, обладнання і комерційного навантаження

Для транспортних і вантажопасажирських літаків справедливі наступні залежності:

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

$$\text{маса обладнання : } m_{\text{об}} = 90(n_{\text{пас}} + (5(10 - 5L + 0,66))). \text{ (1.1.4.1.2)}$$

де $n_{\text{ек}}$ - кількість членів екіпажа;

У результаті розрахунку маси екіпажа, обладнання і ком. навантаження отримано:

$$\text{маса екіпажа, обладнання і комерційного навантаження } m = 6864 \text{ кг;}$$

Значення злітної маси літака в першому наближенні склало 17600 кг

Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання і управління

а) маса конструкції :

$$\bar{m}_k = m_k / m_0 \Rightarrow m_k = \bar{m}_k m_0 = 0,3 * 17600 = 5280 \text{ (кг);}$$

б) масу шасі (значення відносної маси шасі набуваємо рівним $\bar{m}_{ш} = 0,184$)

:

$$m_{ш} = \bar{m}_{ш} m_k = 0,184 * 5280 = 970 \text{ (кг);}$$

в) масу крила, при $\bar{m}_{кр} = 0,393$:

$$m_{кр} = \bar{m}_{кр} m_k = 0,393 * 5280 = 2075 \text{ (кг);}$$

г) масу фюзеляжу, при $\bar{m}_{ф} = 0,357$:

$$m_{ф} = \bar{m}_{ф} m_k = 0,357 * 5280 = 1885 \text{ (кг);}$$

д) масу оперення, при $\bar{m}_{оп} = 0,066$:

$$m_{оп} = \bar{m}_{оп} m_k = 0,066 * 5280 = 350 \text{ (кг);}$$

е) масу палива, при $\bar{m}_T = m_T / m_0 = 0,29$:

$$m_n = \bar{m}_n m_0 = 0,19 * 17600 = 3340 \text{ (кг);}$$

ж) масу силової установки :

$$m_{сy} = 17600 * 0,12 = 2112 \text{ (кг);}$$

з) масу обладнання і управління :

$$m_{об} = \bar{m}_{об} m_0 = 0,12 * 17600 = 2112 \text{ (кг)}$$

Визначення злітної маси літака в другому наближенні

Суть визначення злітної маси літака в другому наближенні полягає в уточненні маси конструкції по агрегатах.

Визначення мас елементів конструкції

Маси елементів конструкції в розрахунках другого наближення можна оцінити, використовуючи залежності:

$$m_{кр} = 1.14 \cdot 10^{-4} \cdot k_{мех} \cdot k_{кон} \cdot k_{н.м} \cdot \phi_2 \cdot n_p \cdot \frac{\lambda}{\cos^{1.5} \chi_{0.25}} \cdot \sqrt{\frac{m_0^3}{p \cdot \bar{c}_0 \cdot \theta} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right)},$$

(1.1.4.2.1)

де p - питоме навантаження на крило, даН/м²;

m_0 - злітна маса літака в першому наближенні, т;

\bar{c}_0 - відносна товщина профілю біля кореня;

$\mu = \bar{c}_0 / \bar{c}_к$ - коефіцієнт, що враховує вплив конусності на масу крила;

$\theta = 0,9$ - для дволонжеронного крила;

$\phi_2 = 0,93 - 0,014 \cdot K_{cy} - 6,3(10^{-3}(K_{ш.кр} - m_{кр})^2)$ - коефіцієнт

розвантаження крила;

$K_{cy} = 1$ - двигуни встановлені на крилі;

$K_{ш} = 0$ - якщо шасі забираються у фюзеляж;

$K_{мех} = 1$;

$K_{кон} = 0,95$;

$K_{н.мат} = 1$ - нові матеріали застосовуються обмежено.

Маса фюзеляжу : p_0

$$m_{\phi} = 0,003 \cdot \lambda_{\phi} \cdot m_0 + 10d_{\phi.екв\lambda\phi}^2 + 8d_{\phi.екв\lambda\phi}^3 + 150M + 300 + 0,03k_{ш\phi} m_0,$$

(1.1.4.2.2)

де $d_{\phi.екв}$ - еквівалентний діаметр фюзеляжу, м;

M - розрахункове число M польоту, $M = M_{крейс}$;

$k_{ш\phi} = 1$ - якщо головні стійки кріпляться до фюзеляжу і забираються в

нього.

Маса оперення :

$$m_{оп} = (0,946 + 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot V_{розр}) \cdot (4,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot m_0) \cdot (\bar{S}_{го} + \bar{S}_{во}) \cdot m_0 / p, \quad (1.1.4.2.3)$$

де $V_{розр} = 550$ км/год.

Маса шасі :

$$m_{ш} = 0,032 \cdot m_0 \cdot (m_0 \cdot 10^{-3} + 359) / (m_0 \cdot 10^{-3} + 249) \quad (1.1.4.2.4)$$

Результат розрахунку представлено в таблиці. 1.1.4.2.1-1.1.4.2.4

Таблиця 1.1.4.2.1 – Розрахунок маси крила

$K_{мех}$	$K_{кон}$	$K_{н, м}$	θ	K_{cy}	$K_{ш, кр}$	λ	C_k	μ	$\bar{m}_{кр}$	$\bar{z}_{нав.кр}$	n_p	ϕ_2	$m_{кр}, кг$
1	0,95	1	0,9	1	0	0,16	0,12	1,33	0,4	0,3	4	0,88	2870

Таблиця 1.1.4.2.2 – Розрахунок маси фюзеляжу

<i>M</i>	0,46
<i>Ки.ф</i>	1
<i>тф, кг</i>	2080

Таблиця 1.1.4.2.3 Розрахунок маси оперення

<i>Vрасч, км/год</i>	550
<i>топ, кг</i>	470

Таблиця 1.1.4.2.4 Розрахунок маси шасі

<i>тш, кг</i>	796
---------------	-----

Підсумовуючи складові мас (див. таблицю. 1.1.4.2.1-1.1.4.2.4), набуваємо значення маси конструкції : $m_k = 6216$ кг

Значення злітної маси в другому наближенні

Злітна маса літака в другому наближенні визначається по формулі:

$$m_0'' = \frac{m_{ком} + m_{эк} + m_{об} + m_k}{1 - (\bar{m}_{cy} + \bar{m}_m)}$$

де - значення $m_{ком}$, $m_{ек}$, $m_{об}$, $m_{су}$, $m_{топ}$ беремо з розрахунку злітної маси в першому наближенні; значення m_k беремо з другого наближення.

Підставляючи вище вказані значення у формулу отримуємо значення злітної маси літака в другому наближенні 18956кг.

Підбір двигуна і перевірка довжини розгону перед зльотом

Для визначення маси двигуна визначимо його стартову тягу виходячи із зібраних статистичних значень тяговооруженности t_0 літаків досліджуваного класу.

$$N_0 = t_0 m_0 g / 10;$$

де N_0 - стартова тяга двигуна, даН;

t_0 - тягоозброєність, яка визначається із статистичних даних ($t_0=0,190$ кВт/кг);

g - прискорення вільного падіння, $g=9,81$ м/с²;

$$N_0 = t_0 m_0 = 0,18 * 17600 * 9.81 / 10 = 3300 \text{ кВт};$$

Стартову тягу одного двигуна вичислимо по формулі:

$$N_{01} = N_0 / n,$$

де n - кількість двигунів;

$$N_{01} = 3300 / 2 = 1650 \text{ кВт};$$

Тепер по каталогу двигунів підбираємо двигун, який має величину тяги, близьку до отриманої тяги N_{01} . Двигун ТВЗ-117 ВМА-СБМ1 є одним з кращих у світі по економічності у своєму класі, що було досягнуто високим ККД агрегатів (компресора - 86%, турбіни компресора - 91%, вільної турбіни - 94%).

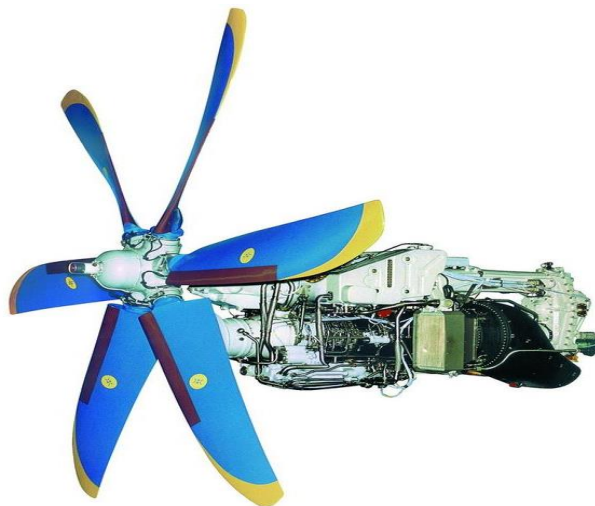
ТВЗ-117 ВМА-СБМ1 складається з 12-ступінчастого осьового компресора з регульованими вхідним направляючим апаратом і направляючими апаратами 4 східців, кільцевої камери згорання,

двоступінчатої турбіни компресора і двоступінчатої вільної турбіни. Встановлений пилозахисний пристрій. У системі регулювання використані електронні блоки. Двигун працює на авіаційному гасі марок Т-1, МС-1, РТ. Масляна система використовує синтетичну олію Б-3В.[2]

Цей двигун має наступні характеристики:

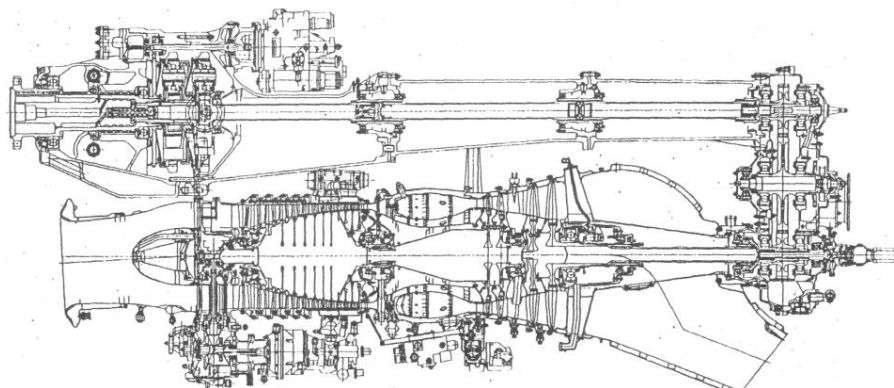
- Потужність на злітному режимі: 2500 л.с.
- Питома витрата палива на злітному режимі: 0,200 кг/л.с.ч.
- Обороти компресора низького тиску на злітному режимі: 1200 про/мін
- Витрата повітря на злітному режимі: 8 кг/з
- Міра підвищення тиску : 16
- Температура газів максимальна: 1500°К
- Маса двигуна : 530 кг
- Довжина двигуна : 2136мм
- Діаметр двигуна : 940мм

Схема двигуна і загальний вигляд приведені на рисунку 1.1.4.1 і рисунку 1.1.4.1.



(a)

Рисунок 1.1.4.1 – Загальний вигляд двигуна ТВ3-117 ВМА-СБМ1



(б)

Рисунок 1.1.4.1 – Схема двигуна ТВ3-117 ВМА-СБМ1

Т. о. отримуємо стартову сумарну тягу для вибраного двигуна:

$$N_0 = N_{01} \cdot n = 2500 \cdot 2 = 5000 (\text{л.с.});$$

$$N_0 = N_{01} / 1.36 = 5000 / 1.36 = 3650 (\text{кВт});$$

Тягова озброєність буде рівна:

$$t_0 = N_0 / m_0 = 3650 / 17600 = 0.206 (\text{кВт/кг});$$

Для літака з ТВД перевірку виконання вимоги по довжині розгону перед зльотом можна зробити по формулі:

$$L_{\text{розб}} = \frac{0.424 \cdot p_{\text{отт}}}{C_{\text{уотт}} \left[0.98 \frac{\Sigma N_{\text{оракт}}}{G_{\text{отт}}} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{отт}}} + 2f \right) \right]}; \quad (1.1.4.3.1)$$

$$L_p = 783 \text{ м} \quad L_{\text{розб.розр.}} \leq L_{\text{розб.заданий}}.$$

Таким чином, після визначення маси літака і підбору його двигуна можна зробити висновок про те, що тактико-технічні характеристики будуть досягнуті.

Визначення злітної маси літака в третьому наближенні

Суть визначення злітної маси літака в третьому наближенні полягає в уточненні маси силової установки і маси палива; можуть також уточнюватися і інші складові маси літака, зокрема, за методикою, приведеною в [1] - маса обладнання.

Маса літака в третьому наближенні визначається по формулі:

$$m_o''' = m_{кр} + m_{ф} + m_{он} + m_{ш} + m_{ком} + m_{эк} + m_{обсн} + m_m + m_{cy} \quad (1.1.4.4.1)$$

Маса обладнання і спорядження

Маса обладнання пасажирського літака визначається по формулі:

$$m_{\text{обсп}} = m_{\text{обсп}} + m_{\text{ек}}; \quad (1.1.4.4.2)$$

$$m_{\text{обуп}} = k_c [0.2345 + 5 \cdot 10^{-4} \cdot m''_0 + 1.9 \cdot 10^{-6} \cdot (m''_0)^2] \cdot (m_0)^{0.7622 - 4.37E - 4 \cdot m''_0} \quad (1.1.4.4.3)$$

де $m_{\text{обсп}}$ - маса обладнання і спорядження в тоннах;

$m_{\text{обуп}}$ - маса обладнання і управління в тоннах;

$m_{\text{ек}} = (80 \cdot n_{\text{ек}} + 10 \cdot n_{\text{ек}}) \cdot 10^{-3}$ - маса екіпажа в тоннах;

80 - маса одного члена екіпажа в кг;

10 - маса костюма і особистих речей одного члена екіпажа в кг;

m''_0 - злітна маса літака другого наближення в тоннах;

$k_c = 1 - 0.01 \cdot \Delta t$ - коефіцієнт вагової досконалості обладнання.

З часом обладнання удосконалюється, у тому числі і по масі;

Δt - даний період перспективи в літах /початок відліку 1985 год/.

Результати розрахунку представлений в таблиці 1.1.4.3.1.

Таблиця 1.1.4.3.1 – Маса обладнання і спорядження

$m_{ек}$, ЛЮД	$m_{ек}$, Т	m_0'' , Т	k_c	Δt	$m_{обсп}$, Т	$m_{обуп}$, Т
3	0,18	15,97158	0,92	8	1,9919	1,8119

Маса обладнання, розрахована по формулі (1.1.4.3.2) склала 1,992 т.

Маса силової установки

Для визначення маси силової установки використовується формула:

$$m_{cy} = R m_{\text{дв}} n_{\text{дв}}, \quad (1.1.4.4.4)$$

де $n_{\text{дв}} = 2$ - число двигунів, що встановлюються на літаку;

$m_{\text{дв}} = 530$ кг маса двигуна, що вказується в паспорті в кг

R - коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки в порівнянні з масою двигуна :

$$R = 1,4 + \frac{1,7 \left(0,1 + \frac{0,9}{\sqrt{N_{oi}}} \right)}{\gamma_{\text{дв}}^I}, \quad (1.1.4.4.5)$$

де :

N_{oi} - еквівалентна потужність одного двигуна, $N_{oi} = 1825$ кВт;

$\gamma_{\text{дв}}^I$ - питома вага двигуна з гвинтом, даН/кВт;

N_{oi} і $\gamma_{\text{дв}}^I$ - паспортні дані двигуна.

У зв'язку з відсутністю відомостей по _ можна використати залежність, отриману на основі обробки і аналізу статистичних даних

$$\gamma_{\text{дв}}^I = \frac{g \cdot (1 + \bar{m}_{\text{гвинт}}) \cdot m_{\text{дв}}}{10 \cdot N_{oi}}, \quad (1.1.4.4.6)$$

де відносна маса гвинта

$$\bar{m}_{\text{гвинт}} = 7.714 \cdot N_{oi}^{-0.375}, \text{ звідси } \bar{m}_{\text{гвинт}} = 0.46$$

$$\gamma_{\text{дв}}^I = \frac{g \cdot (1 + \bar{m}_{\text{гвинт}}) \cdot m_{\text{дв}}}{10 \cdot N_{oi}} = 0.42 \text{ даН/кВт}$$

Визначуваний коефіцієнт R

$$R = 1,4 + \frac{1,7 \left(0,1 + \frac{0,9}{\sqrt{N_{oi}}} \right)}{\gamma_{\text{дв}}^I} = 1.89$$

Знаючи усі необхідні величини, визначаємо масу силової установки

$$m_{cy} = R m_{\text{дв}} n_{\text{дв}} = 2003 \text{ кг}$$

Маса палива

У третьому наближенні маса палива визначається по формулі:

$$m_m''' = \bar{m}_m''' m_0'' , \quad (1.1.4.4.7)$$

де відносна маса палива третього наближення визначається по формулах розділу 1.4.1.3 для параметрів третього наближення :

– відносна маса палива, що витрачається при зльоті літака, наборі висоти, зниженні і посадці

$$\bar{m}_{\text{тиз}} + \bar{m}_{\text{мсин}} = 0,0045 + 0,0107 \cdot 7,2 + 0,000178 \cdot (7,2)^2 = 0,0908 ,$$

– відносна маса палива для навігаційного запасу:

повний опір літака при нульовій підйомній силі в крейсерському польоті:

$$C_{x_{\text{окреїс}}} = k_{\text{он}} C_{x_{\text{ткрп}}} + C_{x_{\text{ткрф}}} / k_{\text{мид}} ,$$

опір тертя крила :

$$\begin{aligned} C_{x_{\text{ткрп}}} &= \frac{0,174(1+2\bar{c}+9\bar{c}^2)(1+2\bar{c}M_{\text{креїс}})}{(\lg \text{Re}_{\text{кр}} - 1,6)^2 \sqrt{1+0,2M_{\text{креїс}}^2}} (1 - k_{\text{инт}} \bar{S}_{\phi} + 0,001 \cdot \bar{l}_{\text{ц}}) = \\ &= \frac{0,174(1+2 \cdot 0,145+9 \cdot (0,145)^2)(1+2 \cdot 0,145 \cdot 0,46)}{(\lg(13,19 \cdot 10^6) - 1,6)^2 \sqrt{1+0,2 \cdot (0,16)_c^2}} (1 - 1 \cdot 0,15 + 0,001 \cdot 0,7) = 0,00798; \end{aligned}$$

опір тертя фюзеляжу :

$$\begin{aligned} C_{x_{\text{ткрф}}} &= 3,1\lambda_{\phi} (1+0,1M_{\text{креїс}}^2)^{-0,67} \left[\frac{0,455}{(\lg \text{Re}_{\phi})^{2,58}} - \frac{1700}{\text{Re}_{\phi}} \right] = \\ &= 3,1 \cdot 7,5(1+0,1 \cdot (0,42)^2)^{-0,67} \left[\frac{0,455}{(\lg(112 \cdot 10^6))^{2,58}} - \frac{1700}{112 \cdot 10^6} \right] = 0,0476; \end{aligned}$$

повний опір

$$C_{x_{\text{окреїс}}} = 1,4 \cdot 7,98 + 320 \cdot 0,0476 / 3065 = 0,018 ;$$

разом, відносна маса палива навігаційного запасу :

$$\bar{m}_{\text{тиз}} = 0,00477 \frac{0,14757 \cdot 560 \sqrt{0,0352 \cdot 0,018 \cdot 0,75}}{0,85} = 0,00159;$$

відносна маса палива, що витрачається в крейсерському польоті :

$$\bar{m}_{\text{ткр}} = 0,00602 \frac{0,14757 \cdot 1497 \sqrt{0,0352 \cdot 0,018}}{0,85} = 0,076 ;$$

відносна маса палива на випробування двигунів, маневрування і не зливаний залишок, рівна 0,6 %.

Всього відносна маса палива в третьому наближенні складе:

$$\bar{m}'''_{\text{T}} = 0,00159 + 0,076 + 0,026 + 0,006 = 0,11908$$

Абсолютна маса палива для літака в третьому наближенні 2257 кг

Значення злітної маси літака в третьому наближенні

Значення злітної маси проектного літака в третьому наближенні

склало:

$$m((0 = 6216 + 4500 + 240 + 1992 + 2257 + 2003 = 17208 \text{ кг.}$$

1.1.5 Визначення і оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

Визначення геометричних параметрів крила і оперення

Основними геометричними параметрами крила і оперення є: площа крила (оперення), розмах крила (оперення), подовження, звуження, стреловидність та ін.

Визначення геометричних параметрів крила :

Площа крила визначається із співвідношення:

$$S = m_0 \cdot g / 10 \cdot p_0$$

де $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ - прискорення вільного падіння;

p_0 - питома навантаження на крило при зльоті, яка визначається за статистичними даними, $p_0 = 280 \text{ даН/м}^2$.

$$S = 17600 \cdot 9,8 / 10 \cdot 280 = 61,6 (\text{м}^2).$$

Розмах крила вчислимо по формулі:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{10 \cdot 61,6} = 24,82 (\text{м}),$$

де λ - подовження крила, $\lambda = 10$.

Коренева (по осі симетрії літака) b_0 і кінцева b_k хорди крила визначаються виходячи зі значень S , η , l :

$$b_0 = \frac{S \cdot 2\eta}{l \cdot (\eta + 1)},$$

$$b_k = b_0 / \eta$$

де η - звуження крила, $\eta = 3$.

Коренева хорда:

$$b_0 = \frac{61,6 \cdot 2 \cdot 3}{24,82(3 + 1)} = 3,72 (\text{м});$$

Кінцева хорда:

$$b_k = \frac{3,72}{3} = 1,24 (\text{м});$$

Середню аеродинамічну хорду (САХ) крила вчислимо по формулі:

$$b_{\text{сах}} = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{(\eta^2 + \eta + 1)}{\eta(\eta + 1)}$$

$$b_{\text{сах}} = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 3,723 \cdot \frac{3^2 + 3 + 1}{3(3 + 1)} = 2,689 (\text{м})$$

Координата САХ по розмаху крила визначається співвідношенням:

$$z_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1}$$

$$z_a = \frac{24.82}{6} \frac{3+2}{3+1} = 5.2(\text{м});$$

Координата носка САХ по осі ОХ:

$$x_A = z_A \cdot \text{tg } \chi_{\text{п.к}}$$

де $\chi_{\text{п.к}}$ - стреловидність по передній кромці крила. Враховуючи, що стреловидність по 0,25b $\chi = 35^\circ$, $\text{tg} \chi_{\text{п.к}}$ вчислимо по формулі:

$$\text{tg} \chi_{\text{п.к}} = \text{tg} \chi + \frac{\eta - 1}{\lambda(\eta + 1)}$$

$$\text{tg} \chi_{\text{п.к}} = \text{tg} \chi + \frac{\eta - 1}{\lambda(\eta + 1)} = 0.0875 + \frac{3 - 1}{10(3 + 1)} = 0.0875 + 0.05 = 0.1375$$

Визначення геометричних параметрів ГО і В

Площу горизонтального оперення вчисли по формулі:

$$S_{\text{ГО}} = \bar{S}_{\text{ГО}} \cdot S.$$

Значення відносної площі горизонтального оперення $S_{\text{ГО}}$ вибираємо на підставі статистичних даних. Приймаємо $\bar{S}_{\text{ГО}} = 0.27$.

$$S_{\text{ГО}} = 0.27 * 61.6 = 12.32(\text{м}^2);$$

Площу вертикального оперення вчислимо по аналогічній формулі:

$$S_{\text{ВО}} = \bar{S}_{\text{ВО}} \cdot S.$$

На підставі статистичних даних призначаємо відносну площу вертикального оперення $\bar{S}_{\text{ВО}} = 0.15$.

$$S_{\text{ВО}} = \bar{S}_{\text{ВО}} \cdot S = 0.15 * 61.6 = 9.24(\text{м}^2);$$

Вчислимо розмах горизонтального оперення :

$$l_{\text{ГО}} = \sqrt{\lambda_{\text{ГО}} \cdot S_{\text{ГО}}},$$

де $\lambda_{\text{ГО}}$ - подовження горизонтального оперення. На підставі статистичних даних призначаємо $\lambda_{\text{ГО}} = 4$.

$$l_{\text{ГО}} = \sqrt{4 * 12.32} = 7.02(\text{м});$$

Вчислимо розмах вертикального оперення по аналогічній формулі:

$$l_{\text{ВО}} = \sqrt{\lambda_{\text{ВО}} \cdot S_{\text{ВО}}},$$

де $\lambda_{\text{ВО}}$ - подовження вертикального оперення. На підставі статистичних даних призначаємо $\lambda_{\text{ВО}} = 1.5$.

$$l_{\text{ВО}} = \sqrt{1.5 * 9.24} = 3.7(\text{м});$$

Вчислимо величину кореневої хорди горизонтального оперення по формулі:

$$b_{\text{ГО}} = \frac{S_{\text{ГО}}}{l_{\text{ГО}}} \cdot \frac{2\eta_{\text{ГО}}}{\eta_{\text{ГО}} + 1},$$

де $\eta_{го}$ - звуження горизонтального оперення, приймаємо $\eta_{го}=2$.

$$b_{озо} = \frac{12.32}{7.02} \frac{2*2}{2+1} = 2,34(м);$$

Вичислимо величину кореневої хорди вертикального оперення по формулі:

$$b_{ово} = \frac{S_{во}}{l_{во}} \cdot \frac{2\eta_{во}}{\eta_{во} + 1},$$

де $\eta_{в}$ - звуження вертикального оперення, приймаємо $\eta_{в}=3$.

$$b_{ово} = \frac{9.24}{3.7} \frac{2*3}{3+1} = 3.75(м);$$

Вичислимо величину кінцевої хорди горизонтального оперення по формулі:

$$b_{к.го} = \frac{b_{ого}}{\eta_{го}};$$

$$b_{кзо} = \frac{2,34}{2} = 1.17;$$

Вичислимо величину кінцевої хорди вертикального оперення по формулі:

$$b_{к.во} = \frac{b_{ово}}{\eta_{во}}$$

$$b_{кво} = \frac{3.75}{3} = 1.25(м);$$

Вичислимо величину середньої аеродинамічної хорди горизонтального оперення :

$$b_{азо} = \frac{2}{3} b_{озо} \frac{\eta_{зо}^2 + \eta_{зо} + 1}{\eta_{зо}(\eta_{зо} + 1)} = \frac{2}{3} 2.34 \frac{4+2+1}{2(2+1)} = 1.82(м);$$

Вичислимо величину середньої аеродинамічної хорди вертикального оперення :

$$b_{аво} = \frac{2}{3} b_{ово} \frac{\eta_{во}^2 + \eta_{во} + 1}{\eta_{во}(\eta_{во} + 1)} = \frac{2}{3} 3.75 \frac{9+3+1}{3(3+1)} = 2.7(м);$$

Відстань центру мас від носка середньої аеродинамічної хорди крила x_T прийемо рівним: $x_T=0,3b_{сах}$. Вичислимо цю відстань:

$$x_m = 0.25 * 2.689 = 0.672$$

Відстань від центру мас літака до центру тиску горизонтального оперення $L_{го}$ приймаємо:

$$L_{го} = 5 * b_a = 5 * 2.689 = 13 (м)$$

Визначення геометричних параметрів фюзеляжу

Вичислимо довжину фюзеляжу l_{ϕ} , довжину його носової частини $l_{н.ч}$ і довжину хвостової частини $l_{хв.ч}$. Із статистичних даних призначаємо подовження фюзеляжу $\lambda_{\phi}=9$; подовження носової частини $\lambda_{н.ч}=1,4$; подовження хвостової частини $\lambda_{хв.ч}=2$. Діаметр фюзеляжу теж призначаємо на підставі статистичних даних: $D_{\phi}=3\text{м}$.

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot D_{\phi};$$

$$l_{н.ч} = \lambda_{н.ч} \cdot D_{\phi};$$

$$l_{хв.ч} = \lambda_{хв.ч} \cdot D_{\phi}.$$

$$l_{\phi} = 9 \cdot 3 = 27 \text{ (м)}$$

$$l_{н.ч} = 1,4 \cdot 3 = 4,2 \text{ (м)}$$

$$l_{хв.ч} = 2 \cdot 3 = 6 \text{ (м)}.$$

Визначення геометричних параметрів шасі :

Параметри триопорного шасі :

1) база шасі b , т. е. відстань (вигляд збоку) між осями головної і носової стійок;

2) колія шасі B , тобто відстань (вигляд спереду) між площинами симетрії головних коліс;

3) винесення головних коліс e , т. е. відстань (вигляд збоку) між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, і віссю головного колеса;

4) винесення переднього колеса a , тобто відстань (вигляд збоку) між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, і віссю переднього колеса;

5) висота шасі h - відстань від вузлів кріплення до поверхні аеродрому при обтисканні стоянки амортизаторів і пневматиків;

6) висота центру мас літака H .

Похідні від цих параметрів:

1) кут винесення коліс головних стійок;

2) кут перекидання (кут торкання хвостової частини фюзеляжу поверхні ЗПС).

Величина винесення шасі e лежить в межах:

$$e = (0,16 \cdot 0,06) b.$$

База шасі повинна вибиратися з умови забезпечення хороших експлуатаційних якостей літака при маневруванні по аеродрому і залежить від довжини фюзеляжу :

$$b = (0,3 \cdot 0,4) l_{\phi}.$$

$$\text{Приймаємо } b = 0,4 \cdot l_{\phi} = 0,4 \cdot 27 = 10,8\text{м}$$

Винесення передньої опори a вибирається так, щоб при стоянці не сталося перевалювання літака на хвіст. Очевидно, він має бути більше кута торкання хвостовою п'ятою :

$$\gamma = \varphi + (1.4^\circ).$$

Кут торкання хвостовою п'ятою φ повинен забезпечувати використання заданих посадочних кутів атаки, тому

$$\varphi = \alpha_{\text{пос.мах}} - \alpha_z - \psi,$$

де $\alpha_{\text{пос.мах}}$ - максимальний посадочний кут атаки, $\alpha_{\text{пос.мах}} = 15^\circ$;

$$\alpha_z = 0-4^\circ - \text{кут заклинювання крила}; \alpha_z = 3^\circ.$$

$$\psi = -2^\circ. + 2^\circ - \text{кут стоянки}; \psi = 2^\circ.$$

Вичислимо величину кута торкання хвостовою п'ятою :

$$\varphi = 15 - 3 - 2 = 10^\circ.$$

$$\text{Тоді } \gamma = \varphi + 4^\circ = 10^\circ + 4^\circ = 14^\circ.$$

Висота центру мас літака $H = 1,6$ м.

Величина колії B повинна лежати в діапазоні:

$$2H \leq B < 15 \text{ м}$$

У нашому випадку $B = 3,6$ м.

1.1.6 Розробка об'ємно-вагової, конструктивно-силової компоновки, центрування літака

Вагове зведення і центрування літака

Визначення положення фокусу крила

Фокус крила визначається по залежності:

$$\bar{x}_F = \frac{1 - \bar{c}^2}{4} + 0,33 \left(\lambda \text{tg } \chi_{0,25} + \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right) \frac{\eta - 1,7}{\eta}, \quad (1.1.6.1)$$

Розрахунок фокусу крила для геометричних параметрів крила проведений з використанням програми розрахунку електронних таблиць MS Excel.

Таблиця 1.1.6.1.1 – Визначення фокусу крила

Xa'	9,133
ba	2,772
$\bar{X}_{\text{проф}}$	0,239
$\bar{X}_{\text{фкр}}$	0,249

Для проектованого літака значення відносного положення фокусу крила склало 0,249.

Розрахунок центрувань

Положення центрів тяжкості усіх агрегатів і вантажів літака показані на рисунку 1.1.6.1.

При виконанні центрувальних розрахунків приймаємо [2]:
 Положення центр мас крила на 40% b_a ;
 Положення центр мас оперення на 45% b_a ГО и 50% b_a ВО;
 Положення центр мас фюзеляжу на 50% довжини фюзеляжу.
 Координати центру тяжіння літака визначають по формулах:

$$x_{um} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}, \quad (1.1.6.2)$$

$$y_{um} = \frac{\sum m_i y_i}{\sum m_i}, \quad (1.1.6.3)$$

Центрування літака визначається по формулах:

$$\bar{x}_{um} = \frac{x_{um} - x'_a}{b_a}, \quad (1.1.6.4)$$

$$\bar{y}_{um} = \frac{y_{um} - y'_a}{b_a}, \quad (1.1.6.5)$$

де x'_a, y'_a - координати носка САХ відносно носку фюзеляжу.

Підбір номенклатури і кількості обладнання робитися відповідно до рекомендацій робіт [5], [7]. Номенклатура і кількість бортового обладнання наводиться в таблиці 1.28. Розрахунок центрувань проведений для варіантів:

- порожній літак;
- зліт, шасі випущене;
- зліт, шасі прибране;
- посадка, шасі випущене;
- посадка, шасі прибране;

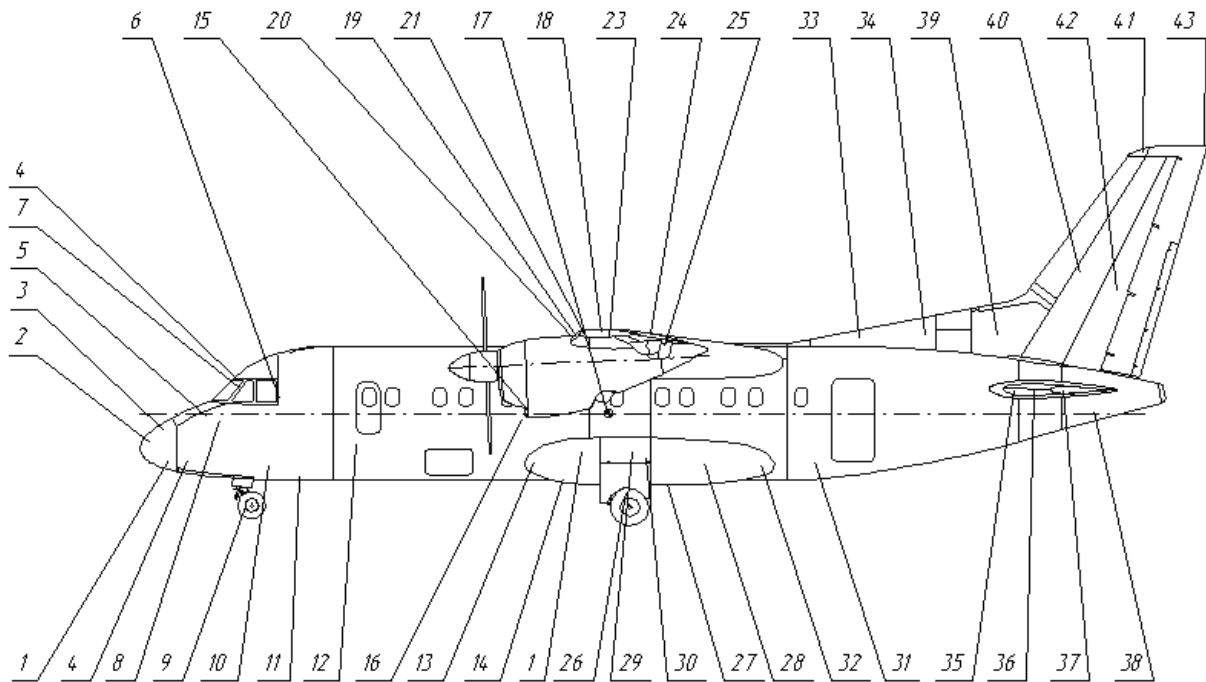


Рисунок 1.1.6.1 – До розрахунку центрування літака

До рисунку 1.1.6.1.

- 1) Метеонавігаційна РЛС «Буран-А140»
- 2) Антена курсова КНА-001
- 3) Антена глісада ГА-001
- 4) Рульово-посадочний прожектор ПРП-01
- 5) Загальна літакова система
- 6) Центр тяжіння пілотів
- 7) Обігрів скла
- 8) Пульти управління кисневим обладнанням
- 9) Центр тяжіння носової стійки шасі
- 10) Система Держ. упізнання 680.12-2
- 11) Жорстка проводка системи управління
- 12) Випрямне пристрої і статичні перетворювачі системи електропостачання
- 13) Передній аварійний світильник САО-1А (2 шт.)
- 14) Нижній світловий маяк МСЛ-3М-2с (2 шт.)
- 15) Датчик сигналізатора обмерзання повітрозабірника двигуна.
- 16) Центр тяжіння обладнання вантажного відсіку і вантажу
- 17) Центр тяжіння фюзеляжу
- 18) Центр тяжіння крила
- 19) Блоки управління і кільцювання системи кондиціонування повітря

- 20) Система протизаморожувача крила
- 21) Червоний бортовий вогонь БАНО-8М
- 22) Зелений бортовий вогонь БАНО-8М
- 23) Балони протипожежної системи
- 24) Верхній світловий маяк МСЛ-3М-2с
- 25) Проводка системи управління механізації крила
- 26) Центр тяжіння основних стійок шасі
- 27) Система Держ. Упізнання 680.12-2
- 28) Блоки і розподільні облаштування системи електропостачання
- 29) Блоки формування курсу
- 30) Блоки паливоміра
- 31) Блоки радіобладнання
- 32) Агрегати гідросистеми
- 33) Фара ФПК-250 підсвітла кромки стабілізатора (тільки по правому борту)
- 34) Трубопровід системи наддування облаштування КВ
- 35) Задній аварійний світильник САО-1А (2 шт.)
- 36) Система протизаморожувача носка стабілізатора
- 37) Центр тяжіння ГО
- 38) Протипожежне обладнання ВСУ (сигналізатор і датчик)
- 39) Трубопроводи
- 40) Протизаморожувальне обладнання носка кіля
- 41) Система бортовий засіб збору параметричної інформації БУР-92А
- 42) Центр тяжіння В
- 43) Білий хвостовий вогонь АНО-3Бл

Таблиця 1.1.6.1.2 – Обладнання літака

№	Найменування	К-ть	Мас	Х, м	У, м
Пілотажно-навігаційне обладнання					
1	Командний авіагоризонт АГК-77-15	2	22.2	1.716	1.144
2	Блок контролю крену БКК-18	1	12	1.496	1.056
3	Трифазний статичний перетворювач ПТС-25М	1	5.2	3.08	-0.308
4	Індикатор ІСД-1	2	2.5	1.672	1.056
5	Резервний авіагоризонт АГР-74	1	2	1.672	1.232
6	Система повітряних сигналів СВС-1-72-1А	1	10.5	1.32	1.056
Подовження таблиці 1.1.6.1.2 на наступних листах 37, 38, 39					

7	Електронно-механічний висотомір ЕМВ-72-ФПБГ	1	0.8	1.694	1.1
8	Барометричний малогабаритний висотомір ВБМ-	1	1.5	1.7028	1.144
9	Система сигналізації вертикального іонування ССВЕ-МБП-м	1	8	1.98	1.408
10	Сигналізатор напруги живлення СНЖ-1	2	2.2	3.08	-0.352
11	Датчик температури гальмування П-104М	1	0.4	1.4564	1.056
12	Показчик температури УТ-1М-ПБ	1	1.5	1.672	1.056
13	Система обмежувальних сигналів СОС-140	2	0.5	1.98	1.408
14	Показчик швидкості-повторювач УС-П-ПБ	1	0.4	1.716	1.144
15	Приймач повітряного тиску ППД-1М	3	0.25	1.32	0.44
16	Блок контролю ПВД БКПД-1	3	1.5	1.694	1.078
17	Обчислювач критичних режимів і сигналізації С-4	2	6.5	1.672	1.232
18	Блок формування команд БФК-3	1	7.8	1.452	1.056
19	Система попередження землі СППЗ-1-2	1	9.25	1.452	0.77616
20	Базова система формування курсу БСФК-1	1	17	1.452	1.056
21	Інерційна курсовертикаль ГА-8	2	4.8	9.68	1.76
22	Планово-навігаційний прилад ПНП-72	2	14	1.672	1.254
23	Система автоматичного управління САУ-28-02	1	222	9.68	1.936
24	Приймач повного тиску ППТ-1М	3	0.55	1.496	0.616
25	Блок контролю повного тиску БК-ПТ-1	3	3.5	1.76	1.452
26	Дублер авіагоризонта ТАК-30 ПБ	2	2	1.716	1.144
27	Авіаційний годинник ЧАМ	1	2	1.584	1.056
28	Індукційний компас КИ-13	1	11.1	1.452	1.056
29	Радіомагнітний індикатор РМИ-3	2	3	1.716	1.1
30	Комплексна навігаційно-посадочна апаратура	2	62.8	1.628	0.748
31	Метеонавігаційна РЛС «Буран-А140»	1	34	0.66	-0.176
32	Літаковий відповідач З-72 М	1	44.3	1.76	0.748
33	Автоматичний радіокомпас АРК-25	2	29	1.716	0.748
34	Радіовисотомір А-037	2	7.5	1.672	1.1
35	Далекомір ДМЕ-МВЛ ВДН-94	1	5	1.452	1.056
36	Супутникова навігаційна система (СНС) СН-3301	1	12	1.452	1.056
37	Апаратура визначення держ, приладдя 680,12-2	2	6	1.452	1.056
Радіозв'язне обладнання					
1	Портова система збору звукової сигналізації «Опал-		5.7	1.496	0.748

2	Стереоманітофон «Моріон-Б»		4.2	1.716	1.254
3	Радіостанція МВ- діапазону «Орлан - 85 СТА»	2	25	1.716	1.254
4	Апаратура внутрішнього зв'язку і комутації «Лайнер-МВЛ»	1	1.5	1.496	0.748
5	Гарнітура ГСШ-А-18	3	0.5	1.496	0.748
6	Аварійна радіостанція МВ- діапазону Р-885 А1	1	28	1.496	0.748
7	Портівна система збору звукової сигналізації «Опал-»	1	12	1.496	0.748
Бортовий засіб збору параметричної інформації					
1	Бортове облаштування реєстрації БУРИ-92 А	1	7.5	21.2	6.336
Система електропостачання					
1	Генератор 30030-140	2	56	3.828	-0.22
2	Статичний перетворювач ПТС-2500	3	8	3.828	-0.22
3	Випрямне облаштування F11RB4140	3	1	3.828	-0.22
4	Акумуляторні батареї 20FP25H1CN - R	2	14.5	3.828	-0.22
Світлотехнічне обладнання					
1	Бортові аеронавігаційні вогні БАНО-8 М	2	0.015	9.768	2.156
2	Хвостовий вогонь АНО-3Бл	1	0.063	19.00462	6.38
4	Світловий маяк МСЛ-3М-2с	1	0.185	11	2.332
5	Аварійний світильник САО-1А	2	0.435	8.316	-0.44
6	Аварійний світильник САО-1А	2	0.435	17.6	1.672
7	Рульово-посадочний прожектор ПРП-01	2	3	1.496	-0.22
8	Фара ФПК-250	1	0.9	16.544	2.42
Кисневе обладнання					
1	Блок БЦ-3-210 (балон V=3л, рраб,=21 МПа)	1	1.2	10.032	-0.264
2	Блоки кисневого обладнання МХР з кисневими масками МС10-05	2	1.5	1.76	0.792
3	Димозахисні окуляри МХР-210	2	0.2	1.76	0.792
Протипожежне обладнання					
1	Датчики ПЕКЛО-155	2	0.1	9.504	2.2
2	Датчики ПЕКЛО-155	1	0.1	20.24	1.144
3	Датчики ПЕКЛО-155	1	0.1	10.12	1.672
4	Підсилювач	2	1.2	1.672	1.122
5	Балон	2	2	10.12	2.024
6	Балон	1	2	17.952	2.288
Протизаморожувальне обладнання					
1	Обігрів скла	1	0.89	2.2	1.056
2	Повітрязабірник	2	2.2	7.92	1.364

3	Передня кромка крила	2	4.3	9.24	2.2
4	Стабілізатор	2	2.8	17.864	1.672
5	Лопаті повітряного гвинта	12	0.1	7.744	1.408
6	Передня кромка кіля	1	3	19.58	4.532

Таблиця 1.1.6.1.3 – Порожній літак

№	Агрегат (вантаж)	Маса, кг	X, м	Sx, кг(м)
	Крило	1045,78	10,19	10656,5
	ГО	276,37	19,398	5361,025
	У	193,46	19,976	3864,557
	Фюзеляж	2174,56	12,79	27812,62
	Пілоти	240	2,508	601,92
	носова стійка	171,51	2,156	369,7756
	Основні	686,04	10,23	7018,189
	Силова установка	522	8,5	4437
	Пілотажно-навігаційне обладнання	750,18	5,337	4003,711
	Радіозв'язне обладнання	93	1,952	181,536
	Бортовий засіб збору параметричної інформації	7,5	21,21	159,075
	Система електропостачання	168	8,09	1359,12
	Світлотехнічне обладнання	470,89	9,922	4672,171
	Кисневе обладнання	148,6	6,214	923,4004
	Протипожежне обладнання	8,6	15,17	130,462
	Гідросистема	120	9,152	1098,24
	Висотне обладнання	20	8,736	174,72
	Протизаморожувальне обладнання	23,69	21,395	506,8476
	Проводка системи управління кабіна	150	3,536	530,4
	Проводка системи управління крило	120	9,36	1123,2
	Проводка системи управління оперення	70	19,968	1397,76
22.	Обладнання вантажного відсіку	1520	8,9	13528
	Сума	8980,18	-	86698,1
	Ц.т. відносно носка фюзеляжу	-	9,654383	
	Центрування	-	0,188089	

Таблиця 1.1.6.1.4 – Зліт, шасі випущене

№	Агрегат (вантаж)	Маса, кг	X, м	Sx, кг(м)
	Крило	1045,78	10,19	10656,5
	ГО	276,37	19,398	5361,025
	У	193,46	19,976	3864557

Подовження таблиці 1.1.6.1.4 на наступному листі 40

Фюзеляж	2174,56	12,79	27812,62
Пілоты	240	2,508	601,92
Носова стійка	171,51	2,156	369,7756
Основні	686,04	10,23	7018,189
Силовая установка	522	8,5	4437
Пілотажно-навігаційне обладнання	750,18	5,337	4003,711
Радіозв'язне обладнання	93	1,952	181,536
Бортовий засіб збору параметричної інформації	7,5	21,21	159,075
Система електропостачання	168	8,09	1359,12
Світлотехнічне обладнання	470,89	9,922	4672,171
Кисневе обладнання	148,6	6,214	923,4004
Протипожежне обладнання	8,6	15,17	130,462
Гідросистема	120	9,152	1098,24
Висотне обладнання	20	8,736	174,72
Протизаморожувальне обладнання	23,69	21,395	506,8476
Проводка системи управління кабіна	150	3,536	530,4
Проводка системи управління крило	120	9,36	1123,2
Проводка системи управління оперення	70	19,968	1397,76
Обладнання грузового відсіку	1520	8,9	13528
Паливо	3375	10,0955	34072,31
Вантаж	6000	8,9	53966
Сума	17295,18	-	167948,5
Ц.т. відносно носка фюзеляжу	-	9,710714	
Центрування	-	0,20841	

Таблиця 1.1.6.1.5 – Зліт, шасі прибране

№	Агрегат (вантаж)	Маса, кг	X, м	Sx, кг(м)
	Крило	1045,78	10,19	10656,5
	ГО	276,37	19,398	5361,025
	У	193,46	19,976	3864,557
	Фюзеляж	2174,56	12,79	27812,62
	Пілоты	240	2,508	601,92
	носова стійка	171,51	3,508	601,6571
	Основні	686,04	10,23	7018,189
	Силовая установка	522	8,5	4437
	Пілотажно-навігаційне обладнання	750,18	5,337	4003,711
	Радіозв'язне обладнання	93	1,952	181,536

Подовження таблиці 1.1.6.1.5 на наступному листі 41

Бортовий засіб збору параметричної інформації	7,5	21,21	159,075
Система електропостачання	168	8,09	1359,12
Світлотехнічне обладнання	470,89	9,922	4672,171
Кисневе обладнання	148,6	6,214	923,4004
Протипожежне обладнання	8,6	15,17	130,462
Гідросистема	120	9,152	1098,24
Висотне обладнання	20	8,736	174,72
Протизаморожувальне обладнання	23,69	21,395	506,8476
Проводка системи управління кабіна	150	3,536	530,4
Проводка системи управління крило	120	9,36	1123,2
Проводка системи управління оперення	70	19,968	1397,76
Обладнання грузового відсіку	1520	8,9	13528
Паливо	3375	10,0955	34072,31
Вантаж	6000	8,9	53966
Сума	17295,18	-	170491
Ц.т. відносно носка фюзеляжу	-	9,857718	
Центрування	-	0.236942	-

Таблиця 1.1.6.1.6 – Посадка, шасі випущене

№	Агрегат (вантаж)	Маса, кг	X, м	Sx, кг(м)
	Крило	1045,78	10,19	10656,5
	ГО	276,37	19,398	5361,025
	У	193,46	19,976	3864,557
	Фюзеляж	2174,56	12,79	27812,62
	Пілоти	240	2,508	601,92
	носова стійка	171,51	2,156	369,7756
	Основні	686,04	10,23	7018,189
	Силова установка	522	8,5	4437
	Пілотажно-навігаційне обладнання	750,18	5,337	4003,711
	Радіозв'язне обладнання	93	1,952	181,536
	Бортовий засіб збору параметричної інформації	7,5	21,21	159,075
	Система електропостачання	168	8,09	1359,12
	Світлотехнічне обладнання	470,89	9,922	4672,171
	Кисневе обладнання	148,6	6,214	923,4004
	Протипожежне обладнання	8,6	15,17	130,462
	Гідросистема	120	9,152	1098,24

Подовження таблиці 1.1.6.1.6 на наступному листі 42

Висотне обладнання	20	8,736	174,72
Протизаморожувальне обладнання	23,69	21,395	506,8476
Проводка системи управління кабіна	150	3,536	530,4
Проводка системи управління крило	120	9,36	1123,2
Проводка системи управління оперення	70	19,968	1397,76
Обладнання грузового відсіку	1520	8,9	13528
Паливо	337,5	10,0955	3407,231
Вантаж	6000	8,9	53966
Сума	14257,68	-	137283,5
Ц.т. відносно носка фюзеляжу	-	9,628738	
Центрування	-	0.208348	-

Таблиця 1.1.6.1.7 – Посадка, шасі прибране

№	Агрегат (вантаж)	Маса, кг	X, м	Sx, кг(м
	Крило	1045,78	10,19	10656,5
	ГО	276,37	19,398	5361,025
	У	193,46	19,976	3864,557
	Фюзеляж	2174,56	12,79	27812,62
	Пілоти	240	2,508	601,92
	носова стійка	171,51	3,508	601,6571
	Основні стійки	686,04	10,23	7018,189
	Силова установка	522	8,5	4437
	Пілотажно-навігаційне обладнання	750,18	5,337	4003,711
	Радіозв'язне обладнання	93	1,952	181,536
	Бортовий засіб збору параметричної рмації	7,5	21,21	159,075
	Система електропостачання	168	8,09	1359,12
	Світлотехнічне обладнання	470,89	9,922	4672,171
	Кисневе обладнання	148,6	6,214	923,4004
	Протипожежне обладнання	8,6	15,17	130,462
	Гідросистема	120	9,152	1098,24
	Висотне обладнання	20	8,736	174,72
	Протизаморожувальне обладнання	23,69	21,395	506,8476
	Проводка системи управління кабіна	150	3,536	530,4
	Проводка системи управління крило	120	9,36	1123,2
	Проводка системи управління оперення	70	19,968	1397,76
	Обладнання грузового відсіку	1520	8,9	13528

Подовження таблиці 1.1.6.1.7 на наступному листі 43

Паливо	337,5	10,0955	3407,231
Вантаж	6000	8,9	53966
Сума	14257,68	-	137515,3
Ц.т. відносно носка фюзеляжу	-	9,645001	
Центрування	-	0.237135	-

Укладення про статичну стійкість і керованість літака

Міра статичної стійкості літака визначається як:

$$-m_z^{C_y} = \bar{x}_{cm} - \bar{x}_{Fкр}, \quad (1.1.6.7)$$

Умова стійкості для пасажирського літака:

$$\bar{x}_F - \bar{x}_{mn з} = 0,08...0,10 \quad (1.1.6.8)$$

$$\bar{x}_{mn з} - \bar{x}_{mn n} = 0,08...0,10 \quad (1.1.6.9)$$

де $\bar{x}_{mn з}$, $\bar{x}_{mn n}$ - гранично заднє центрування, гранично переднє центрування.

Для проектованого літака значення склали:

- положення фокусу 0.249;
- гранично переднє центрування 0.2083;
- гранично заднє центрування 0.2971;

тобто, за результатами розрахунку, літак статично стійкий і керований в усьому діапазоні режимів польоту.

Конструктивно-силова схема літака і його агрегатів

При виборі конструктивно-силових схем агрегатів літака (ДОДАТОК Б) необхідно враховувати наступні умови:

1) маса конструкції планера літака для заданих умов має бути найменшою, що досягається раціональною передачею сил по елементах конструкції при необхідній жорсткості;

2) конструкція має бути технологічною, тобто такий, щоб для її виготовлення могла бути застосована найбільш проста і раціональна технологія;

3) конструкція повинна забезпечувати найбільші зручності в експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню люків і експлуатаційних роз'ємів агрегатів, для підходу до силової установки, обладнання і так далі

4) конструкція має бути досить міцною, а так само мати необхідний запас міцності для запобігання руйнуванню і забезпеченню заданого ресурсу.

Розрахункові дані беруться з першого розділу роботи.

Конструктивно-силова схема крила

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається:

1) компонованням крила - наявністю в обшивці люків для обслуговування розташованих в крилі агрегатів обладнання, наявністю в крилі бака для палива;

2) компонованням фюзеляжу - наявністю достатніх об'ємів для центральної частини крила у фюзеляжі (при однолонжеронному крилі об'єми у фюзеляжі потрібно мінімальні);

3) вимогою жорсткості і міцності.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила скористаємося двома критеріями [1]:

1) поняттям умовного лонжерона, ширина пояса якого складає 0,5 хорд крила в розрахунковому перерізі;

2) інтенсивністю моментного навантаження М/Н.

Виконаємо розрахунок цих двох критеріїв.

Товщину пояса умовного лонжерона в перерізі кореневої хорди крила визначимо по формулі:

$$\delta y = \frac{(p_0 \cdot S \cdot z_A - 2m_0 \cdot g \cdot z_i - m_{кр} \cdot g \cdot z_A) \cdot n^p}{0,96 \cdot c \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p}$$

де p_0 - питоме навантаження на крило при зльоті H/m^2 ; $p_0=3300 H/m^2$;

S - площа крила m^2 ; $S=61,6 m^2$;

z_A - координата середньої аеродинамічної хорди від подовжньої осі літака по розмаху крила, м; $z_A=4,45$ м;

m_0 - маса вантажу, розташованого на крилі, кг; На одній консолі крила розташовується силова установка $m_{су}=1040$ кг, а також паливо $m_T=2255$ кг;

g - прискорення вільного падіння, $g=9,8 m/c^2$;

z_i - координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від бортової нервюри по розмаху крила, $z_{дв}=3,0$ мб, $z_{топл.}=5,0$ м;

n_p - коефіцієнт розрахункового перевантаження;

Коефіцієнт розрахункового перевантаження визначимо за методикою, описаною в [7].

Формула для розрахунку коефіцієнта розрахункового перевантаження :

$$n_y^p = n_y^3 \cdot f$$

де n_y - коефіцієнт експлуатаційного перевантаження для заданого розрахункового випадку ;

f - коефіцієнт безпеки ; $f = 1,5$.

Для величини n_y^3 в розрахунковому випадку А (атах) в нормативних матеріалах [8] приведено співвідношення:

$$n_y^3 = 2,1 + 10980 / (m_0 + 4540)$$

Тому

$$n_y^3 = 2,1 + 10980 / (17600 + 4540) = 2,596 .$$

Значення експлуатаційного перевантаження лежать в діапазоні [8]:

$$2,5 \leq n_y^3 \leq 3,8$$

Приймаємо $n_y = 2,6$. Тоді

$$n_y^p = 2,6 \cdot 1,5 = 3,9.$$

$m_{кр}$ - маса крила, кг ; $m_{кр} = 2826$ кг;

c – відносна товщина профілю крила; $c = 0,12$;

b_0 - коренева хорда крила, м; $b_0 = 3,894$ м;

σ_r - руйнівна напруга пояса лонжерона; $\sigma_r = 330$ МПа (для алюмінієвого сплаву Д16Т).

Визначимо товщину пояса умовного лонжерона без урахування вантажу, розташованого в крилі :

$$\delta_y = \frac{[(3300 \cdot 31,15 \cdot 4,45 - 9,8 \cdot (1040 \cdot 3 + 2255 \cdot 5)) - 2826 \cdot 9,8 \cdot 4,45] \cdot 3,9}{0,96 \cdot 0,12 \cdot 0,6 \cdot 3,894^2 \cdot 330 \cdot 10^6} = 0,00667(\text{м})$$

$\delta_y = 6,7$ мм.

Оскільки товщина пояса умовного лонжерона вийшла більше трьох міліметрів, то обшивка крила матиме достатню товщину і її критичну напругу будуть високими. У такому разі у ваговому відношенні вигідніше застосовувати кесонне крило [2].

2) Інтенсивність моментного навантаження для кореневого перерізу крила визначимо по формулі:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(p_o \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot z_A] \cdot n^p}{1,03 \cdot (c \cdot b)^3}$$

де M - момент, що вигинає, Н · м;

H - розрахункова висота профілю перерізу крила, м;

$H = 0,8 \cdot H_{\text{мах}}$, $H_{\text{мах}}$ - максимальна висота профілю перерізу крила в кореневій частині, м;

Вичислимо величину інтенсивності моментного навантаження без урахування вантажу, розташованого на крилі :

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(3300 \cdot 31,15 - 2826 \cdot 9,8) \cdot 4,45 - (1040 \cdot 3 + 2255 \cdot 5) \cdot 9,8] \cdot 3,9}{1,03 \cdot (0,12 \cdot 3,894)^3} = 5,638(\text{МПа})$$

Оскільки значення $\delta_v > 3 \text{ мм}$, то вигіднішою у ваговому відношенні є кесонна КСС крила [2].

За даними розрахунку приймаємо однолонжеронну кесонну конструктивно-силову схему крила з двома подовжніми стінками. Працююча потужна обшивка крила, підкріплена стрингерами, здатна ефективно працювати спільно з лонжеронами, сприймаючи навантаження на крило. У цьому крилі велика частина моменту, що вигинає, сприймається панелями крила (зокрема - 56%).

Крило кесонної конструкції має задовільні масові характеристики і наявність внутрішнього об'єму, що дозволяє розмістити баки для палива. Також крило такої схеми має високу технологічність, що пояснюється застосуванням більшого штампованих деталей. Але з іншого боку ми трохи погіршали аеродинамічні характеристики крила.

Конструкція цього крила має 2 подовжніх стінки. Передню стінку розташуємо на 0,15 довжин хорди від носика профілю, а задній - на 0,7 довжин хорди. Це пов'язано з тим, що найбільш вигідне розташування передньої стінки - на 0,12...0,15 довжин хорди від носика профілю, а задньою - на 0,5...0,7 довжин хорди (відповідно до рекомендацій [2]).

Нервюри розташовані по потоку повітря, що поступає на крило. Така схема має переваги:

- можна при виготовленні крила точніше дотримуватися заданого профілю крила;
- можна отримати менший аеродинамічний опір. У цьому злучаємо хвилястість обшивки, яка викликається наявністю нервюр, розташовуватиметься паралельно тому.

Недоліки розташування нервюр по потоку:

- нервюри виходять довгими, що при цьому вигинає момент, діючий на них, збільшуватиметься, а звідси і велика маса нервюр;
- критична напруга втрати стійкості обшивки на осередку, обмеженому з певними нервюрами і стрингерами, менші;
- кут між стінкою і поясом нервюри по її довжині буде змінним. Це ускладнює виготовлення нервюр і кріплення до них обшивки;
- кріплення нервюр до подовжніх силових елементів ускладнене, оскільки вони підходять до них під кутом, що не дорівнює прямому.

Відстань між нервюрами приймаємо рівним 600 - 800 мм. В консолі крила є 25 нервюр. Конструктивно-силова схема крила - кесонна.

Крок стрингерів - 205 мм. На верхній і нижній поверхні крила розташоване по 8 стрингерів.

Конструктивно-силова схема фюзеляжу

При проектуванні фюзеляжу необхідно враховувати наступні вимоги і рекомендації :

- зосереджені сили, прикладені до елементів каркаса, необхідно як можна плавніше розподіляти по обшивці фюзеляжу;

- великі зосереджені сили (від двигунів, оперення, крила, шасі) необхідно передавати на обшивку і елементи каркаса спрямованими паралельно силі. Сили уздовж фюзеляжу повинні передаватися на обшивку через стрингери і подовжні балки, а сили, діючі уперек фюзеляжу, - через посилені шпангоути;

- зосереджені сили, спрямовані під гострим кутом до осі фюзеляжу, слід передавати на обшивку через стрингери і шпангоути;

- при конструкції герметизованих відсіків фюзеляжу необхідно правильно призначити межу зони герметизації (з урахуванням вирізів під шасі, крило і тому подібне); слід уникати застосування плоских поверхонь для сприйняття надмірного внутрішнього тиску. Поперечні перерізи герметизованих відсіків повинні, як правило, мати форму круга.

Фюзеляж за конструктивно-силовою схемою - балочний (типу напівмонокок). Подовжній силовий набір складається з густо розміщених силових стрингерів, які підкріплюють обшивку і разом з нею сприймають момент, що вигинає.

Поперечний набір фюзеляжу складається з нормальних і силових шпангоутів.

Фюзеляж типу напівмонокок має великі внутрішні вільні об'єми, отже, ці об'єми можна раціонально використати.

Поперечний силовий набір складається з 30 шпангоутів, з них 9 посилені. Відстань між шпангоутами за рекомендацією [2] вибрані рівними 1027мм.

Подовжній силовий набір включає 20 стрингерів з кроком 471мм. 24 стрингери з кроком 400 мм, по рекомендованому діапазону відстаней між стрингерами для середніх літаків [1].

Шпангоути — 1, 4, 6, 15, 16, 17, 18, 27, 29 силових.

У цій конструкції передбачена силова підлога.

Конструктивно-силова схема оперення

Конструктивно-силову схему горизонтального оперення вибираємо дволонжеронну.

Передній лонжерон розташуємо на 0,15 довжин кінцевої хорди вертикального оперення, а задній - на 0,65 довжин кінцевої хорди (відповідно до рекомендованого в [2] діапазоні).

Поперечний набір горизонтального оперення складається з нормальних і силових нервюр, розташованих по потоку повітря, що поступає на оперення. Всього в поперечному наборі — 5 нервюр. Нервюри 1, 2, 3, 4 — силові.

Таке розташування має переваги:

- можна при виготовленні крила точніше дотримуватися заданого профілю крила;

- можна отримати менший аеродинамічний опір. У цьому злучаємо хвилястість обшивки, яка викликається наявністю нервюр, розташовуватиметься паралельно тому.

Недоліки розташування нервюр по потоку:

- нервюри виходять довгими, що при цьому вигинає момент, діючий на них, збільшуватиметься, а звідси і велика маса нервюр;

- критична напруга втрати стійкості обшивки на осередку, обмеженому з певними нервюрами і стрингерами, менші;

- кут між стінкою і поясом нервюри по її довжині буде змінним. Це ускладнює виготовлення нервюр і кріплення до них обшивки;

- кріплення нервюр до подовжніх силових елементів ускладнене, оскільки вони підходять до них під кутом, що не дорівнює прямому.

Призначення силових нервюр :

Всього на горизонтальному оперенні 4 нервюр, які розміщені з кроком 700 мм.

Стрингери розташовані на відстані 80 мм по 7 на верхній і нижній поверхні.

Конструктивно-силова схема вертикального оперення - лонжеронна.

Подовжній набір складається з двох лонжеронів. Передній лонжерон розташований на 0,15 довжин хорди вертикального оперення, а задній - на 0,60 довжин хорди. У подовжньому силовому наборі також є стрингери, розташовані по 9 штук на кожній поверхні з кроком 137мм (відповідно до рекомендацій [1]).

Конструктивно-силова схема шасі

Конструктивно-силова схема шасі і схема його прибирання повинні забезпечувати:

- найменшу масу шасі (з урахуванням посилення вирізів під шасі в конструкції планера);

- найменший об'єм шасі в прибраному положенні;

- простоту кінематичної схеми механізмів випуску і прибирання шасі.

Носова опора забирається проти потоку у фюзеляж (вперед-вгору).

У нормальних експлуатаційних умовах випуск шасі здійснюється гідравлічною системою. У аварійних випадках схема прибирання вперед-

вгору забезпечує випуск носової стійки під дією сили тяжіння і швидкісного натиску.

Носова опора має балочну конструктивно-силову схему з телескопічною підвіскою колеса на стійку.

Забирається основна опора в гондолі, яка розташована на бічній поверхні фюзеляжу.

1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака

1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака

Лобовий опір літака виникає в результаті дії на кожен елемент обтічної поверхні аеродинамічних сил, причому дотичні складові аеродинамічних сил визначають опір тертя, а нормальні - опір тиску.

Складовими частинами лобового опору є:

- профільний опір, визначуваний зміною картини тиску на тілі, викликаний в'язкістю повітря і опором тертя;
- хвилевий опір, визначуваний наявністю стрибків ущільнення на поверхні обтічного тіла і в потоці, що також змінюють картину тиску;
- індуктивний опір, визначуваний наявністю підйомної сили і освітою за тілом просторової вихрової течії.

При дозвукових швидкостях польоту і малих кутах атаки значна частина лобового опору доводиться на профільний опір. Для розрахунку профільного опору використовується теорія пограничного шару, експериментальні дані і напівемпіричні залежності.

Згідно з експериментальними даними, профільний опір при безвідривному обтіканні літака, а також хвилевий опір, опір інтерференції і опір від місцевих джерел практично не залежить від кута атаки.

1.2.2 Розрахунок і побудова наближених злітних і посадочних поляр, аеродинамічної якості.

Розрахунок аеродинамічних характеристик проводимо за допомогою програмного забезпечення кафедри аеродинаміки, гідродинаміки.

Початкові дані для розрахунку.

Крило.

Параметри крила :

- розмах $l = 24,82$ м;
- центральна хорда $b_0 = 3,72$ м;
- кінцева хорда $b_k = 1,24$ м;
- САХ $b_a = 2,69$ м;

- стреловидность по $0,25b$ ($0,25 = 50$;
- звуження $\eta = 3$;
- подовження $\lambda = 10$;
- площа $S = 61,6 \text{ м}^2$;
- Параметри ізольованого крила :
- розмах $l = 24,06 \text{ м}$;
- центральна хорда $b_0 = 5,7 \text{ м}$;
- кінцева хорда $b_k = 1,98 \text{ м}$;
- САХ $b_a = 4,198 \text{ м}$;
- стреловидность по $0,25b$ ($0,25 = 350$;
- звуження $\eta = 2,88$;
- подовження $\lambda = 6,27$;
- площа $S = 92,39 \text{ м}^2$;
- Вертикальне оперення.
- розмах $l_{\text{во}} = 3,7 \text{ м}$;
- центральна хорда $b_0 \text{В} = 3,75 \text{ м}$;
- кінцева хорда $b_k \text{В} = 1,25 \text{ м}$;
- САХ $b_a \text{В} = 2,7 \text{ м}$;
- стреловидность по $0,25b$ $\chi_{0,25} = 240$;
- звуження $\eta_{\text{ВО}} = 2$;
- подовження $\lambda_{\text{ВО}} = 1,5$;
- площа $S_{\text{ВО}} = 9,24 \text{ м}^2$;
- Горизонтальне оперення.
- розмах $l_{\text{ГО}} = 7,02 \text{ м}$;
- центральна хорда $b_0 \text{ГО} = 2,34 \text{ м}$;
- кінцева хорда $b_k \text{ГО} = 1,17 \text{ м}$;
- САХ $b_a \text{ГО} = 1,82 \text{ м}$;
- стреловидность по $0,25b$ $\chi_{0,25} = 70$;
- звуження $\eta_{\text{ГО}} = 3$;
- подовження $\lambda_{\text{ГО}} = 4$;
- площа $S_{\text{ГО}} = 12,32 \text{ м}^2$;
- Фюзеляж.
- діаметр $D_{\text{ф}} = 3 \text{ м}$;
- довжина $l_{\text{ф}} = 27 \text{ м}$;
- довжина носової частини $l_{\text{нос}} = 4,2 \text{ м}$;
- довжина кормової частини $l_k = 6 \text{ м}$;
- подовження $\lambda = 9$;
- подовження носової частини $\lambda_{\text{нос}} = 1,4$;

- подовження кормової частини $\lambda_k = 2$;
- звуження носової частини $\eta_{нос} = 0$;
- звуження кормової частини $\eta_k = 0$;
- Мотогондола.
- довжина $l = 2,2$ м;
- діаметр $D_{MG} = 1$ м;
- подовження $\lambda_{MG} = 1,78$;

Результати розрахунку приведемо в додатку 1.

Згідно з методикою, викладеною в [9], проведемо розрахунок злітно-посадочних характеристик літака по наступних залежностях:

Поляра літака :

$$c_{xa} = c_{xo} + \Delta c_{xш} + \Delta c_{x,мех} + A c_{ya}^2;$$

$$\Delta c_{xш} = 0,55 c_{xo};$$

$$\Delta c_{x,мех} = 7,2k b_3^{-3/2} \bar{S}_{мех} \delta_3 \sin \delta_3 \cos \chi_{0,5};$$

Розрахунок поляри проведемо для наступного діапазону коефіцієнта підйомної сили :

$$c_{ya} = (0; 0,2; 0,4; 0,8; 1; c_{ya \max}).$$

$$\text{Аеродинамічна якість: до } k = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}.$$

Зліт.

$$c_{ya \max}^{3l} = c_{ya \max} + \Delta c_{ya \max};$$

$$\Delta c_{ya \max} = a c_{ya}^a \sqrt{b_3 \sin \delta_3} \bar{S}_{мех} \cos^{3,4} \chi_{0,5}. [8]$$

у злітній конфігурації $\delta_3 = 25^\circ$.

$$\Delta c_{ya \max} = 0,112;$$

$$c_{ya \max}^{3l} = 1,3378.$$

Розрахуємо поляру літака в злітній конфігурації, результати занесемо в таблицю 1.2.2.1.

Таблиця 1.2.2.1 – Поляра літака в злітній конфігурації

c_{ya}	0	0,28	0,4	0,8	1	1,3378
c_{xa}	0,04478	0,04995	0,05533	0,08698	0,11072	0,16279
k	0	5,61	7,23	9,20	9,03	8,22

Посадка.

$$c_{ya \max}^{пос} = c_{ya \max} + \Delta c_{ya \max};$$

$$\Delta c_{ya \max} = a c_{ya}^\alpha \sqrt{b_3 \sin \delta_3} \bar{S}_{\text{мех}} \cos^{3.4} \chi_{0.5}. \quad [8]$$

у посадочній конфігурації $\delta_3 = 40^\circ$.

$$\Delta c_{ya \max} = 0,139$$

$$c_{ya \max}^{\text{пос}} = 1,3648.$$

Розрахуємо полярну літака в посадочній конфігурації, результати занесемо в таблицю 1.2.2.2.

Таблиця 1.2.2.2 – Поляри літака в посадочній конфігурації

c_{ya}	0	0,28	0,4	0,8	1	1,3648
c_{xa}	0,06209	0,06726	0,07264	0,10429	0,12803	0,1849
k	0	4,16	9,64	7,68	5,32	7,38

Поляри для злітної і посадочної конфігурації зображені на рисунку – 1.2.2.1.

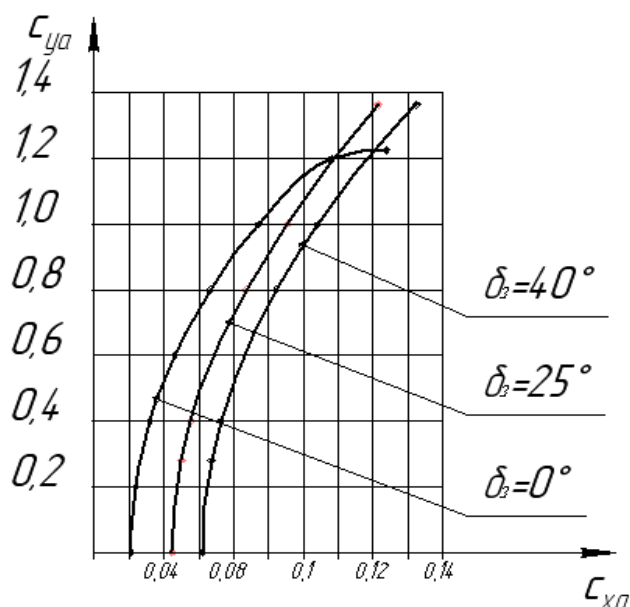


Рисунок – 1.2.2.1 Поляри літака в злітній, посадочній конфігурації і з не відхиленою механізацією

Для крейсерського польоту ($H = 8$ км, $M = 0,52$) вийшли наступні результати:

коефіцієнт лобового опору літака при $c_{ya}=0$: $c_{xa} = 0,02295$;

коефіцієнт максимальної підйомної сили літака $\Delta c_{ya \max} = 1,30305$;

критичний кут атаки $\alpha_{\text{кр}} = 16,68^\circ$;

максимальна якість $k_{\text{max}} = 17,605$;

найвигідніший коефіцієнт підйомної сили $c_{ya \text{анв}} = 0,72356$;

коефіцієнт підйомної сили, потрібний для горизонтального польоту $c_{ya \text{гп}} = 0,3928$;

коефіцієнт лобового опору при горизонтальному польоті

$$c_{\text{ха.гп}} = 0,02857;$$

аеродинамічна якість кг п = 14,03;

Фокус x_f/b_a літака без горизонтального оперення відносно носка САХ крила $x_f/b_a = 0.2291$;

Фокус x_f/b_a літака с горизонтальним оперенням відносно носка САХ крила $x_f/b_a = 0.5006$;

Коефіцієнт моменту m_{z_0} літака без горизонтального оперення (віднесено до САХ крила) $m_{z_0} = - 0.0249$;

Коефіцієнт моменту m_{z_0} літака с горизонтальним оперенням (віднесено до САХ крила) $m_{z_0} = 0.0568$.

1.2.3 Розрахунок льотних характеристик ЛА методом тяги Жуковського

Метод тяги Жуковського ґрунтується на порівнянні тяги, необхідної для забезпечення горизонтального прямолінійного польоту ЛА, що встановився, на заданому режимі (Н, М), з тягою, що розташовується, яку може розвинути двигун. Цей метод дає можливість визначити такі важливі ЛТХ, як діапазон висот і швидкостей горизонтального прямолінійного польоту, що встановився, характерні швидкості, статичну стелю, сскороподъемность, максимальну дальність і тривалість польоту і так далі

У горизонтальному прямолінійному польоті ЛА, що встановився, на висоті Н із заданим М потрібна тяга в першому наближенні дорівнює величині лобового опору :

$$P_{\text{нотр}}(H, M) = X_{\text{ар}}(H, M) ,$$

яке можна вичислити по формулі: $X_{\text{ар}}(H, M) = G / K$,

де G - сила тяжкості ЛА; ; $K = C_{y_{\text{ар}}} / C_{x_{\text{ар}}}$ - аеродинамічна якість.

Потрібну потужність обчислюємо за формулою:

$$N_{\text{нотр}} = P_{\text{нотр}} \frac{M \cdot a}{1000} ,$$

Значення потужностей, що розташовуються, вичислимо по наближеній формулі:

$$N_{\text{розт}} = \eta N_0 \frac{\rho_H}{\rho_0} ,$$

де η - ККД гвинта, N_0 - стартова потужність двигунів.

Результати обчислень зводимо в таблиць 1.2.3.1., 1.2.3.2. і 1.2.3.3.:

Таблиця 1.2.3.1 – Потрібна тяга і потужність, потужність, що розташовується, для $H=0$

M	0,157	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4	0,45	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,8	0,85	1,25
$P_{\text{потр кН}}$	14,36	9,25	9,60	11,35	14,01	17,33	21,24	25,68	30,63	36,06	41,96	48,32	97,30	158,27	232,34	1430,78
$N_{\text{потр, кВт}}$	766,46	629,22	816,32	1159,03	1669,03	2358,31	3252,52	4368,71	5732,43	7361,80	9282,08	11510,90	24833,66	43085,98	67203,72	608609,1
$N_{\text{розт, Вт}}$	0	2200,89	2370,19	2505,63	2607,20	2641,06	2674,92	2708,78	2708,78	2708,78	2674,92	2641,06	2573,35	2471,77	2336,33	846,50

Таблиця 1.2.3.2 – Потрібна тяга і потужність, потужність, що розташовується, для $H=4$

M	0,201	0,25	0,3	0,35	0,4	0,45	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,8	0,85	1,25
$P_{\text{потр кН}}$	14,36	9,29	9,21	10,18	11,79	13,91	16,42	19,30	22,49	26,00	29,81	59,70	96,85	141,97	871,36
$N_{\text{потр, кВт}}$	937,30	753,74	897,21	1157,06	1530,90	2032,45	2665,57	3444,85	4380,23	5486,25	6772,49	14532,26	25150,20	39170,13	353541,50

Таблиця 1.2.3.3 – Потрібна тяга і потужність, потужність, що розташовується, для $H=8$

M	0,266	0,3	0,35	0,4	0,45	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,8	0,85	1,25
$P_{\text{потр,}}$	15,86	8,88	9,08	9,20	9,89	10,97	12,36	14,03	15,91	17,98	35,41	57,01	83,17	505,03
$N_{\text{потр}}$	1302,20	821,25	978,99	1133,58	1371,77	1690,47	2094,92	2593,09	3185,54	3878,87	8183,55	14051,24	21781,41	194503,99
$N_{\text{розт}}$	1036,47	1075,45	1119,05	1133,58	1148,11	1162,65	1162,65	1162,65	1148,11	1133,58	1104,51	1060,91	1002,78	363,33

За результатами розрахунків будемо графік потрібної тяги (рисунок 1.2.3.1), що розташовується, і потрібною і такою, що розташовується потужностей (рисунок 1.2.3.2).

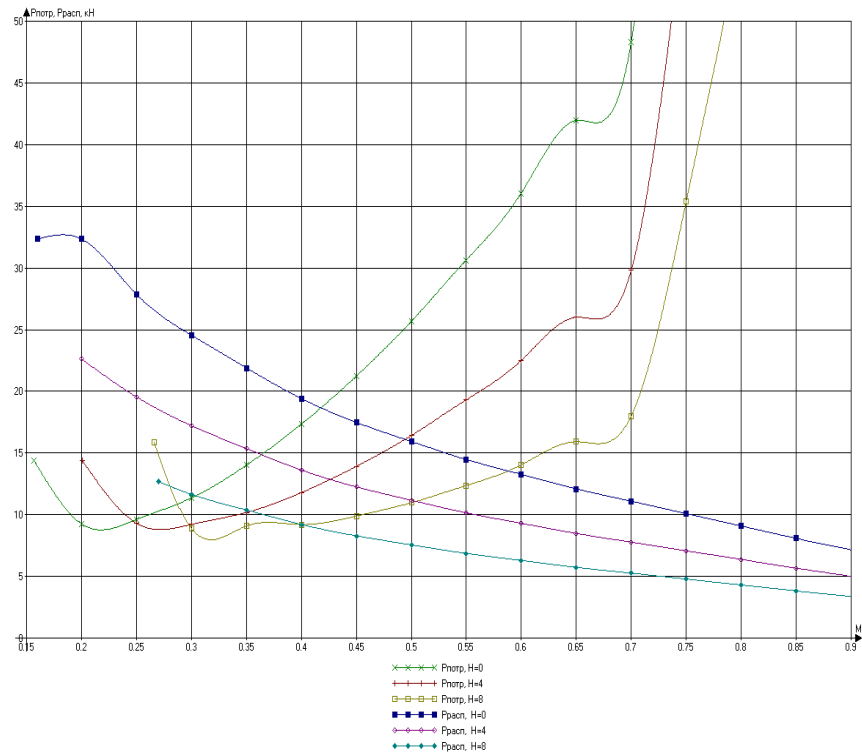


Рисунок 1.2.3.1 – Графіки потрібної тяги

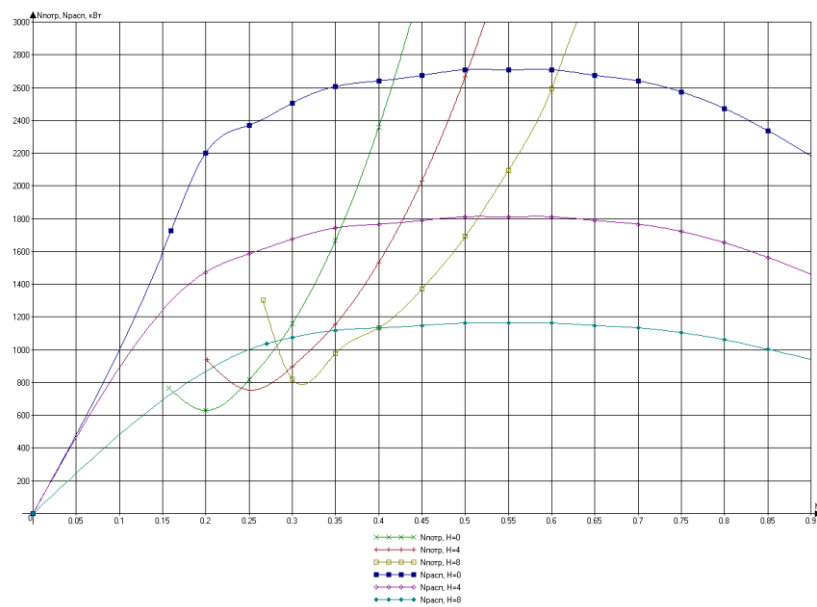


Рисунок 1.2.3.2 – Графіки потрібних потужностей, що розташовуються

1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання проектованого літака

1.3.1 Розробка майстер - геометрія регіонального літака

Увесь процес моделювання здійснюватимемо в системі Unigraphics[2].

Unigraphics - це інтерактивна система автоматизації проектування і виготовлення. Це тривимірна система, яка дозволяє ідеально відтворити майже будь-яку геометричну форму, оперуючи числами з подвоєною точністю [10].

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

Крило будується за допомогою команди Ruled (побудова лінійчастих поверхонь). Перед цим необхідно побудувати криві, що описують кінцевий і кореневий переріз крила, а також перерізу в місцях зламу крила. Після цього будуються законцовки крила.

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

Фюзеляж будується за допомогою команди Section Body (побудова поверхонь другого порядку) по сегментах. Для цього необхідно побудувати усі криві, повністю визначальні усі сегменти фюзеляжу.

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

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

Майстер-геометрія і об'ємно-масове компонування проектованого літака представлені на рисунках 1.3.1.1. і 1.3.1.2. відповідно.

1.3.2 Опис майстер - моделі літака

Проектований літак нормальної схеми з високорозташованим крилом, на якому розміщені два ТВД. Крило пряме, трапецієвидне, в якості механізації є закрилок і інтерцептор.

ГО має невелику стріловидність і розташоване на фюзеляжі, є нерухомим стабілізатором і кермом висоти.

У виконано за однокільовою схемою, має киль. На килі розташовано кермо напрямку.

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

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

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

По правому борту в районі вантажного відділення є навантажувально-розвантажувальний люк, по лівому борту - люк для екіпажа і обслуговуючого персоналу. Вантажний відсік передбачений для перевезення багажу в контейнерах і без, в обох випадках кріплення здійснюється до посиленої 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, що 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 і бортами фюзеляжу.

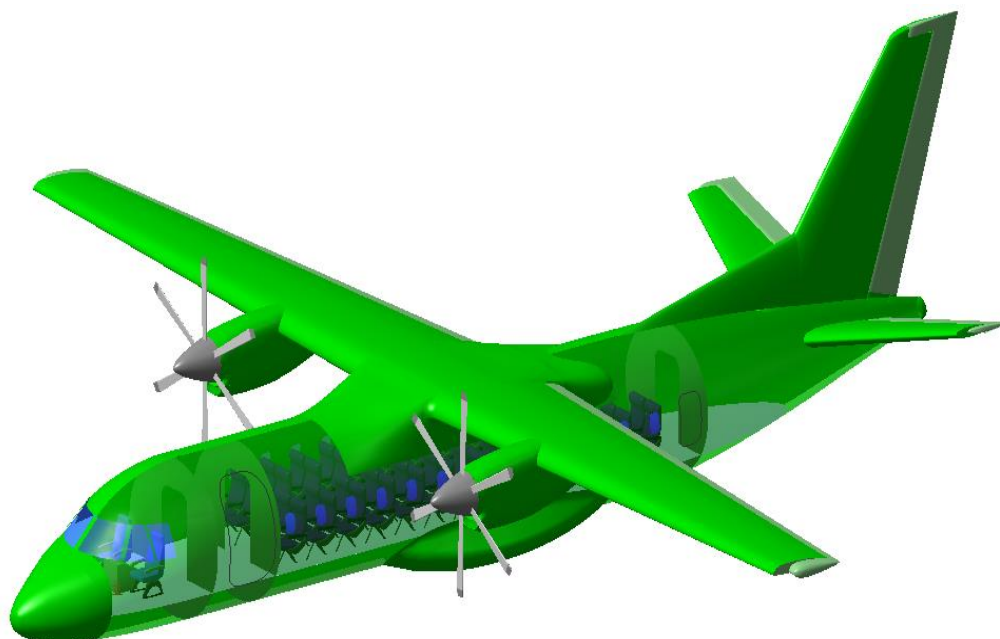


Рисунок 1.3.1.1 – Майстер - геометрія проектованого літака

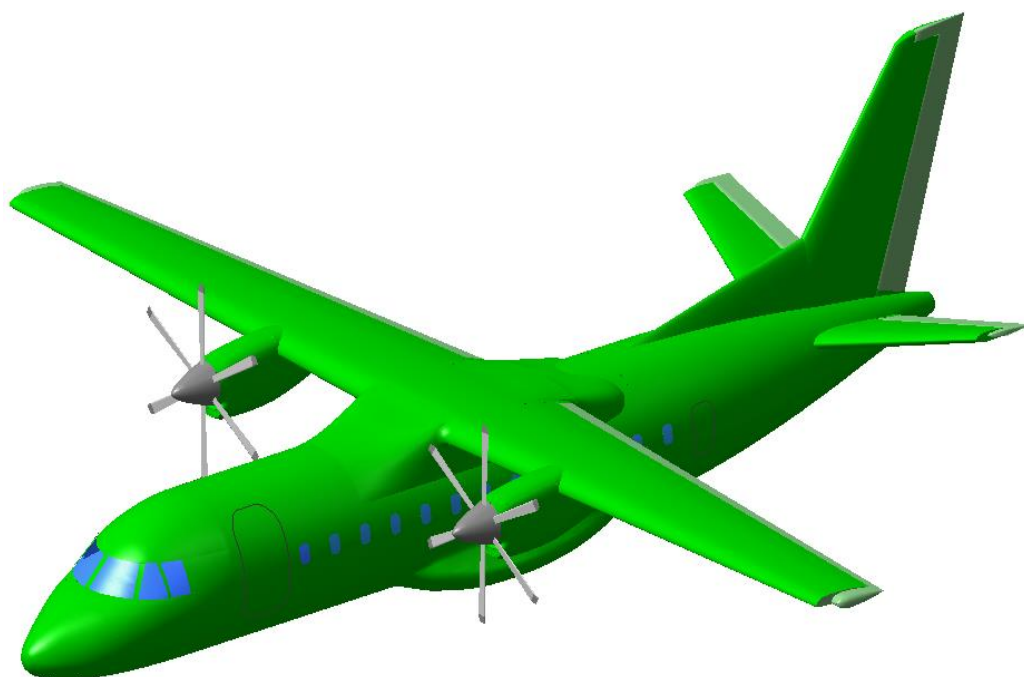


Рисунок 1.3.1.2 – Об'ємно-масове компонування проектованого літака

1.4 Висновки

В конструкторському розділі було виконано:

1. Визначення маси літака:

Аналіз даних дозволяє точно визначити масу літака у трьох наближеннях, що є ключовим параметром для оцінки його льотних властивостей та стійкості.

2. Визначення геометричних параметрів крила:

Аналіз геометричних параметрів крила, таких як розмах та площа, дозволяє здійснити ретельне дослідження аеродинамічних характеристик та оптимізацію дизайну літака.

3. Вагове зведення та центрування літака:

Дані дозволяють визначити центр мас та центр тяжіння, що є важливими для забезпечення стабільності та контролю літака.

4. Конструктивно-силова схема літака та його агрегатів:

Розгляд конструктивно-силової схеми допомагає розуміти взаємодію різних частин літака та їх вплив на його характеристики.

5. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів:

Оптимізація параметрів агрегатів впливає на аеродинамічні та масові характеристики літака, що дозволяє здійснити ефективну роботу над покращенням його льотних якостей.

6. Розрахунок злітних і посадочних полів, аеродинамічної якості:

Побудова і аналіз злітних та посадочних полів дозволяє оцінити аеродинамічні якості літака, що є важливим для безпеки польотів.

7. Розрахунок льотних характеристик ЛА методом тяги Жуковського:

Використання методу тяги Жуковського дозволяє точно розрахувати льотні характеристики літака та забезпечити їх оптимізацію.

Загальний аналіз даних та параметрів літака дає можливість вдосконалити його конструкцію, досягти оптимальних льотних характеристик і забезпечити високий рівень безпеки та ефективності польотів.

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

Розробка регламенту і технології технічного обслуговування гідравлічної системи регіонального пасажирського літака.

2.1 Гідравлічна система літака. Загальна частина - опис і робота. Склад гідросистеми

2.1.1 Загальні відомості

Гідравлічна система літака (рисунок 2.1.1.1) призначена для живлення робочою рідиною гідравлічних мереж систем прибирання-випуску шасі, гальмування коліс шасі, рульового пристрою, випуску-прибирання закрилків, випуску інтерцепторів і закриття входних дверей.

Напірна магістраль гідросистеми розділена електрогідравлічним розподільником блоку фільтрів (16) на дві окремі лінії I і 2.

До лінії № 1 підключені споживачі мереж :

- прибирання-випуску шасі;
- основного і стоянки гальмування коліс шасі (через гідроаккумулятор гальм);
- випуску-прибирання закрилків;
- рульового облаштування передньої опори шасі.

До лінії № 2 підключені споживачі мереж :

- рульового облаштування передньої опори шасі;
- аварійного гальмування коліс шасі;
- закриття входних дверей.

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/см², робоча рідина АМГ-10 (ГОСТ 6794-75).

Загальна кількість рідини в гідросистемі - 20 л.

У гідросистемі є автономний гідроаккумулятор, що є основним джерелом тиску для гальмування стоянки коліс шасі і резервним джерелом тиску для основної системи гальмування.

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 У від аварійних шин РУ 27 В

ПРАВ (АВШ2), ЦРУ 27 В ПРАВ (АВШ2) і змінним струмом 115 У від РУ 115/200 ЛЕВ (АВШ). Захист ланцюгів живлення здійснюється автоматами захисту мережі АЗК і А-100, встановленими в даних распредустройствах.

У справжньому розділі приведені зведення про мережу джерел тиску гідросистеми. Відомості про гідравлічні мережі систем-споживачів приведені в описі відповідних літакових систем.

2.1.2 Склад гідросистеми і принципова схема

Гідросистема включає:

- 1 - бортовий штуцер наддування 140.00.5609.009.000
- 2 - зворотний клапан 140.00.5601.010.000
- 3 - фільтр-осушувач 140.00.5602.200.000
- 4 - редукційний клапан 682600А
- 5 - запобіжний клапан 140.00.5602.425.000
- 6 - дренажний бак 140.00.5602.450.000
- 7 - сигналізатор тиску СДГ-1,25
- 8 - гідробак 140.00.5602.400.000
- 9 - сигналізатор рівня ДСМКЗ-2Т
- 10 - датчик температури П-109
- 11 - рукав 1-12-360 ОСТУ І 13815-81
- 12 - насосна станція НС-140
- 13 - гідравлічний роз'єм 140.00.5601.460.000
- 14 - зливний кран 605300
- 15 - зворотний клапан 990-7-6
- 16 - блок фільтрів QA. 08077
- 17 - розподільник KE94
- 18 - сигналізатор тиску СДМ-80
- 19 - двосторонній дросель 140.00.5601.450.009
- 20 - гідроциліндр 140.00.5603.400.000 вхідним дверям
- 21 - гідроаккумулятор 140.00.5603.200.000
- 22 - зарядний клапан 804600
- 23 - датчик тиску ДАТ-250КС-2
- 24 - перекиривний клапан 140.00.5601.400.000
- 25 - гідроциліндр 140.00.5750.050.000
- 26 - човниковий клапан 140.00.5601.200.000
- 27 - двосторонній дросель 140.00.5601.450.007
- 28 - привід закрилків КИМ-02
- 29 - замочний клапан 140.00.5601.420.000
- 30 - бортовий клапан заправки 991АТ1.02А-01

- 31 - силовий гідроциліндр 140.00.4103.300.000
- 32 - гідроциліндр 140.00.4105.190.000 замку прибраного положення
- 33 - односторонній дросель 140.00.5601.430.005
- 34 - односторонній дросель 140.00.5601.430.007
- 35 - двосторонній дросель 140.00.5601.450.003
- 36 - гідроциліндр 140.00.4102.250.000
- 37 - сигналізатор тиску СДВ-40А
- 38 - односторонній дросель 140.00.5601.430.003
- 39 - розподільник УГ135
- 40 - гідравлічний вимикач УГ34/6
- 41 - агрегат гальмування АТК-02
- 42 - розподільник КЕ75-2
- 43 - запобіжний клапан 140.00.5601.490.000
- 44 - силовий гідроциліндр 140.00.4203.000.000
- 45 - гідроциліндр підтяга стулок 140.00.4206.200.000
- 46 - двосторонній дросель 140.00.5601.440.005
- 47 - гідроциліндр замку 140.00.4202.100.000
- 48 - односторонній дросель 140.00.5601.430.003
- 49 - рульовий механізм 140.00.4214.000.000
- 50 - кран включення КВ-38
- 51 - кран повороту КП-38А 52 - двосторонній дросель 140.00.5601.440.003
- 53 - перемикач зливу 140.00.5601.0.50.000
- 54 - демпфер 140.00.4025.125.000

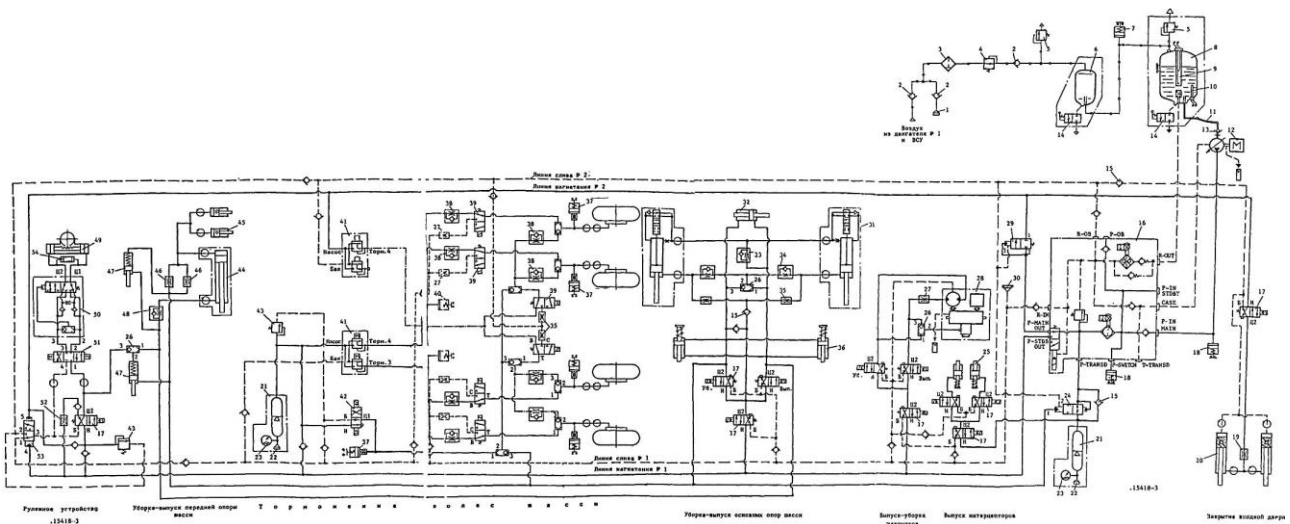


Рисунок 2.1.1.1 – Принципова схема гідросистеми

2.1.3 Мережа джерел тиску. Опис і робота

До складу агрегатів мережі джерел тиску гідросистеш входять гідробак(див. рисунок 3.2.2.1), насосна станція (12), блок фільтрів (16), перекиривний клапан (24), гідроаккумулятори (21), замочний клапан (29), запобіжні клапани (43), сигналізатори тиску (18), рукав (II) 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 наддування гідробака в прилади контролю.

Джерелом тиску в гідросистемі служить електроприводна насосна станція НС-140.

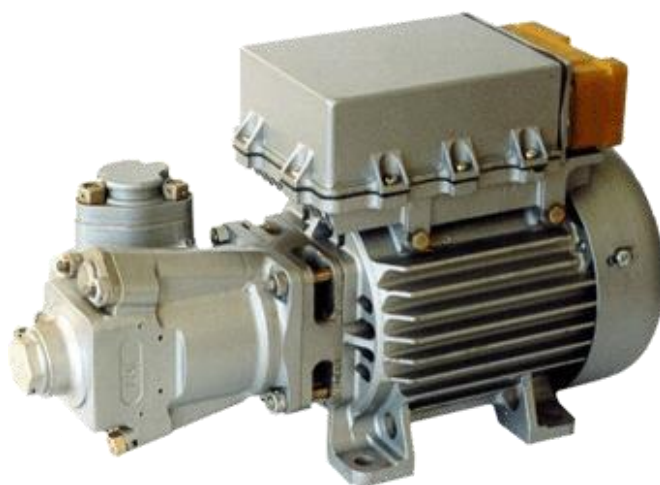


Рисунок 2.1.3.1 – Насосна станція НС-140

Насосна станція складається з гідравлічного насоса змінної продуктивності і сполученого з ним через ресору приводного електродвигуна постійного струму.

Гідравлічний насос - аксиально-плунжерного типу. Необхідний тиск на всмоктування створює відцентровий насос підкочування, встановлений на одному валу з основним насосом.

Детальні відомості про насосну станцію приведені в Керівництві по технічній експлуатації станції 1810 PE.

Таблиця 2.1.3.1.1 – Основні дані насосної станції НС-140

Робоча рідина..... АМГ-10 (ГОСТ 6794-75)

Температура довкілля.....від мінус 60°З до плюс 60°з'

Температура робочої рідини.....від мінус 60°З до плюс 100°З

Тиск робочої рідини на вході в насос. від 0,05 кгс/см²
до 3,3 кгс/см²

Тиск робочої рідини в лінії зливу...від 6 кгс/см² до 12 кгс/см²

Тиск нульового подання при температурі

довкілля і
 робочій рідині $(25 \pm 10)^\circ \text{З}$ $(150 - 5 + 10) \text{ кгс/см}^2$
 Подання робочої рідини при температурі доквілля і робочої рідини
 $(25 \pm 10)^\circ \text{З}$, тиску на вході $(0,7 \pm 0,2) \text{ кгс/см}^2$ і тиску нагнітання
 $(140 - 5) \text{ кгс/см}^2$ не менше 7 л/мін
 Живлення електродвигуна :
 -напруга..... $(27 \pm 0,2) \text{ В}$
 - споживаний струм.....не більше 110 А
 Зовнішня герметичність насоса по ГОСТ І 00128-74:
 - витік при працюючій станції..... не більше $5,5 \times 10^{-5} \text{ см}^3/\text{з}$
 - витік при непрацюючій станції..... не більше $3 \times 10^{-5} \text{ см}^3/\text{з}$
 Маса насосної станції без робочої
 рідини і транспортувань
 заглушок..... не більше 8,5 кг

Гідробак (8) забезпечує живлення насосної станції робочою рідиною. У нього ж повертається уся робоча рідина з системи по лініях зливу.

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

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

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

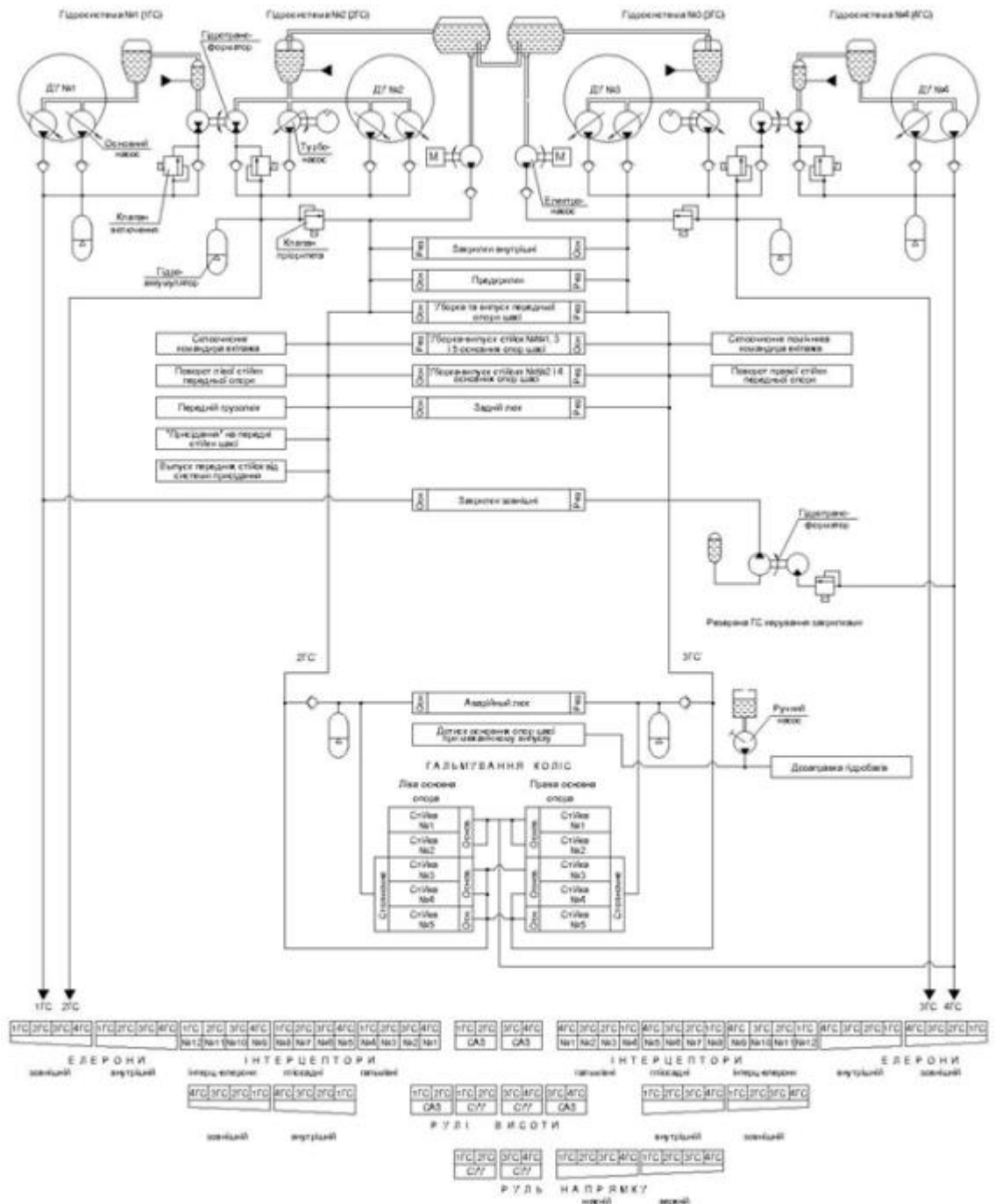


Рисунок 2.1.3.2 – Функціональна схема мережі джерел тиску гідросистеми

Блок фільтрів QA 08077 - багатофункціональний агрегат.

У конструкцію блоку входять фільтри напірною і зливною магістралей гідросистеми, перепускний клапан фільтру зливної магістралі, запобіжний клапан, зворотні клапани і електрогідравлічний розподільник.

Фільтрами забезпечується очищення усієї робочої рідини, що подається в систему від насосної станції, а також усієї рідини, що поступає в гідробак, у тому числі і закачуваною в систему при заправці (дозаправці) гідробака. Номінальна тонкість фільтрації фільтроелемента лінії нагнітання - 15 мкм, фільтроелемента лінії зливу - 3 мкм. Обидва фільтри забезпечені механічними

сигналізаторами засмічення. Сигналізатори спрацьовують при перепаді тисків (5,27-7,13) кгс/ см².

Запобіжний клапан призначений для захисту гідросистеми від надмірного підвищення тиску у разі відмови регулюючого облаштування насосної станції. Клапан пропускає рідину з надмірним тиском в лінію зливу системи. Тиск початку відкриття клапана - (180+5) кгс/ см².

Електрогідравлічний розподільник розділяє напірну магістраль гідросистеми на дві лінії № 1 і 2, до яких підключені споживачі гідросистеми. При включеному розподільнику рідина подається в лінію № 1, при відключеному - в лінію № 2. Управління розподільником - автоматичне. Розподільник включається одночасно з включенням насосної станції і відключається при її відключенні.

Включення розподільника блокується і робоча рідина від насосної станції і гідроаккумулятора загальної мережі подається в лінію нагнітання №2, якщо:

- є сигнал розгерметизації гідросистеми (горить табло "Т/СИСТ - РОЗГЕРМ");

- включено аварійне гальмування коліс шасі (руків'я аварійного гальмування не знаходиться в початковому положенні);

- включений електроланцюг закриття вхідних дверей.

Замочний клапан (29) служить для запобігання втраті рідини з гідросистеми у разі розгерметизації лінії нагнітання № 2 на ділянці за замочним клапаном при відключеній насосній станції. Клапан закривається при тиску рідини на вході в клапан менше (9-15) кгс/см².

Перепускний клапан (24) призначений для відключення гідроаккумулятора системи від напірної магістралі на час прибирання шасі, щоб забезпечити необхідний час прибирання шасі. Клапан автоматично керується тиском, що подається на нього з магістралі прибирання шасі. За відсутності тиску в магістралі прибирання шасі клапан постійно відкритий, а гідроаккумулятор підключений до напірної магістралі.

Під час прибирання шасі клапан закривається під тиском з лінії прибирання, перекриваючи тиск з напірної лінії до гідроаккумулятора. У цьому випадку енергія гідроаккумулятора використовується для прибирання шасі на додаток до подачі тиску на насосну станцію. Клапан закривається, коли тиск рідини в лінії прибирання шасі досягає більше 60-70 кгс/см². Гідроаккумулятор (21), встановлений в загальній напірній магістралі гідросистеми, призначений для забезпечення короточасних підвищених витрат робочої рідини в системі у момент спрацьовування виконавчих механізмів, а також для гасіння занедбаності тиску при різких зменшеннях витрати рідини у момент зупинки

виконавчих механізмів. Крім того, в лінії нагнітання № I гідросистеми встановлений автономний гідроакумулятор(21), який від загальної лінії нагнітання відсічений зворотним клапаном для тривалого збереження в ній тиску при відключеній насосній станції. Гідроакумулятор гальм є основним джерелом тиску для гальмування стоянки коліс шасі, і резервним джерелом живлення для основної системи гальмування коліс.

Газові порожнини гідроакумуляторів заряджаються технічним азотом до тиску (60 ± 5) кгс/см² через зарядні клапани (22), встановлені на гідроакумуляторах. Підбурювання тиску з газової порожнини гідроакумулятора робиться також через зарядний клапан.

Тиск робочої рідини в напірній магістралі гідросистеми і в гідроакумуляторі гальм контролюється тими ж приладами, що і тиск зарядки азотом газових порожнин гідроакумуляторів. Крім того, конструкцією 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 за насосною станцією і в напірній магістралі гідросистеми.

Сигнал на загоряння табло "Т/СИСТ - ВІДМОВА" (див. рис. 2.1.3.2. цього підрозділу) видається через 20 с після зниження тиску рідини за включеною насосною станцією і в напірній магістралі гідросистеми менше 80 кгс/см².

За наявності сигналу "МАЛО РІДИНИ" формування сигналу "Т/СИСТ - ВІДМОВА" блокується. Якщо надалі з'являється сигнал "Т/ШСТ - РОЗГЕРМ" - блокування знімається.

При цьому сигнал на загоряння табло "Т/СИСТ - ВІДМОВА" (якщо для цього є умови) видається також через 20 про після появи сигналу "Т/СИСТ - РОЗГЕРМ". Якщо сигнал "Т/СИСТ - ВІДМОВА" сформувалася, він зберігається (запам'ятовується). Зняття сигналу відбувається тільки при появі тиску рідини за насосною станцією більше 80 кгс/см².

Для захисту гідросистеми від надмірного підвищення тиску, разом із запобіжним клапаном, встановленим у блоці фільтрів (см вище опис, блоку QA 08077), в обох гілках гідросистеми встановлені запобіжні клапани(див. рис. 2.1.1.1.). Клапани захищають гідросистему від надмірного тиску, що виникає внаслідок нагріву рідини. Тиск початку відкриття клапанів - (190) кгс/см².

Перемикач зливу (53) призначений для підключення лінії зливу рульового пристрою до лінії зливу № 2 у разі, якщо живлення рульового пристрою здійснюється від лінії нагнітання № 2 (при відключеному розподільнику блоку QA 08077 (16). Цим досягається запобігання повній

втраті робочої рідини з гідробака (до рівня патрубку лінії всмоктування) у разі розгерметизації гілки № 1 гідросистеми.

Спрацьовування перемикача зливу відбувається автоматично залежно від наявності тиску в лініях нагнітання № 1 і 2. За відсутності тиску в лінії нагнітання № 1 і наявності тиску в лінії нагнітання № 2 перемикач під'єднує злив з рульового пристрою до лінії зливу № 2. За наявності тиску в лінії нагнітання № 1 злив з рульового пристрою підключається до лінії зливу № 1 незалежно від наявності тиску в лінії нагнітання № 2.

Для забезпечення своєчасного спрацьовування реле зливу, при роботі рульового керування від нагнітальної магістралі № 2 відбувається скидання тиску з нагнітальної магістралі № 1 через напірний трубопровід (52), зворотний клапан і розподільник системи рульового керування (17). При включенні рульового управління розподільник тиску рульового управління (17) спрацьовує і з'єднує нагнітальну магістраль № 1 (через трубопровід 52 і зворотний клапан) з дренажем. Тиск у нагнітальній магістралі № 1 падає, що є передумовою для спрацьовування реле зливу.

2.1.4 Трубопроводи і рукави - опис і робота

Трубопроводи ліній високого тиску виготовлені з нержавіючої сталі 12X18H10T.

Трубопроводи ліній низького тиску виготовлені з алюмінієвого сплаву АМг2М.

Сталеві трубопроводи мають законцовки як по внутрішньому, так і по зовнішньому конусу.

Трубопроводи з АМг2М виготовлені тільки із законцовками по зовнішньому конусу.

Кріплення трубопроводів на літаку здійснюється в основному за допомогою колодок. Колодки виготовлені з суміші гуми і пробкової крихти. На зовнішні сторони колодок встановлюються дюралюмінієві накладки. У ряді місць, при установці колодки на плоску основу, нижня накладка не встановлюється.

У окремих частинах, де проходить один або два трубопроводи, їх кріплення виконане хомутами.

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

Сталеві трубопроводи - не забарвлюються.

Трубопроводи з АМг2М забарвлюються емаллю сірого кольору.

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

- на ділянці "Призначення" - написи "ЗЛИВ", "НАГНІТАННЯ", "ВИПУСК", "ПРИБИРАННЯ" і так далі;
- на ділянці "ПОЗНАЧЕННЯ" - номер креслення трубопроводу.

На гумові рукави навішуються ярлики, на яких вказуються дата виготовлення рукава, дата закладення рукава в арматуру і клеймо ОТК заводу-виготівника.

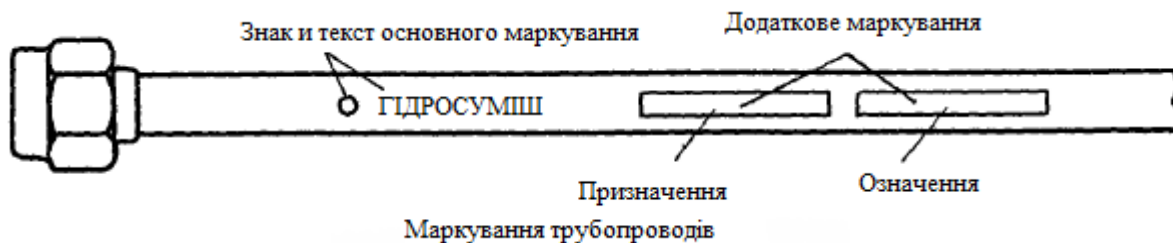


Рисунок 2.1.4.1 – Маркування трубопроводів

2.1.5 Індикатор тиску ПІ-250К - опис і робота

Індикатор типу ПІ-250К (рисунок 2.1.5.1) застосовується спільно з індуктивним датчиком для індикації тиску.

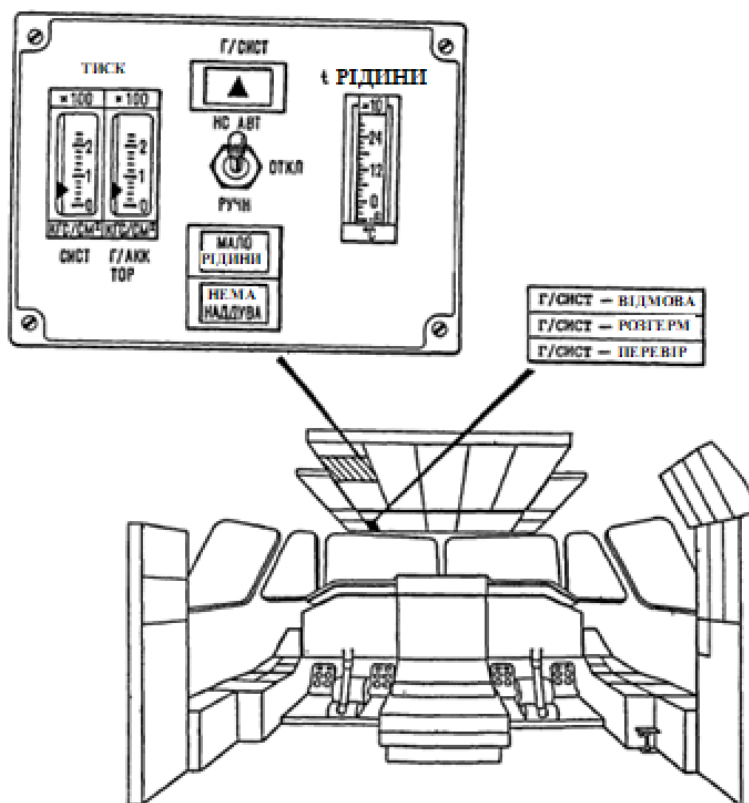


Рисунок. 2.1.5.1 – Індикатор типу ПІ-250К

У корпусі індикатора зібрана вимірювальна система, що складається з котушок опору і уніфікованого магнітоелектричного мегомметра з рухливим

магнітом і нерухомими рамками. З рухливим магнітом жорстко пов'язана стрілка.

Магніт встановлюється у напрямі результуючого вектору магнітних потоків великою і малою рамок, величина якого визначається співвідношенням струмів, що протікають по рамках. Відлік свідчень ведеться за вертикальною шкалою. На корпусі кріпляться шильдики, що вказують поточний тиск.

Таблиця 2.1.5.1.1 – Основні дані індикатора П1-250К

Діапазон свідчень..... 0-250 кгс/ см²

Робочий діапазон свідчень.....40-220 кгс/із см²

Погрішність за шкалою індикатора при

температурі від мінус (60+3)°З

до плюс (60+3)°З2,2%

Детальні відомості про індикатор приведені в Керівництві по технічній експлуатації індикатора П1-250К.

2.2 Аналіз відмов гідравлічної системи на прикладі парку літаків Ан-140

Проаналізувавши відмови гідросистеми парку літаків Ан-140, можна скласти діаграму розподілу відмов :

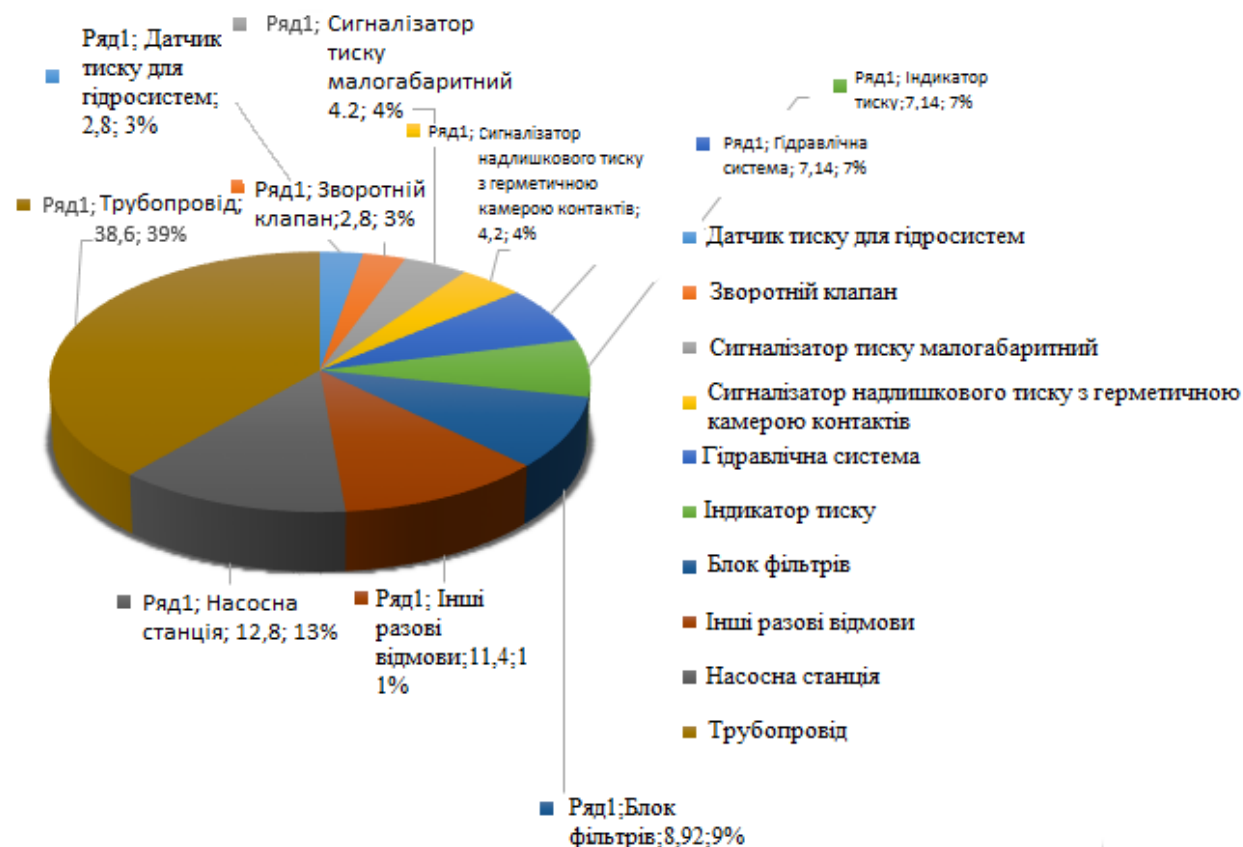


Рисунок 2.2.1 – Відмови гідросистеми парку літаків Ан-140

Виходячи з отриманих статистичних даних можна виявити елементи гідросистеми, що найбільш відмовляються :

- трубопровід (38,6 %)
- насосна станція (12,8%)
- блок фільтрів (8,92 %)
- індикатор тиску (7,14%)

Розглянемо кожен елемент окремо.

2.2.1 Трубопроводи

Проаналізувавши дані залежно від напрацювання по льотному годиннику, кількості посадок і етапах виявлення можна скласти графіки:

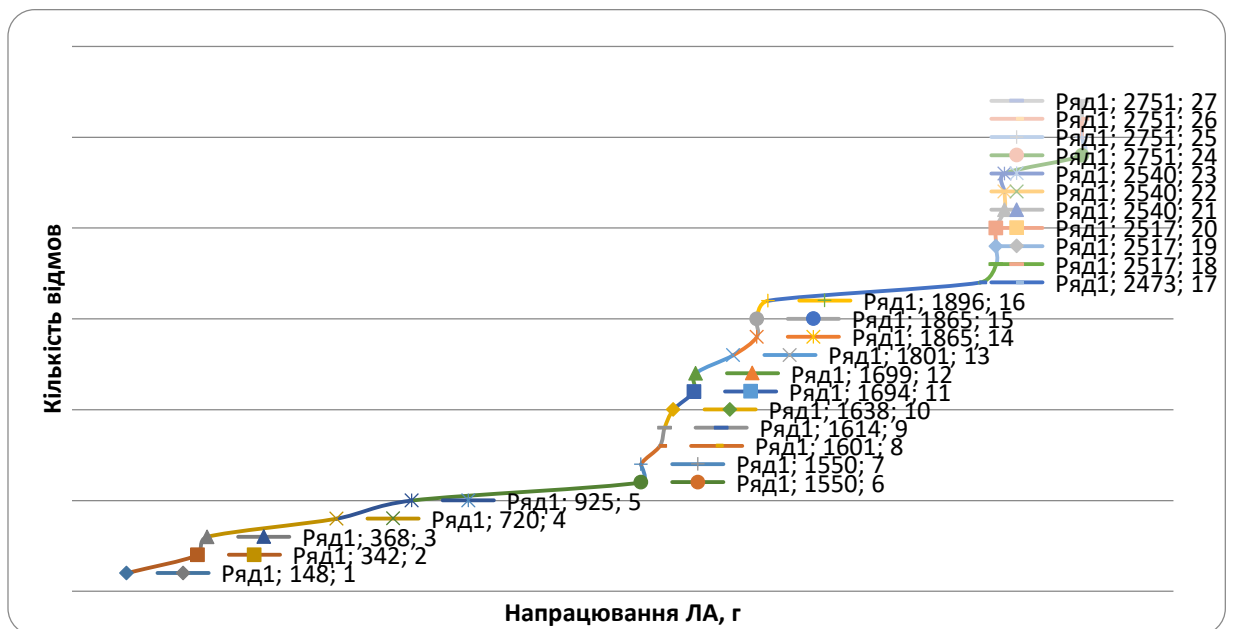


Рисунок 2.2.1.1 – Відмови трубопроводу від напрацювання ЛА по льотному годиннику

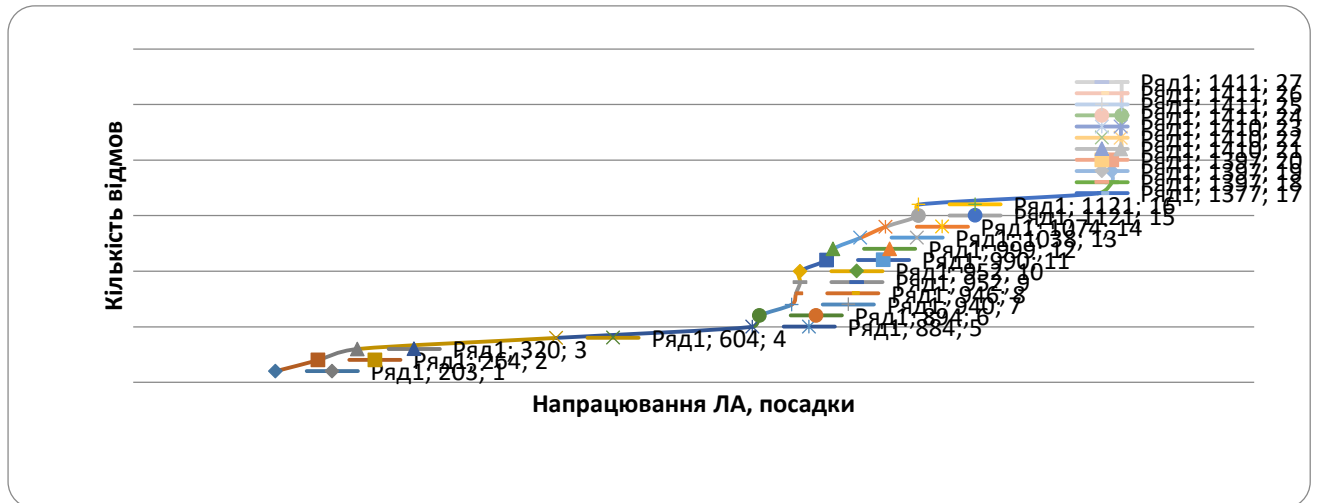


Рисунок 2.2.1.2 – Відмови трубопроводу від напрацювання ЛА за кількістю посадок

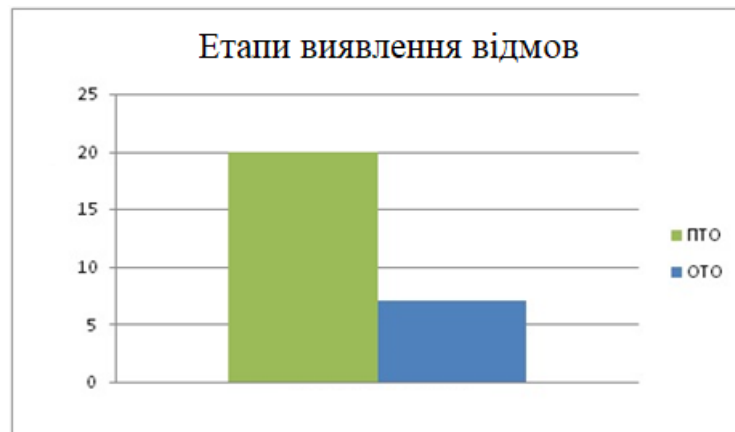


Рисунок 2.2.1.3 – Етапи виявлення відмов

Тут і далі:

ОТО - оперативне технічне обслуговування

ПТО - планове технічне обслуговування

Причини відмов.

Найбільша кількість відмов була пов'язана з тріщиною накладної гайки і як наслідок протікання гідрорідин, також при оглядах були виявлені забоїни і негерметичність в трубопроводах.

В усіх випадках була вироблена заміна трубопроводу.

2.2.2 Електроприводна насосна станція НС-140

Проаналізувавши дані залежно від напрацювання по льотному годиннику, кількості посадок і етапах виявлення можна скласти графіки:

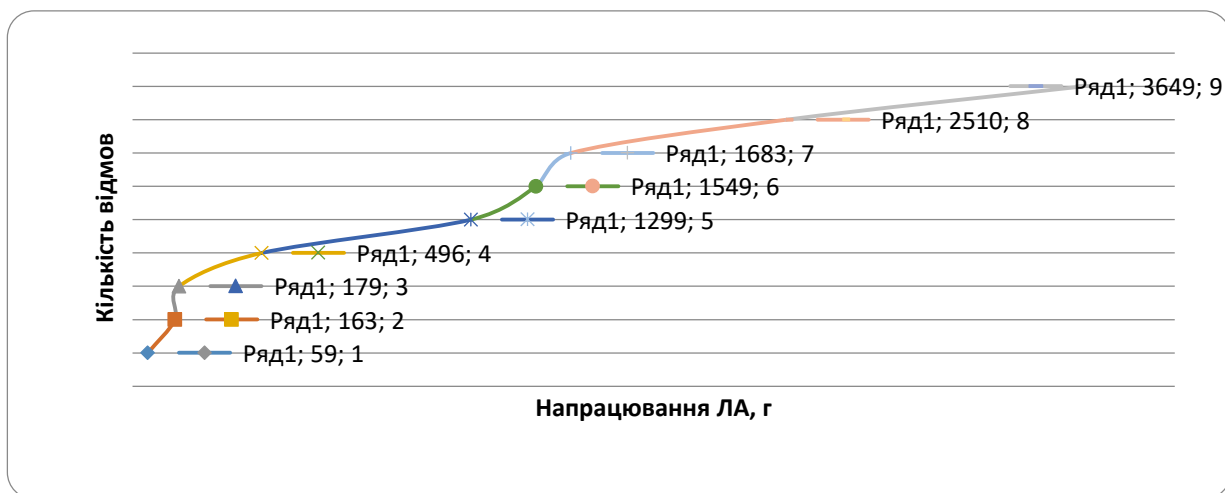


Рисунок – 2.2.2.1 Відмови насосної станції від напрацювання ЛА по льотному годиннику

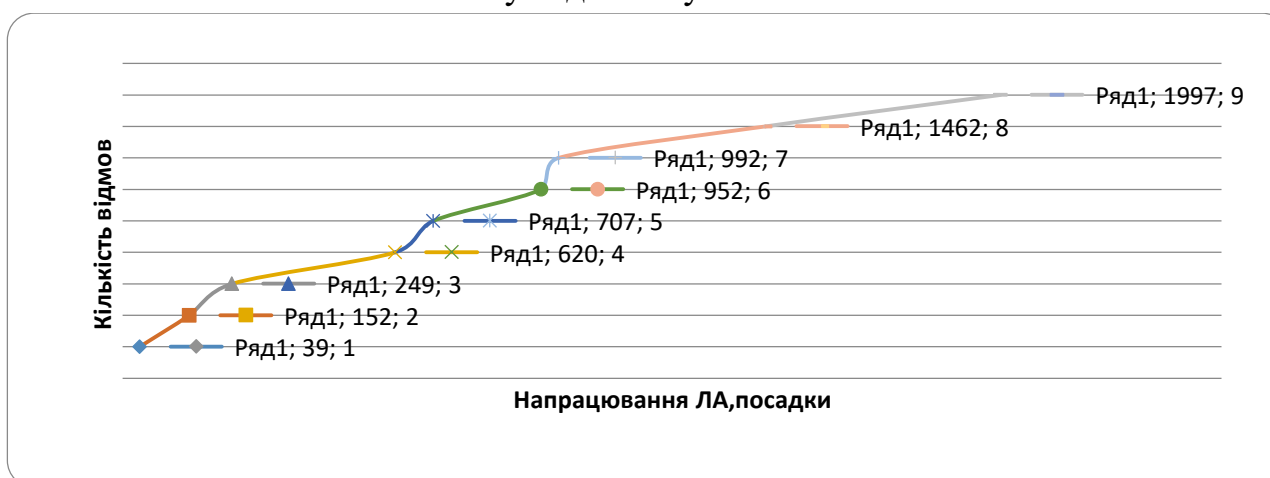


Рисунок – 2.2.2.2 Відмови насосної станції від напрацювання ЛА за кількістю посадок

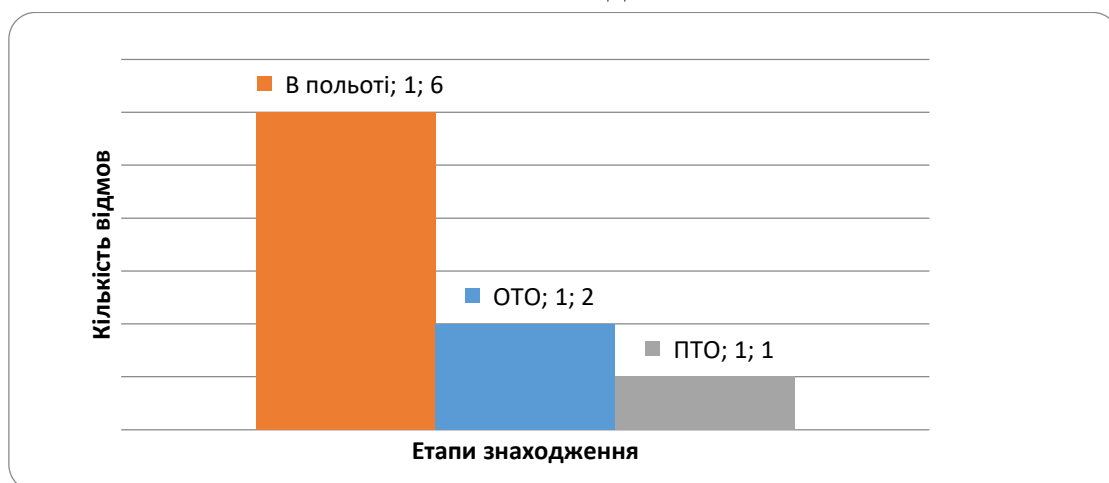


Рисунок 2.2.2.3 – Етапи виявлення відмов

Причини відмов.

Найбільша кількість відмов була пов'язана з не включенням НС-140 на етапі випуску шасі, а також з великою кількістю сторонніх часток як

металевого, так і органічного походження в робочій рідині гідросистеми, що призводило до заклинювання золотника регулятора подачі. Також на різних етапах було виявлено недостатню геометрію електродвигуна в зборі, повний знос щіток електродвигуна МП-2.2С2 (який є аналогом НС-140), вигорання деяких щіткотримачів.

Всі несправності проявлялися в падінні тиску в гідросистемі і заклинюванні окремих елементів (відмова прибирати шасі, не випускати закрилки і т.д.).

У більшості випадків проводилася заміна НС-140.

2.2.3 Блок фільтрів QA 08077

Проаналізувавши дані залежно від напрацювання по льотному годиннику, кількості посадок і етапах виявлення можна скласти графіки:



Рисунок 2.2.3.1 – Відмови блоку фільтрів від напрацювання ЛА по льотному годиннику

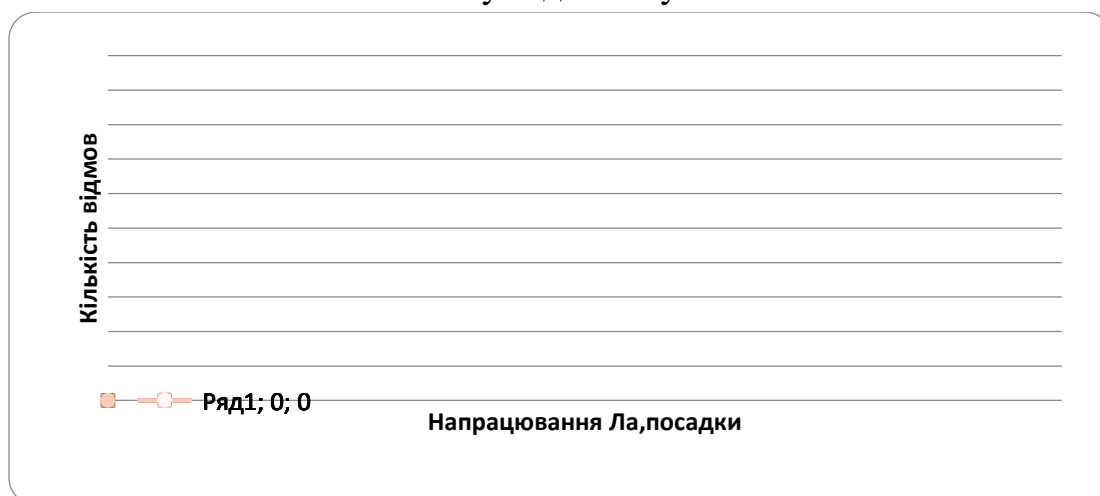


Рисунок 2.2.3.2 – Відмови блоку фільтрів від напрацювання ЛА за кількістю посадок

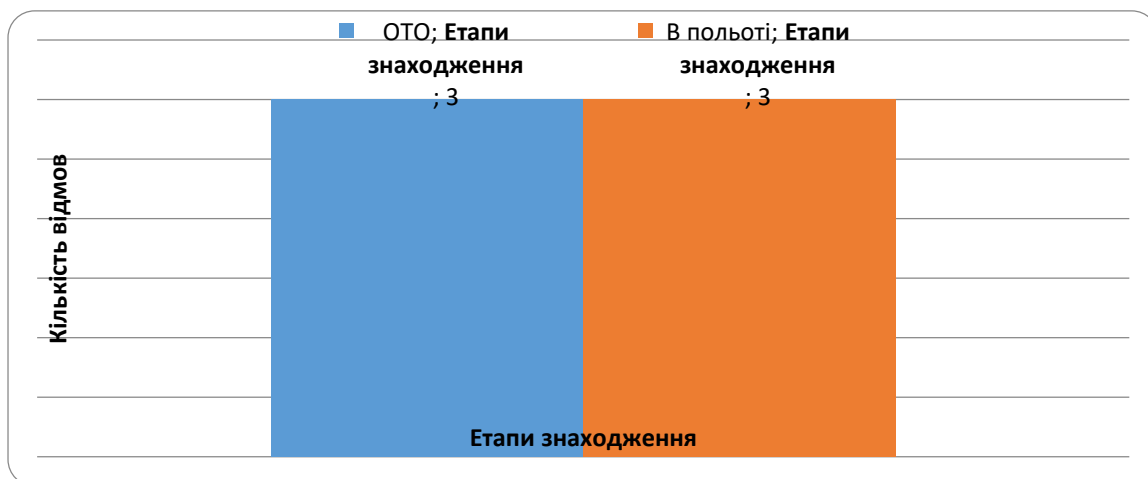


Рисунок 2.2.3.3 – Етапи виявлення відмов

Причини відмов.

Найбільша кількість відмов була пов'язана із спрацюванням сигналізатора засмічення фільтру.

У більшості випадків було зроблено промивання бензином, або заміну фільтроелемента.

2.2.4 Індикатор тиску І1-250К

Проаналізувавши дані залежно від напрацювання по льотному годиннику, кількості посадок і етапах виявлення можна скласти графіки:

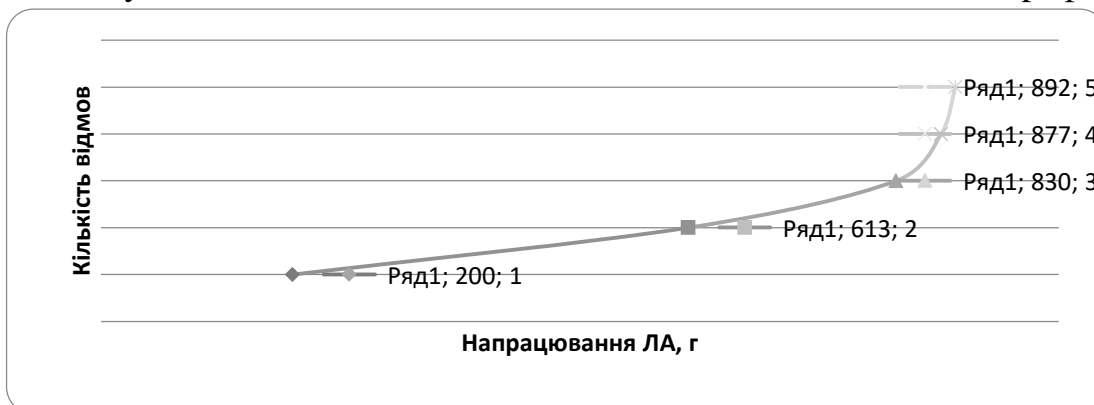


Рисунок 2.2.4.1 – Відмови індикатора тиску по напрацюванню ЛА по льотному годиннику



Рисунок 2.2.4.2 – Відмови індикатора тиску по напрацюванню ЛА по кількості посадок



Рисунок 2.2.4.3 – Етапи виявлення відмов

Причини відмов.

Найбільша кількість відмов полягала в тому, що не працювало підсвітло індикатора тиску гідросистеми, а так само в декількох випадках були виявлені неправильні показання приладу.

Усі неполадки були усунені шляхом заміни елемента підсвічування і заміни індикатора тиску.

2.3 Загальні стани регламенту технічного обслуговування (ТО) регіонального пасажирського літака

Регламент технічного обслуговування є основним експлуатаційним документом, що визначає об'єкти обслуговування(системи, підсистеми, вироби), перелік і періодичність виконання робіт по технічному обслуговуванню літака[5].

Регламент передбачають наступні види ТО літака:

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

Оперативне ТО

Оперативне ТО включає наступні види робіт :

- по зустрічі - ПС;
- по забезпеченню стоянки - ОС;
- по огляду і обслуговуванню (форми А1, А2, Б);
- по забезпеченню вильоту - ОВ.

Роботи по зустрічі, забезпеченню стоянки і забезпеченню вильоту є допоміжними.

Роботи по зустрічі (ПС) виконуються безпосередньо після кожної посадки літака.

ПРИМІТКА. При учбово-тренувальних польотах роботи по зустрічі виконуються при чергових заправках літака паливом і у кінці льотного дня.

Роботи по забезпеченню стоянки (ОС) виконуються у випадках, коли:

- тривалість стоянки до чергового вильоту перевищує 2 години;
- літак ставиться на виконання періодичного технічного обслуговування або на зберігання;
- після переміщення літака на іншу стоянку.

Роботи по забезпеченню вильоту (О) виконуються безпосередньо перед кожним вильотом літака.

Форма А1 виконується:

- після кожної посадки літака, якщо не потрібно виконання форми А2 або б;
- при затримці вильоту підготовленого до польоту літака від 12 годин до 5 діб;
- перед польотом після виконання періодичного ТО;
- при чергових заправках паливом в процесі учбово-тренувальних польотів.

Форма А2 виконується у базовому або кінцевому аеропорту:

- один раз в добу після закінчення запланованих на поточну добу польотів, при нальоті не менше 5 годин з моменту виконання попередньої форми А2 або б, якщо не потрібно виконання складнішої форми ТО;
- при підготовці літака до польоту після простою більше 5 діб, якщо літак не ставився на зберігання;
- перед польотом після спеціального ТО;
- після контрольного обльоту літака.

Форма б виконується у базовому або кінцевому аеропорту:

- один раз в 15-20 діб регулярної експлуатації (при виконанні хоч би одного польоту в добу), якщо не вимагається виконувати чергове періодичне ТО. Зазначений термін може бути збільшений на кількість нельотної доби, але не повинен перевищувати 30 календарних діб;
- перед польотом після зберігання;
- перед початком експлуатації літака після вступу його із заводу-виготівника.

Роботи, що виконуються при оперативному ТО гідросистеми літака :

1. Перевірте рівень рідини в гідробаку;

2. Замініть цеоліт у фільтрі-осушувачі;
3. Перевірте наявність рідини в дренажному бачку насосної станції НС-140;
4. Перевірте стан сигналізації засмічення фільтроелементів у блоці фільтрів (QA 08077).

Періодичне ТО

Періодичне ТО складається з:

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

Підготовчі і завершальні роботи є загальними для усіх форм ТО [5].

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

- по нальоту - через кожні 500+50 годин нальоту. Відлік нальоту в годиннику 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±1) місяців.

Відлік календарного терміну виконання цих робіт ведеться з початку експлуатації від цифр, кратних 6, незалежно від того, з яким допуском виконувалося попереднє періодичне ТО по календарному терміну.

ПРИМІТКА. 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 пожежному устаткуванню;
- через кожні 300+60 годин нальоту - окремі роботи по двигуну ТВЗ-117ВМА-СБМ1 і гвинту АВ-140.

Періодичне ТО по календарному терміну в межах вказаних допусків може виконуватися при черговій формі б оперативного або черговій формі періодичного ТО по нальоту[5].

При призначенні чергової форми періодичного ТО по календарному терміну час знаходження літака на зберіганні враховується і входить в календарний термін чергової форми ТО, а також в загальний термін служби літака.

Роботи, що виконуються при періодичному ТО гідросистеми літака :

- Через кожні 500 годин нальоту : - Перевірте рівень рідини в гідробаку;
- Огляньте зони компонування агрегатів гідросистем;
- Перевірте чистоту робочої рідини;
- Перевірте стан сигналізації засмічення фільтроелементів у 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 свідчень індикатора температури ІТ1П-60/260Б і сигналізації підвищення температури робочої рідини в гідробаку.

Через кожні 1500 годин польоту : - Перевірте правильність свідчень індикаторів тиску ІІ-250К;

- Перевірте мережу наддування гідробака;
- Перевірте роботу системи управління насосною станцією НС-140.

Через кожні 2500 годин польоту : - Перевірте роботу розподільника у блоці фільтрів QA 08077;

- Перевірте сигналізацію зниження рівня рідини в гідробаку;
- Перевірте герметичність газових порожнин гідроаккумуляторів;
- Перевірте внутрішню герметичність гідравлічної системи;
- Перевірте роботу сигналізації відмови гідросистеми.

Через кожні 36 місяців перевірте якість робочої рідини.

Спеціальне ТО

Спеціальне ТО літака виконується після:

- польоту з перевищенням допустимих експлуатаційних перевантажень (у тому числі в зоні інтенсивної турбулентності атмосфери);
- грубої посадки і посадки до ЗПС;
- дії на літак атмосферного електричного розряду;
- попадання літака в град;
- попадання літака в снігову або заповишену бурі або обмерзання (у польоті або на землі);
- зіткнення літака з птахами (стороннім предметом);
- перерваного зльоту;
- після помпажа двигуна ТВЗ-117ВМА-СБМ1, безперервної роботи двигуна на злітному режимі більше 5 хвилин, після застосування надзвичайного режиму роботи двигуна;
- письмової заяви екіпажа про попадання літака у польоті в особливі умови, що вимагають виконання спеціального ТО.

ТО при зберіганні

ТО літака при зберіганні виконується залежно 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.

2.4 Технологія обслуговування гідравлічної системи літака

I. ЗАГАЛЬНІ ВКАЗІВКИ

I.1. Демонтаж і монтаж

1. Перед зняттям агрегату або трубопроводу підбурите тиск в гідросистемі і тиск наддування в гідробаку.

При роз'єднанні електричних роз'ємів знеструмить літак або відключить відповідний автомат захисту мережі.

2. При відвертанні і заворачиванні накидних гайок трубопроводів в місцях їх приєднання до штуцерів притримуйте штуцера гайковим ключем.

3. Після зняття агрегатів встановите заглушки на трубопроводи і зняті агрегати. Зробіть запис в паспорті агрегату про його напрацювання і причину зняття.

4. Перед відправкою знятого агрегату в ремонт законсервуйте його:

- робочу рідину з агрегату не зливайте;
- у отвори під проходники долийте свіжу, не вживану робочу рідину, а потім злийте частину рідини (близько 20% від заповнюваного об'єму) і заглишіть отвори технологічними заглушками, знятими зі знову встановлюваного агрегату. Заглушки законтрять і опломбують пломбами

ПРИМІТКА. У агрегат, що направляється на дослідження, рідину не доливайте;

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

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

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

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

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

- законсервований агрегат покладете в тару, що звільнилася від знову встановлюваного агрегату, на дні якої повинен знаходитися мікалентний папір. Тару опломбуйте.

5. Перед установкою агрегату на літак перевірте по паспорту терміни консервації і зберігання агрегату. Якщо термін зберігання агрегату перевищує термін консервації, встановлювати агрегат на літак забороняється.

6. Звірте номер знову встановлюваного агрегату з номером в паспорті і переконайтеся в цілості контрєння і наявності пломб.

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

- зніміть промаслений обгортковий папір;
- протріть агрегат, видаливши консервуюче мастило серветкою, змоченою нефрасом.

УВАГА. СТЕЖТЕ, ЩОБ НЕФРАС АБО КОНСЕРВУЮЧЕ МАСТИЛО НЕ ПОТРАПИЛИ ВСЕРЕДИНУ АГРЕГАТУ;

- відверніть заглушки і злийте консервуючу олію;
- якщо агрегат отриманий без штуцерів, виверніть штуцера зі знятого агрегату і укрутить їх в гнізда встановлюваного агрегату.

ПРИМІТКА. Штуцера встановлюйте на ті ж місця, на яких вони були встановлені на знятому агрегаті і в тому ж положенні;

- огляньте агрегат і переконайтеся, що різьблення і конусні поверхні штуцерів не мають ушкоджень, а кільця ущільнювачів наявні і цілі;
- залийте в агрегат чисту робочу рідину, не вживану, і, струшуючи агрегат, промийте його. Злийте з агрегату усю рідину і залийте знову.

ПРИМІТКИ. 1. Якщо консервуюча рідина в агрегаті не відповідала робочою, промийте агрегат 3-4 рази, кожного разу повністю зливаючи рідину.

2. Якщо агрегат отриманий з штуцерами і внутрішня консервація його зроблена рідиною, відповідній робочій рідині гідросистеми літака, консервуючу рідину з агрегату не зливайте і промивання його не робіть;

- злийте частину рідини з агрегату (близько 20% від заповнюваного об'єму) і встановіть на штуцери заглушки. Заглушки знімайте безпосередньо перед установкою агрегату на літак, пошкоджені кільця ущільнювачів замініть.

8. Перед установкою на літак агрегатів, що кріпляться стяжними стрічками, перевірте стан прокладень на стрічках і ложементів і переконайтеся у відсутності ушкоджень стрічок.

9. Після приєднання до агрегату трубопроводів і електропроводки законтрите усі з'єднання дротом До-0,8.

10. Після установки агрегатів перевірте за допомогою стандартного мерительного інструменту наявність проміжку між ними і поруч розташованими деталями. Проміжок між агрегатом і нерухомими елементами конструкції (гладкими стінками, відбортовки) має бути не менше 2 мм, між агрегатом і кромками отворів, а також деталями конструкції, що виступають, - не менше 5 мм, а між агрегатом і рухливими елементами конструкції - не менше 8 мм.

11. При монтажі рукавів не допускайте їх скручування при під'єднуванні, для чого спочатку наверніть накидну 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.

ПРИМІТКА. Технологія дозаправки гідробака приведена в розд. 012.11.06, ТК №301.

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

УВАГА. ПРИ ЗНЯТТІ І УСТАНОВЦІ АГРЕГАТІВ УДАРИ ПО ЇМ НЕ ДОПУСКАЮТЬСЯ.

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

I.2. Усунення течі робочої рідини з роз'ємних з'єднань

1. Текти в місцях з'єднань трубопроводів усувайте підтягуванням накидних гайок стандартними ключами в наступному порядку:

- підбурте тиск в системі;
- расконтрите з'єднання;
- підтягніть гайку на 0,5 граней, притримуючи другим ключем штуцер (проходник, косинець і тому подібне);
- перевірте герметичність з'єднання під робочим тиском. Герметичність контролюйте протиранням з'єднань фільтрувальним папером. Сліди олії на папері не допускаються;
- законтрите і опломбуйте з'єднання.

Якщо підтягуванням гайки теча не усувається, підбурте повністю тиск з цієї магістралі гідросистеми, розберіть з'єднання і перевірте його деталі.

Пошкоджені деталі замініте.

При з'єднанні трубопроводів, після заміни пошкоджених деталей, спочатку наверніть накидні гайки від руки на 2/3 довжини штуцерів, а потім докрутіть 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 зробіть по раніше нанесених рисках.

Після дозатяжки гайок перевірте герметичність з'єднання під робочим тиском.

Герметичність контролюйте протиранням з'єднання фільтрувальним папером. Сліди олії на папері не допускаються.

Законтрїть і опломбуйте з'єднання.

ПРИМІТКА. Затягування накидних гайок при з'єднанні трубопроводів робите стандартними ключами, без додаткових важелів.

2. Текти з-під штуцерів агрегатів усунете заміною гумових кілець ущільнювачів.

Після усунення течі перевірте рівень рідини в гідробаку.

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

- видаліть рідину технічною серветкою;
- ретельно протріть серветкою, змоченою в нефрасе, забруднені місця;
- протріть сухою серветкою промиті місця.

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

1.3. 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 наддування в гідробаку (см 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 лакофарбного покриття

1. ВИДАЛЕННЯ КОРОЗІЇ НА ТРУБОПРОВОДАХ, ВИГОТОВЛЕНИХ Із СТАЛІ

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

1.2. Зачистьте поверхню вогнища корозії шкіркою № 5 і 6 до отримання блискучої металевої поверхні.

Між зачищеною поверхнею і поверхнею, не ураженою корозією мають бути плавні переходи.

1.3. Видаліть продукти зачистки серветками, змоченими нефрасом з добавкою антистатичної присадки "Сигбол" 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.

Корозія не допускається.

2. ВИДАЛЕННЯ КОРОЗІЇ НА ТРУБОПРОВОДАХ, ВИГОТОВЛЕНИХ З АЛЮМІНІЄВОГО СПЛАВУ

2.1. Видаліть корозію жорсткими волосяними (йди щетинними) щітками.

УВАГА. ВИДАЛЯТИ КОРОЗІЮ МЕТАЛЕВИМИ ЩІТКАМИ ЗАБОРОНЯЄТЬСЯ

2.2. Зачистьте ділянки трубопроводів з корозією шкіркою №5, 6 до металевого блиску.

Глибина зачистки має бути не більше 0,2 мм.

2.3. Видаліть продукти зачистки і знежирте місця зачистки серветкою, змоченою нефрасом, а потім ацетоном. Сушіть після кожного знежирення 10-15 хв.

2.4. Визначте повноту видалення корозії

Корозії не повинно бути

3. ВІДНОВЛЕННЯ ЗАХИСНОГО ПОКРИТТЯ НА ТРУБОПРОВОДАХ З АЛЮМІНІЄВОГО СПЛАВУ ПІСЛЯ ВИДАЛЕННЯ КОРОЗІЇ

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

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

3.3. Нанесіть один шар емалі Пф-223 відповідні кольори. Сушіть 12-24 ч при температурі від +18 до +35 °С. При температурі нижче 18°З час сушки збільшується.

4. НАНЕСЕННЯ ЗАХИСНОГО ПОКРИТТЯ НА ТРУБОПРОВІД З АЛЮМІНІЄВОГО СПЛАВУ (ПІСЛЯ ВИДАЛЕННЯ КОРОЗІЇ) В МІСЦЯХ ЇХ УСТАНОВКИ В КОЛОДКИ (ХОМУТИ) ІЗ СТРІЧКОЮ МЕТАЛІЗАЦІЇ

4.1. Нанесіть тонкий шар підшару П-96 на зачищену і знежирену поверхню м'якою волосяною кистю на ширину колодки (хомута)

4.2. Приготуйте антикорозійний склад за наступною технологією:

- 100 частин герметизуючої пасти У-ЗОЕ-5 змішайте в металевому або фарфоровому посуді з 10 частинами алюмінієвої крихти з Д16Т (розмір часток 0,14-0,63 мм)'

Суміш зберігаєте при температурі від +15 до +35°З в герметично закритому посуді в межах гарантійного терміну зберігання пасти.

- безпосередньо перед застосуванням введіть в суміш (на 110 частин) 7-11 частин вулканізуючої пасти № 9 і перемішайте впродовж 3-5 хв. Після цього введіть 0,3-1 частині дифенілгуенидина (ДФГ) і усе перемішайте до повної однорідності.

Нанесіть за допомогою неметалічного шпателя антикорозійний склад завтовшки 0,3-0,4 мм.

4.3. Встановіть трубопровід в колодку (хомут) із стрічкою металізації. Трубопровід встановлюйте не пізніше 30-60 мін після нанесення антикорозійного складу (впродовж життєздатності складу).

4.4. Після висихання антикорозійного складу (після подвійної життєздатності складу) нанесіть на зачищені ділянки трубопроводу захисне покриття, як вказано в п. 3.

Зверніть увагу на ретельне нанесення ґрунтовки у важкодоступних місцях, особливо в щілинах між вкладишами колодок, що сполучаються, і трубопроводами.

Підфарбовування зробіть вузькими волосяними пензликами, утворюючи валик заввишки 1-1,5 мм на стику труби і колодки не допускаючи відкритих щілин між колодкою і трубопроводом.

Зарядка гідроаккумуляторів азотом.

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

І. ЗАРЯДКА ГІДРОАКУМУЛЯТОРІВ АЗОТОМ 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 ушкоджень.

Газові порожнини гідроаккумуляторів повинні заряджатися технічним азотом другого сорту з точкою роси не вище мінус 35 °З при тиску 150 кгс/см і вище.

1.2. Відкрийте люк 740-4К в правому обтічнику шасі для доступу до гідроаккумулятора загальної мережі і люк в передньому лівому техотсеке 113 фюзеляжу для доступу до гідроаккумулятора гальм.

1.3. При включеному бортовому електроживленні підбурите тиск рідини з гідросистеми і гідроаккумулятора гальм.

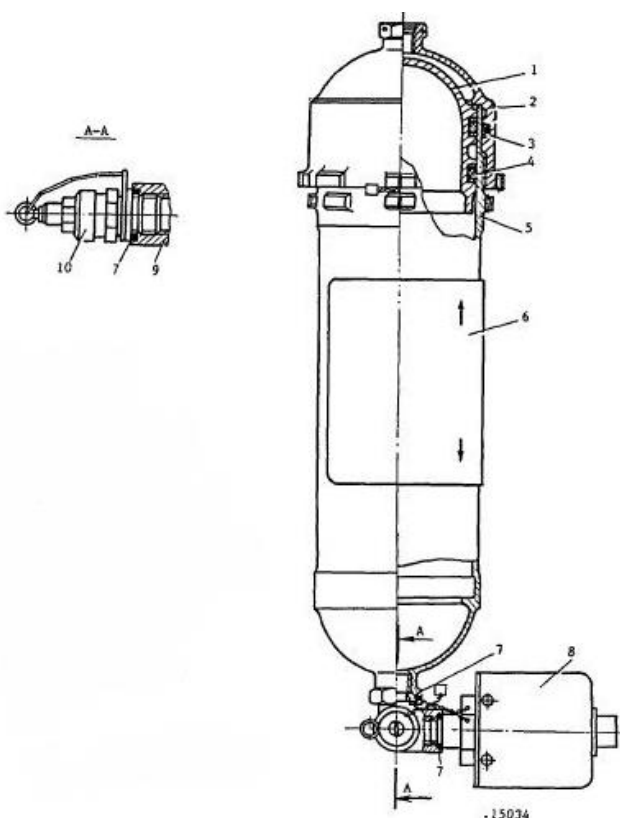


Рисунок 2.3.1 – Гідроаккумулятор :

1 – поршень, 2 – кришка, 3 - гумове кільце, 4 - ущільнювальний пакет,
5 – циліндр, 6 – трафарет, 7 - металеве кільце, 8 - датчик заряду, 9 – трійник,
10-зарядний клапан 604600

Підбурювання тиску рідини при зарядці гідроаккумулятора гальм робите, працюючи педалями основного гальмування, при зарядці гідроаккумулятора загальної мережі гідросистеми - руків'ям аварійного гальмування.

Падіння тиску рідини контролюйте по індикаторах "Г/АКК ТОРМ" і "СИСТ" на щитку гідросистеми. Тиск, що встановився, по індикатору свідчить про підбурювання тиску рідини в гідросистемі або в гідроаккумуляторі гальм.

1.4. Зніміть заглушки і приєднайте рукав УГЗС до зарядного клапана на гідроаккумуляторі. Відкрийте зарядний клапан гідроаккумулятора, обертаючи гайку клапана проти годинникової стрілки.

1.5. Плавню підвищуючи тиск азоту на вході в гідроаккумулятор, доведіть тиск азоту в гідроаккумуляторі до $(60+5)$ кгс/см².

Тиск контролюйте по манометру УГЗС і відповідному індикатору на щитку гідросистеми.

Допускається різниця у свідченнях манометра УГЗС і індикатора тиску на щитку гідросистеми до 5 кгс/см².

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

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

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

2.2. ЗАРЯДКА ГІДРОАКУМУЛЯТОРІВ ВІД БАЛОНА Із СТИСЛИМ АЗОТОМ

2.1. Огляньте пристосування для зарядки гідроаккумуляторів азотом. Перевірте документацію на азот.

Наконечник і штуцер пристосування не повинні мати забоин різьблення, рукав - механічних ушкоджень, редуктор і манометр мають бути цілими і справними.

Газові порожнини гідроаккумуляторів повинні заряджатися технічним азотом

другого сорту з точкою роси не вище мінус 35°З при тиску 150 кгс/см² і вище.

2.2. Виконайте роботи, вказані 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/см².

Тиск контролюйте по манометру пристосування і відповідному індикатору тиску на щитку гідросистеми.

Допускається різниця у свідченнях манометра пристосування і індикатора тиску до 5 кгс/см².

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

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

2.7. Встановіть заглушку на зарядний клапан гідроаккумулятора і законтріть.

2.8. Виконайте роботи, вказані в п. 1.8.

Заміна робочої рідини в гідросистемі.

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

2. Включіть бортове електроживлення.

3. Підбурте тиск рідини з гідросистеми і гідроаккумулятора гальм, попрацювавши руків'ям аварійного гальмування і педалями основного гальмування коліс шасі.

Падіння тиску контролюйте по індикаторах тиску "СИСТ" і Т/АКК ТОРМ"

4. Злийте робочу рідину з гідробака.

5. Перевірте стан сигналізації засмічення фільтроелементів у блоці фільтрів QA 08077 і замініть фільтроелемент фільтру, в якому сталося спрацьовування сигналізації засмічення.

6. Заправте гідробак робочою рідиною.

7. Включіть насосну станцію, встановивши перемикач "НС" в положення "РУЧН" і заповніте робочою рідиною порожнини виконавчих механізмів:

- зробіть 3-5 поворотів коліс передньої опори в обидві сторони на повний кут;
- зробіть по 3-5 загальмовувань і розгальмуванні коліс шасі від основного і стоянки гальмування;
- зробіть 2-3 повних випусків і прибирань закрилків;
- зробіть 3-5 закриття вхідних дверей;
- зробіть 2-3 аварійних загальмовувань і розгальмувань коліс;
- зробіть 2-3 прибирання і випуски передньої і основні опори шасі;
- зробіть 2-3 випуски інтерцепторів.

При включенні споживачів гідросистеми не повинно бути ривків і трясіння.

8. Відключіть насосну станцію.

9. Повторіть операції по пп. 4 - 8.

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

Спрацьовування сигналізації засмічення не допускається.

11. Перевірте чистоту робочої рідини.

12. Дозаправте гідробак робочою рідиною.

13. Відключіть бортове електроживлення.

14. Опустіть літак і приберіть гідропідйомники.

Заміна фільтроелементів у блоці фільтрів QA 08077.

I. ЗНЯТТЯ

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

1.2. Підбурте тиск рідини в гідросистемі, попрацювавши педалями основного гальмування і руків'ям аварійного гальмування коліс шасі. Падіння

тиску контролюйте по індикаторах тиску "СИСТ" і "Г/АКК ТОРМ" на щитку гідросистеми.

1.3. Підбурте тиск наддування з гідробака.(см 029.16.00, ТК № 302).

Підставте місткість під блок фільтрів.

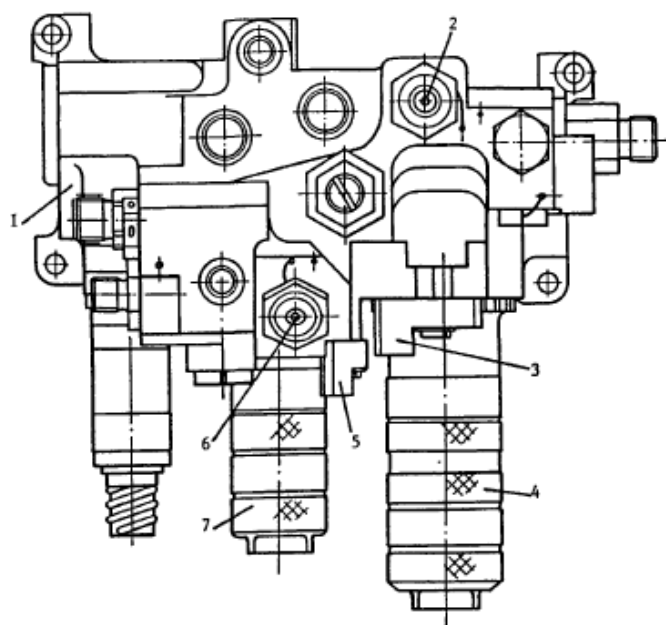
1.4. Натисненням "на вільне плече стопора (3) або(рис. 2) виведіть його із зачеплення із зубчастим сектором склянки (4) або (7) і виверніть склянку

разом з фільтроелементом з корпусу блоку фільтрів.

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

1.6. Витягніть фільтроелемент із склянки, огляньте фільтроелемент і внутрішню порожнину склянки.

Не допускаються металева стружка і частинки гуми або фторопласту на фільтроелементі і в склянці.



1 - корпус
 2 - сигналізатор засмічення фільтра зливної магістралі
 3 - стопор
 4 - склянка фільтра зливальної магістралі
 5 - стопор напірної магістралі
 7 - склянка фільтра напірної магістралі
 БЛОК ФІЛЬТРІВ QA 08077

Рисунок 2.3.2 – Блок фільтрів

2. ВСТАНОВЛЕННЯ

2.1. Промийте в чистому гасі або нефрасе відстійну склянку фільтру. Обполосніть внутрішню порожнину склянки чистою робочою рідиною.

2.2. Розпакуйте новий фільтроелемент і огляньте його.

Ушкодження не допускаються.

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

2.4. Утримуючи стопор (3) або (5) в натиснутому положенні, укрупіть склянку з фільтроелементом в корпус блоку фільтрів до упору і відпустите стопор. Склянку укрупіть від руки.

Переконайтеся, що стопор увійшов до зачеплення із зубчастим сектором склянки.

УВАГА. ЗАВЕРТАТИ СКЛЯНКУ ФІЛЬТРОЕЛЕМЕНТА ЗА ДОПОМОГОЮ ГАЙКОВОГО КЛЮЧА КАТЕГОРИЧНО ЗАБОРОНЯЄТЬСЯ.

2.5. Натисненням пальця втопите сигналізатор (2) або (6) засмічення фільтру в його гніздо в корпусі блоку фільтрів.

2.6. Перевірте рівень рідини в гідробака (см 012.11.06, ТК № 601)

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

Сліди олії на папері не допускаються.

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

Перевірка чистоти робочої рідини.

1. Відкрийте люк 74С-4К в правому обтічнику шасі.

2. Підбурте тиск наддування з гідробака (см 029.16.00, ТК №302)

3. Протріть чистою серветкою вихідний отвір зливного крану гідробака

4. Злийте з гідробака через зливний кран 150-200 см³ відстою робочої рідини в прозору ємність для візуального контролю чистоти, а потім в окрему ємність ще 150-200 см³ для перевірки рідини методом фільтрації.

ПРИМІТКИ. I. Злив відстою для візуального контролю чистоти робите не раніше, ніж через 1,5 ч після відключення насосної станції.

II. Злив рідини для перевірки чистоти методом фільтрації робите не пізніше ніж через 5 мін після відключення насосної станції

5. Візуально перевірте чистоту робочої рідини.

Не допускається в рідині наявність води і механічних домішок.

6. Профільтруйте через серветку з батисту в прозору ємність відібрану робочу рідину для визначення її чистоти.

Не допускаються стружка, шматочки гуми і інші включення, що свідчать про ушкодження елементів гідросистеми.

При огляді батистової серветки допускаються:

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

- м'які, легко такі, що руйнуються утворення, що виникли внаслідок коагуляції

дрібніших часток, що є продуктами прироблення гумових ущільнень;

- окремі дрібні блискітки, що потрапили в робочу рідину в процесі прироблення рухливих елементів в агрегатах

7. Дозаправте гідробак робочою рідиною (см 012.11.06, ТК № 301).

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

Перевірка якості робочої рідини

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

2. Підбурте тиск наддування з гідробака (см 029.16.00, ТК № 302).

3. Протріть чистою серветкою вихідний отвір зливного крану гідробака.

4. Злийте з гідробака через зливний кран 0,2-0,5 л відстою робочої рідини

після чого в спеціальну пробірку злийте ще 0,1 л рідини для перевірки рідини в лабораторії.

ПРИМІТКА. Злив рідини для перевірки робите не раніше, ніж через 1,5 ч після відключення насосної станції.

5. Перевірте в лабораторії з відібраної проби основні фізико-хімічні характеристики робочої рідини.

Робоча рідина повинна мати наступні показники:

- кінематична в'язкість при 50 °З - не нижче 8 сСт

- кислотне число - не більше 0,15 міліграма КОН на 1 г рідини

- вміст води - не більше 0,03 %

- чистота - не грубіше за 13-й клас по ГОСТ 17216-71

6. Дозаправте гідробак робочою рідиною.

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

2.5 Висновки

Для того, щоб запобігти збоям в роботі гідравлічних агрегатів, необхідно приділяти більше уваги забезпеченню чистоти робочої рідини.

Забруднення гідравлічних рідин різними домішками знижує надійність і термін служби гідроагрегатів. Залежно від ступеня чистоти рідини термін служби гідроагрегатів може збільшуватися або зменшуватися в кілька разів.

Також необхідно приділяти більше уваги контролю чистоти і герметичного стану фільтрів в процесі експлуатації.

В процесі фільтрації рідини відбувається засмічення фільтруючого елемента (ФЕ). При цьому знижується пропускну здатність фільтруючого елемента через забруднення порових каналів, погіршується тонкість очищення через проходження частини рідини через перепускні клапани зі збільшенням

перепаду тиску на фільтрі або втрата його герметичності через деформацію (руйнування). Тому необхідно виконувати періодичний контроль чистоти і естетичного вигляду фільтруючих елементів при технічному обслуговуванні гідравлічних систем.

При експлуатації трубопроводів необхідно приділяти велику увагу культурі обслуговування, оскільки неякісне обслуговування може призвести до пошкодження трубопроводів. Неякісне технічне обслуговування часто є причиною відмов гідравлічної системи і може призвести до небажаних наслідків.

3. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

3.1 Людський чинник в авіації

В умовах глобалізації, швидких економічних змін, дедалі швидшого темпу людського життя, дедалі вільнішого переміщення робочої сили, інтенсивного спілкування та ділової взаємодії для великої кількості людей стає дедалі важливішою можливістю швидко долати великі відстані за короткий час. Не дивно, що обсяги авіаперевезень і повітряного руху постійно зростають, а питання авіаційної безпеки набувають все більшого значення. Країни, авіакомпанії та міжнародне співтовариство в цілому зробили багато для зменшення авіаційних втрат, але кількість авіакатастроф, які призводять до матеріальних збитків або навіть загибелі людей, залишається високою. За даними Мережі безпеки польотів (рис. 4.1 і 4.2), кількість авіакатастроф не є стабільною з року в рік, зменшившись у період з 1996 по 2006 рік, але кількість жертв все ще залишається високою.

Статистика свідчить про те, що всі авіаційні фахівці повинні докладати термінових зусиль для виявлення, усунення або мінімізації причин авіаційних подій. Зростають вимоги до надійності повітряних суден, обладнання, агрегатів і систем управління повітряним рухом, створення, впровадження і використання новітніх авіаційних матеріалів і технологій, інформаційного забезпечення пілотів і авіадиспетчерів, вдосконалення їх професійного відбору та підготовки. Однак кількість авіаційних подій зменшується не так швидко, а доля АП унаслідок помилки людини росте. Якщо в 1996 р. вона складала 70-75 %, то, згідно з останніми документами ІКАО, 85 % авіаційних подій є наслідком людського чинника.

3.2 Основні поняття

Поняття людського фактору міцно увійшло в авіаційний лексикон і на жаль, саме в контексті негативних аспектів науково-технічного прогресу. Про нього згадують насамперед у зв'язку з техногенними аваріями та катастрофами. Свого часу під цим фактором розуміли психічні процеси, стани, якості та властивості людини, що визначають ефективність її дій як оператора. В авіації під людським фактором прийнято розуміти сукупність особистісних, медико-біологічних факторів, що визначають оптимальні умови експлуатації повітряних суден та управління повітряним рухом. На сучасному етапі розвитку науки це поняття вивчається системно і міждисциплінарно в рамках ергономічного підходу. Таким чином, людський фактор і ергономіка є взаємодоповнюючими поняттями, перше з яких ставить проблему, а друге пропонує відповідні рішення. Ця позиція широко відображена в міжнародних

методологічних матеріалах з людського фактору. Треба відмітити, що хоча людський фактор є для сучасної авіації складною проблемою, але в той же час це джерело надій і невикористаних резервів.

Як зазначив Гунар Д. Фалгрєн, представник робочої групи ІАТА, виступаючи на симпозиумі ІКАО з безпеки польотів: "Ми часто чуємо і віримо, що 75% авіаційних подій спричинені людським фактором, але можна також стверджувати, що людський фактор зараз відповідає лише за 25% інших причин авіаційних подій".

Багатогранність цього поняття вимагає його розгляду на основі наукових знань, з урахуванням умов, в яких живуть і працюють люди, специфіки їх взаємодії з повітряними суднами, нормами, правилами, навколишнім середовищем, а також один з одним в процесі спільної діяльності. Під людським фактором в авіації можна розуміти сукупність соціальних, особистісних, психофізіологічних, медичних і біологічних факторів, які впливають на ефективність роботи повітряних суден і управління повітряним рухом. При більш глибокому аналізі термін "людський фактор" зазвичай охоплює весь спектр факторів, пов'язаних з матеріальними і духовними умовами життя людей і впливають на ефективність виробництва. Зокрема, розглядаються наступні:

- мотивації та цінності персоналу; детермінанти результативності: поведінкові характеристики;
- особливості прийняття рішень та інших когнітивних психічних процесів
- інформаційні технології, що використовуються (засоби зв'язку, програмне забезпечення); документація;
- особливості розміщення обладнання на робочому місці;
- система професійного відбору та навчання персоналу.

Як в авіаційній, так і в загальнотехнічній літературі термін "людський фактор", слідуючи американській термінологічній традиції, часто вживається в значенні, що збігається зі значенням терміну "ергономіка". Наприклад, у Циркулярі 0 МСА зазначається, що тисячоліття тому, коли людство вперше навчилося виготовляти знаряддя праці, використання основ ергономіки підвищило продуктивність праці. Але лише за останні сто років відбулася сучасна еволюція ергономіки або людського фактору.

Ергономіка - це науково-практична дисципліна, яка комплексно вивчає людину та її діяльність, використовувани засоби та інструменти, а також

навколишнє середовище в процесі їх взаємодії, щоб зробити життя людей ефективнішим, безпечнішим і комфортнішим.

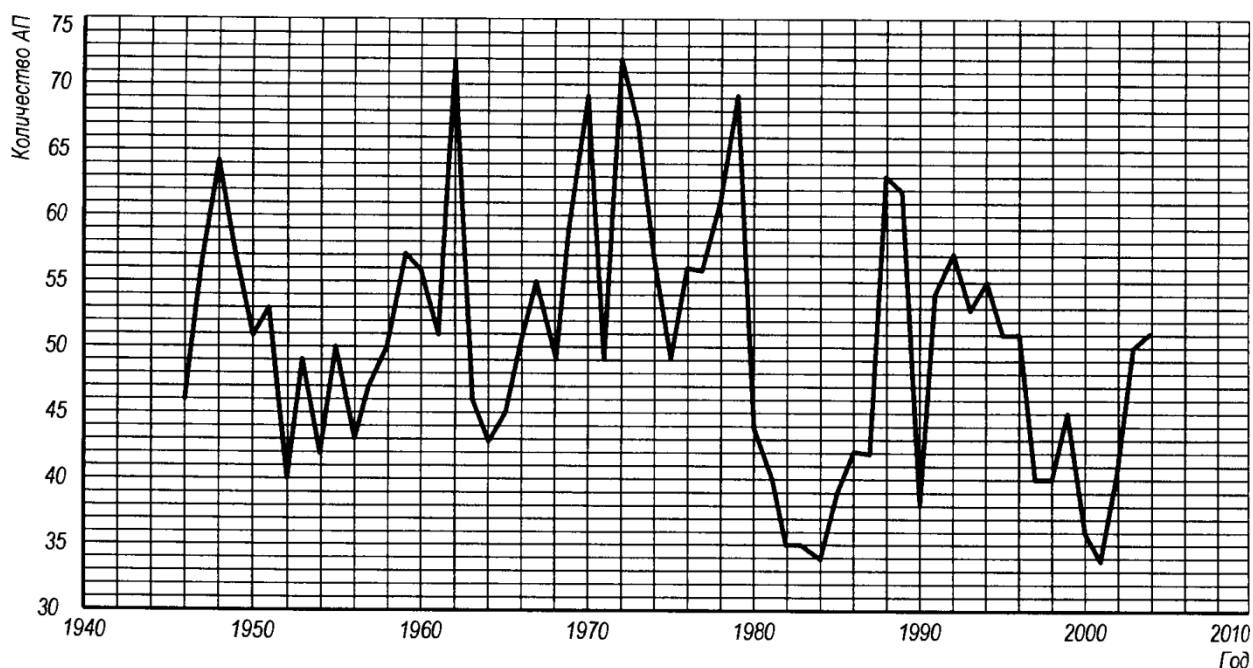


Рисунок 3.1 – Динаміка кількості авіаційних подій з 1945г

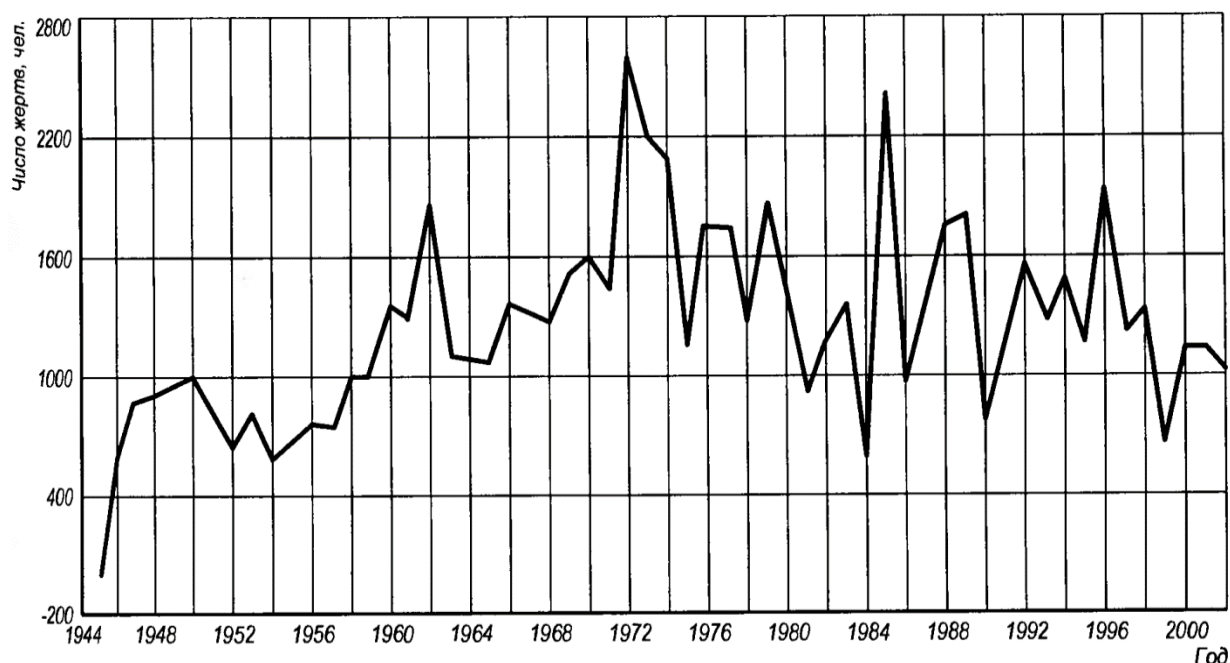


Рисунок 3.2 – Динаміка кількості загиблих в авіаційних подіях з 1945г (у дані за 2001-2004 рр. включені тільки АП в цивільній авіації і не враховані події 11 вересня 2001г. у Нью-Йорку)

Людський фактор - це внутрішня характеристика бізнес-просторового середовища, яка визначається особливостями життєдіяльності людини (групи людей) і яка визначає вплив людини (групи людей) на функціонування

соціотехнічної системи. Обидва поняття пов'язані з системою «людина-техніка- середовище» (СЛТС), яке визначається як система, що містить що взаємодіють між собою складові: людину, технічні засоби діяльності і середовище, в якому діяльність реалізується.[21]

Безпека СЛТС - рівень ергономічне™ СЛТС, що відбиває загальну безпеку СЛТС для здоров'я людей, безпека діяльності людини і безпека вживаних технічних засобів.

3.3 Вплив людського чинника на авіаційну безпеку

Як зазначалося вище, відмови обладнання не завжди призводять до авіаційних подій. Для того, щоб зменшити кількість відмов, розробляються нові технології та системи для дублювання та резервування обладнання та засобів, якщо їх надійність не може бути гарантована на належному рівні. Рівень надійності людини в ерг-системі характеризується певним ступенем нестабільності. Водночас, постійна ймовірність виникнення аварійних ситуацій, що виникають через малоймовірні обставини, в тому числі не передбачені інструкціями та посібниками, покладає на людину відповідальність за їх безпечну ліквідацію.

Тому важливо на практиці звертатися до відповідних принципів і концепцій для забезпечення професійної надійності авіаційного персоналу. Все частіше необхідно враховувати психофізіологічні можливості людини та їх обмеження, оскільки вони розвиваються і вдосконалюються набагато повільніше, ніж технологічні та інженерні можливості.[11] Природні біологічні ритми і геофізичні фактори, що впливають на людину, природні коливання психофізіологічних параметрів її психічного стану, а також причини, згадані вище, роблять практично неможливим гарантування абсолютно безпомилкових дій персоналу з управління повітряним рухом.

Безпека

Рисунки 3.1, 3.2 та загальноприйняті статистичні дані про частку людського фактору (85%) у кількості нещасних випадків показують, що втрати є високими як у соціальному (загиблі люди), так і в матеріальному аспектах.

Аналіз структури помилкових дій показує, що в переважній більшості вони є результатом дій персоналу, який має достатній рівень здоров'я, кваліфікації та мотивації. За 1996-2006 рр. у цивільній авіації у звітах ІКАО помилки льотного складу, що призвели до АП з людськими жертвами та знищення повітряного судна, були класифіковані за 11 категоріями (рис. 3.3).

У деяких випадках причинами помилок є конструктивні недоліки обладнання, неадекватні процедури, помилки в навчанні або інструктажі персоналу перед експлуатацією. Однак основними аспектами людського

фактору є діяльність людини, її поведінка та межі її можливостей. Значна частка авіаційних подій спричинена перебільшеною довірою льотного складу до інформації, отриманої від обладнання, що є наслідком неадекватного розподілу функцій між людьми та обладнанням. Втрати через неоптимальну діяльність людини зросли настільки, що зневажливе ставлення до людського фактору вже неприйнятне. [22]

Відзначаються наступні основні групи при-чин авіаційних подій і інцидентів: технічна несправність літального апарата (ЛА); складні метеорологічні умови; помилки пілотування; зіткнення ЛА з перешкодою або іншим ЛА із-за порушення пілотажно-навігаційних умов польоту; застосування засобів поразки (для військової авіаційної техніки); тероризм і саботаж для цивільних повітряних суден; неадекватність функціонального стану пілота.

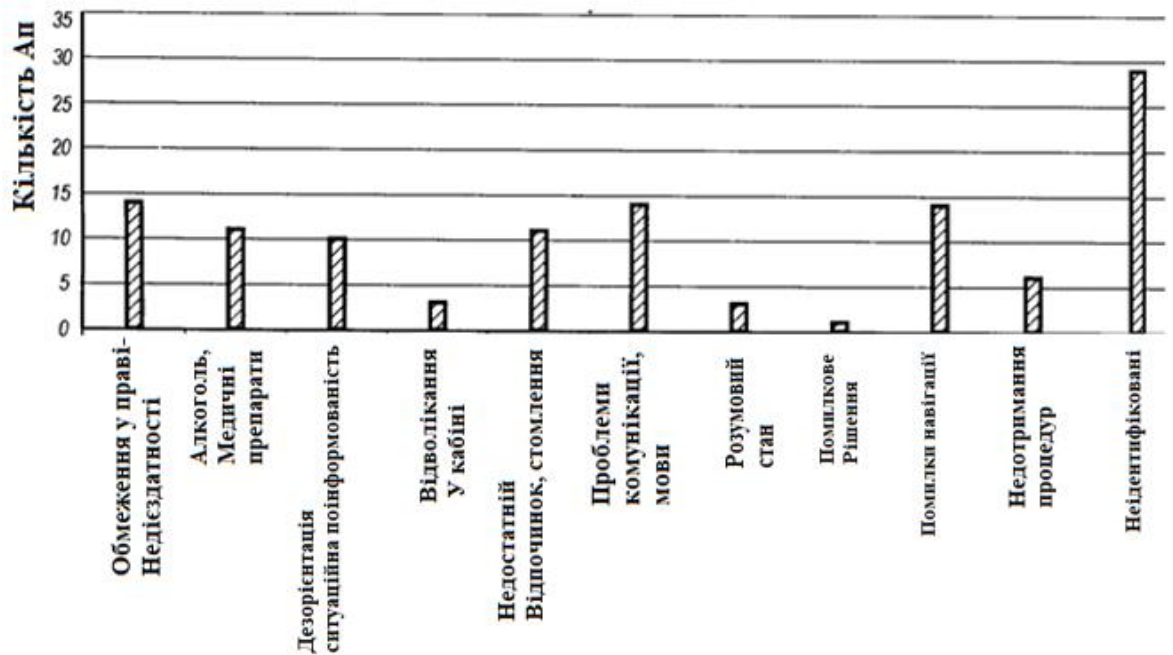


Рисунок 3.3 – Кількість АП в структурі прояву людського чинника (1947-2004 рр.)

Три з семи груп причин безпосередньо пов'язані з людським фактором, інші є зовнішніми по відношенню до пілота, але в деяких випадках можуть бути ним компенсовані в залежності від його кваліфікації, досвіду і стану на момент аварії або авіаційної події (АП). Результати розслідування АП показують, що практично кожен випадок проходить певні стадії розвитку аварійної ситуації через технічну відмову, яку зазвичай можна усунути або локалізувати, або помилки екіпажу: її перехід в аварійну ситуацію, а потім, у

разі несвоєчасних, неправильних дій екіпажу або їх відсутності, - в катастрофічну.

У кожній конкретній ситуації резерв часу для вжиття заходів щодо запобігання аварії може бути обмеженим. Разом з тим, експерти при ретроспективному аналізі знаходять ознаки як мінімум небезпечного розвитку ситуації. Іншими словами, діагностичні ознаки перших 6 груп можуть бути формалізовані та ідентифіковані в режимі реального часу.

Набагато гірше стоїть питання оцінки функціонального стану пілота. Заміна приладів прямого вимірювання на інтегровані комп'ютеризовані системи створює нові проблеми людського фактору, пов'язані з когнітивними можливостями людини, особливо в аварійних ситуаціях.

Ефективність

Людський фактор може бути пов'язаний з втратами не тільки через авіаційні події, але і через низьку ефективність праці, що характеризується співвідношенням трудових витрат і досягнутих результатів з урахуванням знань в області людського фактора, ефективність роботи авіатранспортної системи істотно страждає, в окремих випадках падаючи нижче допустимого рівня. Взаємозв'язок між людським фактором і ефективністю роботи авіаційної техніки можна проілюструвати наступними прикладами:

- Підвищення професійної надійності та ефективності фахівців з управління повітряним рухом покращує економічні показники повітряних маршрутів та ешелонів;

- підвищення ефективності медико-психологічного та ергономічного забезпечення діяльності персоналу, задіяного в авіаційному обслуговуванні, сприяє оптимізації його функціонального стану та професійному довголіттю;

- оптимальне компонування салонів повітряних суден та ергономічні прилади дозволяють знизити рівень стомлюваності екіпажів та підвищити ефективність їх діяльності;

- продумана організація взаємодії між фахівцями і службами різних відомств скорочує час, необхідний для пошуку і надання допомоги постраждалим в авіаційних аваріях і катастрофах; - ефективність діяльності людини залежить від її мотивації, яка характеризується різницею між тим, що і як людина може зробити, і тим, що вона фактично робить;

- ефективність роботи екіпажу значною мірою залежить від лідерських якостей командира та його вміння керувати роботою колективу, а також від здатності членів екіпажу будувати оптимальні взаємовідносини один з одним; важливе значення в цивільній авіації має також вміння бортпровідників знаходити взаєморозуміння з пасажирами та впливати на їхню поведінку, особливо в аварійних ситуаціях.

3.4 Висновки

Отже, незважаючи на всі превентивні заходи, що вживаються, кількість авіаційних подій та інцидентів в авіації суттєво не зменшується. Це свідчить про недостатню ефективність та результативність проведеної роботи.

Для запобігання авіаційним подіям необхідно більше уваги приділяти

- рівню професійної підготовки управлінського персоналу, задіяного в організації та проведенні профілактичної роботи, а також його відношенню (рівню відповідальності, уважності) до виконання своїх обов'язків в цьому напрямку.

- формам, методам, способам, прийомам, засобам, що застосовуються на практиці для виявлення істинних причин авіаційних подій, інцидентів, помилкових дій авіаційного персоналу, відмов повітряних суден;

- формам, методам, способам, прийомам, засобам, що використовуються на практиці для визначення доцільних форм профілактичних заходів;

- формам, методам, способам, прийомам, засобам, що застосовуються на практиці для виявлення небезпек виконання польотів.

4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

Економічне обґрунтування ефективності експлуатації літака по типу Ан-140, як засоби транспортування пасажирів

4.1 Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень пасажирів

4.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення місткості перевезень (очікувана кількість пасажирів)

Почнемо маркетингове дослідження з характеристики регіонів України за чисельністю населення.

Київ - 2,89 млн.

Харків - 1,45 млн.

Одеса - 1,1 млн.

Дніпро - 1 млн.

Львів - 0,75 млн.

Полтавська обл. - 1,5 млн.

Пасажироперевезення за 2018 рік

За даними оперативної статистики Державної авіаційної служби України, обсяг пасажирських перевезень авіакомпаній у січні-вересні 2018 року збільшився на 26,6% порівняно з відповідним періодом 2017 року - до 6,191 млн осіб.

Пасажиропотік на міжнародних лініях країни збільшився на 26,4% - до 5,602 млн осіб.

Пасажиропотік через аеропорти України за дев'ять місяців поточного року зріс на 16,8% - до 9,652 млн осіб, у тому числі на міжнародних напрямках - на 15,4%, до 8,451 млн осіб.

Можлива кількість людей, які користуються повітряним транспортом.

Для визначення можливої кількості людей, які користуються повітряним транспортом, ми використаємо дані щорічного дослідження "Середній клас в Україні", яке проводить GFC-USM.

Це дослідження показує, що 3,5% населення України має дохід від \$700 до \$1,000 на місяць. Саме ця цифра буде використана в подальших розрахунках, тобто 3,5% від кількості мешканців кожного міста з Таблиці 4.1.1

Формула матиме вигляд: $\frac{\text{населення регіону(чол)}}{100\%} \times 3,5\%$

Таблиця 4.1.1. Кількість населення з доходом 700-1000 долл/міс.

Місто	Кількість населення(люд) з доходом 700-1000 долл/міс.
1.Київ	101 150 людина

2.Харків	50 750 людина
3.Одеса	38 500 людина
4.Дніпро	35 000 людина
5.Львів	26 250 людина
6. Полтавська обл.	52 000 людина

Визначення місця розташування базового аеропорту обслуговування та розташування кінцевих пунктів перевезення для визначення тривалості безпосадочного перельоту та часу, необхідного для досягнення пасажирів

За базовий аеропорт візьмемо аеропорт Харків. Для визначення кінцевих пунктів перевезення необхідно проаналізувати потреби людей, які користуються повітряним транспортом.

Транспортні потреби населення України поділяються на два типи:

1. Туристичні;
2. Ділові поїздки.

Туристичні поїздки зазвичай є сезонними: влітку - морські круїзи, взимку - гірськолижний відпочинок. Вони мають масовий характер і в розпал сезону можна розраховувати на повну зайнятість місць в літаку.

Ділові поїздки не мають такого масового характеру, як туристичні, але вони більш рівномірно розподілені і не залежать від сезону.

Виберемо туристичні напрямки, які є актуальними в поточній геополітичній ситуації:

- Харків-Анталія (Туреччина);
- Харків-Каїр (Єгипет);
- Харків-Варшава (Польща);
- Харків-Одеса;
- Харків-Відень (Австрія);
- Харків-Туніс;
- Харків-Івано-Франківськ;
- Харків-Тель-Авів (Ізраїль).

Виберемо бізнес - напрями:

- Харків-Київ;
- Харків-Дніпропетровськ;
- Харків-Львів;
- Харків-Тель-Авів (Ізраїль);
- Харків-Одеса.

Оцінка соціального складу пасажирів по платоспроможності для обліку можливої ціни квитка

Як видно з таблиці 4.1.1., у Харкові проживає мінімум 50 750 платоспроможних чоловік з щомісячним доходом середнього класу. До них треба додати 0.5% (7250 чоловік), від населення Харківського регіону, які відносяться до заможного класу з доходом більше 1500 дол./міс. і використовують літаки, як основний засіб пересування між регіонами.

У результаті під потенційних споживачів в Харкові потрапляють 58 000 чоловік, які мінімум 1 раз на рік користуються послугами авіап перевезень. 15% з цих споживачів належать до заможного класу, які, швидше за все, купуватимуть квиток бізнес - класу. З цього зробимо висновок, що місць економ класу в літаку буде 85% від усієї кількості, а інші 15% це будуть місця бізнес-класу.

Результати дослідження ринку перевезень

Проаналізувавши можливі напрямки туристичних та бізнес-маршрутів, можна побачити, що деякі міста є в обох списках, тобто є туристичними та бізнес-центрами одночасно. Це Тель-Авів та Одеса. Тель-Авів має тропічно-екваторіальний клімат, а це означає, що туристи приїжджатимуть туди незалежно від сезону, оскільки там завжди тепло і завантаження літаків буде достатнім, щоб окупити перельоти. Враховуючи вищезазначені фактори, можна запустити рейс кожні 3 дні, розраховуючи на повне завантаження туди і назад.

Досить популярним також може стати маршрут Харків - Івано-Франківськ. Цей рейс використовується туристами на гірськолижні курорти взимку з середини листопада до середини січня, а це означає, що цей рейс буде доступний 4 місяці на рік, з повним завантаженням кожні 5 днів.

4.2 Початкові дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації літака Ан-140

4.2.1 Льотно-технічні характеристики ЛА, що впливають на експлуатаційні витрати у базовому аеропорту (авіаційній експлуатованій компанії)

$V_{кр} = 537 \text{ км/ч}$; $L = 3700 \text{ км}$; $m_{кн} = 6000 \text{ кг}$; $n_{пас} = 52 \text{ люд}$; $\tau = 6,9 \text{ год}$; $m_{пл} = 12810 \text{ кг}$;

$R_{max} = 1286 \text{ кВт}$, $m_{тч} = 225 \text{ кг/годину}$, $t_{\Sigma} = 25000 \text{ г}$.

$V_{кр}$ (км/год) - крейсерська швидкість літака;

L (км) - безпосадочна дальність польоту;

$m_{кн}$ (кг) - максимальне комерційне навантаження літака;

$n_{пас}$ - кількість пасажирів;

τ (година) - максимальний час польоту;

$m_{пл}$ (кг) - маса порожнього літака;

R_{max} (кВт) - потужність двигуна на злітному режимі;

$m_{тч}$ (кг/час) – годинна витрата палива одного двигуна;

t_{Σ} (чч) - сумарний час польоту.

4.2.2. Нормативні вартісні показники експлуатації.

Каталожна ціна літака складає 8 500 000 дол. [2].

Ціна палива МС-1 складає близько 0.75 дол./літр.

4.3 Розрахунок витрат на експлуатацію літака типу Ан-140 і визначення собівартості перевезення пасажирів

4.3.1 Розрахунок повної собівартості експлуатації літака Ан-140 на один кілометр шляху

Витрати на експлуатацію близькомагістрального літака (СЧП), що доводяться на 1 годину польоту (льотна година), складаються з прямих і непрямих (аеропортів) витрат :

$$C_{чп} = A + B, \text{ де}$$

A - прямі витрати, що доводяться на одну льотну годину, дол.;

Б - непрямі витрати, що доводяться на одну льотну годину, долл.

До прямих витрат відносяться витрати на амортизацію і капітальний ремонт і технічне обслуговування літака (планера) і двигунів, на паливо і заробітну плату льотно-підйомного складу (ЛПС) з нарахуваннями.

Непрямі витрати включають витрати на амортизацію, поточний ремонт і зміст усіх об'єктів аеродромів і аеропортів (автовокзали, готелі, пакгаузи, рульові доріжки, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі і так далі), окрім витрат по ремонтних заводах і лінійних майстернях (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 при перевезенні пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху (СТКМ) визначається по формулі:

$$C_{ТКМ} = \frac{A + B}{m_{кр} \cdot KЗ \cdot V_p},$$

де $m_{кр} = 6$ т, - максимальне комерційне навантаження літака;

$KЗ = 0,9$ - коефіцієнт використання навантаження літака. [13, стр.24]

Величина рейсової швидкості літака визначається на підставі його крейсерської швидкості. Рейсова (технічна) швидкість - це середня швидкість безпосадочного польоту в штиль, обчислена з урахуванням витрат часу на усіх

етапах польоту від початку розгону в аеропорту посадки. Рейсову швидкість розрахуємо по формулі:

$$V_p = \frac{L \times V_{кр}}{L + V_{кр} + \Delta t},$$

де $V_{кр} = 537$ км/год - крейсерська швидкість літака;

$L = 3700$ км - безпосадочна дальність польоту;

$\Delta t = 0,22$ - втрати часу на еволюцію або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою літака, а також на набір висоти і зниження, що відповідає швидкості, рівній крейсерській (у годиннику). Величина цих втрат залежить від висоти польоту літака [13, стр.25]

$$V_p = \frac{537 \times 3700}{3700 + 537 + 0.22} = 469 \text{ км/час}$$

Розрахунок прямих витрат А.

До прямих витрат відносять усі витрати, пов'язані безпосередньо з підтримкою ЛА у бойовій готовності а саме :

A1 - витрати на амортизацію і капітальні ремонти літака (планера);

A2 - витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів;

A3 - витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера;

A4 - витрати на техобслуговування і поточні ремонти двигунів;

A5 - заробітна плата льотно-підйомного екіпажа;

A6 - вартість палива;

A7 - інші прямі витрати (вартість мастильних матеріалів, засобів антиобморожувачів, втрат при поверненні ЛА з рейсу по метеоумовах і інші).

Таким чином загальні прямі витрати полягають:

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i = A_1 + A_2 + A_3 + A_4 + A_5 + A_6 + A_7$$

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи літака, визначимо по формулі:

$$A_1 = 0.01 \times K_1 \times C_c \times \frac{1 + K_{pc} \left(\frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c} C_3 \times 1 + D_{opc} T_3 t_c - 1 T_3. [1, \text{стр.26}], \text{де}$$

$K_1 = 1,065$ – коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт (тренування, навчання, обліт і так далі) [13, стр.25]

$C_c \text{ без д.}$ – ціна літака без двигунів

$$C_c \text{ без д.} = C_3 \text{ без д.} - C_{дв} \times 2 = 8500000 - 126677 \times 2 = 8246646 \text{ дол.}$$

K_{PC} – коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту літака до ціни літака визначили по формулі:

$$K_{PC} = 0,11 + (3 \cdot 10^{-4} / C_c) = 0,11 + 30000 / 8246646 = 0,1104$$

$T_c = 25000$ ч., - амортизаційний або повний термін служби літака. [13, стр.26]

$t_c = 5000$ ч., - термін служби літака між капітальними ремонтами. [13, стр.26]

$$A_1 = 0,01 \cdot 1,065 \cdot 8500000 \cdot \frac{1 + 0,1104 \cdot \left(\frac{25000}{5000} - 1 \right)}{25000} = 10,17 \text{ долл/година.}$$

Витрати на амортизацію і капітальний ремонт на 1 годину роботи двигунів визначаються по формулі:

$$A_2 = 0,01 \times K_2 \times n_{дв} \times C_{дв} \times \frac{1 + K_{р.дв.} \left(\frac{T_{дв}}{t_{дв}} - 1 \right)}{T_{дв}} \cdot [1, \text{стр. 26}], \text{ где}$$

$K_2 = 1,07$ – коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт [13, стр.26].

$n_{дв} = 2$ - кількість двигунів, встановлених на літаку;

$$K_{р.дв.} = 0,15 \times 4,15 \times 10^{-5} \left[1 - 0,2 \left(\frac{T_{дв}}{t_{дв}} - 1 \right) \right] T_{дв}$$

$T_{дв}$ - амортизаційний або повний термін служби двигуна, година. [13, стр.26].

$t_{дв}$ - термін служби літака між капітальними ремонтами, година. [13, стр.26].

$$K_{р.дв.} = 0,15 \times 4,15 \times 10^{-5} \left[1 - 0,2 \left(\frac{9000}{3000} - 1 \right) \right] 9000 = 0,03$$

$C_{дв}$ – ціна одного двигуна, долл:

$$C_{дв} = 0,015 \cdot K_{НВО} \cdot K_{сх} \cdot K_{сдв} \cdot R_{\max} (3400 - 10 \sqrt{R_{\max}}) \cdot [13, \text{стр.26}].$$

$R_{\max} = 1286$ кВт -мощность двигуна на злітному режимі;

$K_{НВО} = 1,61$, коефіцієнт, що враховує обов'язкові внески, податки, відрахування [13, стр.7.]

$K_{сх} = 1$, - коефіцієнт, що враховує схему двигуна [13, стр.20].

$K_{сдв}$ коефіцієнт, що враховує серійність двигуна :

$$K_{сдв} = \left(\frac{1500}{\sum_n дв} \right)^{0,5} = 1,96,$$

Де $\sum_n дв = 390$ – кількість двигателів в серії [13, стр. 20]

$$C_{дв} = 0,015 \cdot 1,61 \cdot 1 \cdot 1,96 \cdot 1286 \cdot 3041 = 126677 \text{ дол.}$$

$$A_2 = 0.01 \times 1.07 \times 2 \times 126677 \times \frac{1 + 0.03 \left(\frac{9000}{3000} - 1 \right)}{9000} = 2.85 \text{ дол/год.}$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування планера (A_3) і двигунів (A_4) складаються з витрат на матеріали і запасні частини, заробітну плату технічних працівників, зайнятих безпосередньо технічним обслуговуванням і ремонтом літаків і двигунів, і визначаються так:

$$A_3 = 0,024 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot m_{\text{ПС}}) \cdot m_{\text{ПС}} ; [13, \text{стр.26}].$$

$K_3 = 0,35$ – коефіцієнт, що враховує метод технічного обслуговування;

$K_4 = 1$ – для літаків з ТРД; [13, стр.26].

$m_{\text{ПС}} = 12810 \text{ кг}$;

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,35 \cdot 1 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 12810) \cdot 12810 = 33,79 \text{ долл/ч}$$

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

$K_2 = 1,07$ – коефіцієнт, що враховує невірбничий наліт; [13, стр.26].

$K_5 = 1$, – для ТРД і ДТРД дозвукових літаків [13, стр.26].

$R_{\text{max}} = 1286 \text{ кВт}$;

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1 \cdot 2 \cdot \sqrt{1286}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 20,75 \text{ долл/ч.}$$

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за одну льотну годину (A_5) розглянемо, виходячи з числа пасажирських місць :

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

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot 52 - 0,00237 \cdot 2704 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot 140608) = 59,4 \text{ дол/год}$$

$n_{\text{ПАС}} = 52$ люд. - максимально можливе число пасажирських місць на цьому літаку.

Витрати на паливо, що доводяться на 1 годину польоту (A_6) розрахуємо по формулі :

$$A_6 = 1,5b \times C_{\text{П}} \times m_{\text{ПГ}} \times n_{\text{ДВ}}, \text{ де}$$

$C_{\text{П}} = 0,75$ - ціна авіакеросину, дол/кг.

$m_{\text{ПГ}} = 225 \text{ кг/годину}$ - годинна витрата палива одного двигуна;

$b = 1,045$, - коефіцієнт непродуктивна витрата палива, що враховує [1.стр.28];

$$A_6 = 1,5 \times 1,045 \times 0,75 \times 225 \times 2 = 376,8 \text{ дол/год}$$

Інші витрати складають для літака:

$$A_7 = 0,07 \cdot \sum_{i=1}^6 A_i, \text{ палива [13, стр.29].}$$

$$A_7 = 0,07 \cdot (10,17 + 2,85 + 33,79 + 20,75 + 59,4 + 376,8) = 35,26 \text{ дол./г.}$$

Таким чином, загальні прямі витрати дорівнюють:

$$A_{\Sigma} = 10,17 + 2,85 + 33,79 + 20,75 + 59,4 + 376,8 + 35,26 = 539,02 \text{ дол./г.}$$

Розрахунок непрямих витрат Би.

Непрямі витрати включають частину витрат, що йдуть на обслуговування аеропорту і аеродрому, - амортизація і оплата адміністративно-технічних робочих кадрів, а так само обслуговування потреб пасажирів.

Непрямі витрати на одну льотну годину ЛА розраховуються по формулі:

$$B = 0,4 \sum_{i=1}^7 A_i + 1,1 \times \frac{n_{\text{пас}}}{t_{\Sigma}} \text{ [13, стр.30],}$$

де $t_{\Sigma} = 25000$, - сумарний час можливого перебування літака в повітрі

$$B = 0,4 \times 539,02 + 1,1 \times \frac{52}{25000} = 215,61 \frac{\text{дол}}{\text{рік}}$$

Витрати на експлуатацію цього літака, що доводяться на 1 годину польоту складає:

$$C_{\text{чп}} = A + B,$$

$$C_{\text{чп}} = 539,02 + 215,61 = 754,6 \text{ долл/год}$$

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів на один кілометр шляху розраховується за виразом:

$$C_{\text{ткм}} = \frac{A + B}{m_{\text{гр}} \cdot K_3 \cdot V_p} = \frac{754,6}{6 \cdot 0,9 \cdot 469} = 0,32 \text{ дол/ткм}$$

K_3 – Доз-коefficient використання завантаження літака. [13, стр.24].

$K_3 = 0,9$, Доз=0,9, -т.к. рейси здійснюються кожні 3 дні, чого вистачає, що б завантажити літак на 90%.

4.4 Оцінка ефективності експлуатації літака Ан-140

4.4.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії Ан-140, що доводяться на один тонно-кілометр

Визначимо мінімальну ціну квитка

$$Ц_{\text{б}} = \frac{m_{\text{пн}} \times V_p \times \tau \times C_{\text{ткм}}}{n_{\text{пас}} \times K_3} = \frac{6000 \times 469 \times 6,9 \times 0,32}{52 \times 0,9} = 124,3 \text{ долл.}$$

Додамо 25% комерційної надбавки і отримаємо ЦБи = **155** доларів за 6-ти годинний переліт економ класом на відстань 3700 км. Переліт бізнес-класом, як правило, дорожче в 4-5 разів, означає ціна на квиток бізнес-класу дорівнюватиме 620 доларів.

За один рейс прибуток з економ-класа дорівнюватиме $48 \times 155 = 7440$ дол.

За один рейс прибуток з бізнес-класу дорівнюватиме $4 \times 620 = 2480$ дол.

Визначимо реальну ціну квитка для розрахунків

$$Ц_{\text{б}} = \frac{7440 + 2480}{52} = 190.8 \text{ долл.}$$

Величина виручки на один тонно-кілометр доставки пасажирів визначається по наступній залежності:

$$B_{\text{AK}} = \frac{Ц_{\text{б}} \cdot n_{\text{насс}} \cdot K_3}{m_{\text{пн}} \cdot \tau \cdot V_{\text{P}}} \text{ (долл/ткм)}$$

Де $Ц_{\text{б}}$ - ціна квитка ;

$n_{\text{насс}} = 52$ -максимальна кількість пасажирів;

$K_3 = 0,9$ -коефіцієнт завантаження;

$m_{\text{пн}} = 6\text{т.}$ - маса повного завантаження;

$V_{\text{P}} = 469\text{км/год}$ - рейсова швидкість;

$\tau = 6,9\text{ч.}$ - максимальний час польоту (на відстань 3700 км);

$$B_{\text{AK}} = \frac{190.8 \cdot 52 \cdot 0,9}{6 \cdot 6.9 \cdot 469} = 0.46 \text{долл / ткм}$$

Величина прибутку $П_{\text{AK}}$ є різниця виручки B_{AK} і собівартості експлуатації ЛА

$$П_{\text{AK}} = B_{\text{AK}} - C_{\text{TKM}} = 0,46 - 0,32 = 0,14 \text{долл / ткм}$$

4.4.2 Рентабельність експлуатації

Показник рентабельності є головним показником економічної ефективності експлуатації ЛА :

$$K_{\text{рен}} = \frac{П_{\text{ак}}}{K_{\text{уе}}}, \text{ где } K_{\text{уе}} = \frac{1.05 \times Ц_{\text{с}} + 1.03 \times Ц_{\text{дв}} \times n_{\text{дв}} \times b}{m_{\text{пн}} \times V_{\text{P}} \times K_3 \times T_{\text{ГН}}},$$

Де $К_{\text{уе}}$ - питомі капіталовкладення, що приходять на один тонно-кілометр перевезення вантажу.

$$T_{\text{ГН}} = 100(3,32 \cdot \tau + 2,65\sqrt{11,5 \cdot \tau^2 - 2\tau + 7,02}), (\text{ч / год}).$$

$$T_{\text{ГН}} = 100(3,32 \cdot 6.9 + 2,65\sqrt{11,5 \cdot 6.9^2 - 2 \cdot 6.9 + 7,02}) = 4450 (\text{ч / год})$$

$$K_{\text{уе}} = \frac{1.05 \times 1575651 + 1,03 \times 126677 \times 2 \times 1.045}{6 \times 469 \times 0,9 \times 4450} = 0,373 \text{ долл/ткм}$$

$$K_{\text{рен}} = \frac{0,14}{0,373} = 0,37$$

4.5 Розрахуємо чистий прибуток авіакомпанії за рік на рейсах

Харків-Тель-Авів.

Літак здійснює рейс в Тель-Авів кожні 3 дні.

$L=2000$ км.

$365/3= 121$ рейс здійснює літак, враховуючи, що він летить, назад з таким же завантаженням кількість рейсів дорівнює $121*2= 242$ рейси.

Прибуток за один політ $=\text{Пак} * m_{\text{пн}} * L = 0.14 * 6 * 2000 = 1680$ дол.

Прибуток за рік на рейсах в Тель-Авів складе:

$$\text{П}_{\text{год}} = 1680 \times 242 = 406560 \text{ долларов}$$

Розрахуємо V_p , $C_{\text{ТКМ}}$, $B_{\text{АК}}$, $\text{П}_{\text{АК}}$ і ціну квитка на рейсах Харків-Івано-Франківськ

$L=830$ км

$$V_p = \frac{537 \times 830}{830 + 537 + 0.220} = 326 \text{ км/год.}$$

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A + B}{m_{\text{ГР}} \cdot K_3 \cdot V_p} = \frac{816.432}{6 \cdot 0.9 \cdot 326} = 0.46 \text{ дол./ткм.}$$

$$\text{Ц}_{\text{Б}} = \frac{m_{\text{пн}} \times V_p \times \tau \times C_{\text{ТКМ}}}{n_{\text{пас}} \times K_3} = \frac{6 \times 326 \times 2 \times 0.46}{52 \times 0.9} = 65 \text{ долл.}$$

Для рентабельності додамо 25% і отримаємо $\text{Ц}_{\text{Би}} = 80$ доларів, для економ-класа. Для бізнес-класу $\text{Ц}_{\text{Би}} = 350$ дол.

За один рейс прибуток з економ-класа дорівнюватиме $48 \times 80 = 3840$ дол.

За один рейс прибуток з бізнес-класу дорівнюватиме $4 \times 350 = 1400$ дол.

Визначимо реальну ціну квитка для розрахунків

$$\text{Ц}_{\text{Б}} = \frac{3840 + 1400}{52} = 100,7 \text{ долл.}$$

Час польоту, $\tau=2$ ч.

$$B_{\text{АК}} = \frac{\text{Ц}_{\text{б}} \cdot n_{\text{нас}} \cdot K_3}{m_{\text{пн}} \cdot \tau \cdot V_p} = \frac{100.7 \cdot 52 \cdot 0.9}{6 \cdot 2 \cdot 326} = 0.9 \text{ долл./ткм.}$$

$$\text{П}_{\text{АК}} = B_{\text{АК}} - C_{\text{ТКМ}} = 0.9 - 0.46 = 0,44 \text{ долл./ткм}$$

Розрахуємо Дорен на рейсах Харків - Івано-Франківськ.

$$\begin{aligned} K_{\text{ye}} &= \frac{1.05 \times \text{Ц}_{\text{с}} + 1,03 \times \text{Ц}_{\text{дв}} \times n_{\text{дв}} \times b}{m_{\text{пн}} \times V_p \times K_3 \times T_{\text{ГН}}} \\ &= \frac{1.05 \times 1575651 + 1,03 \times 126677 \times 2 \times 1.045}{6 \times 326 \times 0,9 \times 4450} = 1.1 \\ K_{\text{рен}} &= \frac{0,44}{1.1} = 0,4 \end{aligned}$$

Це означає, що польоти на відстані до 1000 км вигідніші, ніж польоти максимально можливої дальності.

Розрахуємо прибуток авіакомпанії за рік на рейсах Харків-Івано-Франківськ з вирахуванням усіх витрат

У Івано-Франківськ літак літає 4 місяці в зимовий період кожні 3 дні, тобто здійснює 80 рейсів.

Прибуток за один політ $= \text{Пак} \times \text{мпн} * L = 0.44 \times 6 \times 830 = 2191,2$ дол.

Прибуток за рік на рейсах в Івано-Франківськ:

$$\text{П}_{\text{год}} = 2191,2 \times 80 = 175280\$$$

Чистий прибуток від рейсів Харків-Тель-Авів і Харків-Івано-Франківськ складатиме $406560 + 175280 = 581840$ долл/рік.

4.6 Висновки

У цьому розділі було проведено маркетингове дослідження ринку міжнародних та внутрішніх перевезень, визначено маршрути перспективних рейсів та розраховано їх рентабельність, для рейсу Харків-Тель-Авів вона склала 0,37, а для рейсу Харків-Івано-Франківськ - 0,4. Це трохи менше норми і означає, що кількість рейсів потрібно збільшувати, що, в свою чергу, вимагає покращення інфраструктури міста Харкова для створення комфортних умов для авіаперевізників.

Також було розраховано загальний прибуток від усіх рейсів за рік, який склав 581840 доларів США.

Виходячи з вищезазначених пунктів, можна сказати, що перевезення на обраних маршрутах є економічно не вигідними. Необхідно забезпечити більш інтенсивне використання повітряних суден.

ВИСНОВКИ

КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ:

У конструкторському розділі виконано важливі аспекти, що стосуються розробки та оптимізації літаків. Визначення маси, геометричних параметрів крила, вагового зведення, конструктивно-силової схеми та аналізу впливу змін проектних параметрів агрегатів є ключовими етапами для досягнення оптимальних льотних характеристик та забезпечення безпеки польотів.

ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ:

У розділі експлуатації висвітлено важливі питання щодо забезпечення надійності гідравлічних агрегатів. Зазначено, що забруднення гідравлічних рідин може значно впливати на ефективність і термін служби гідравлічних агрегатів. Контроль чистоти та герметичності фільтрів, а також правильне обслуговування трубопроводів є критичними для уникнення аварій та збереження надійності гідравлічних систем.

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ:

Розділ про забезпечення безпеки польотів визначає, що необхідно покладати більший акцент на підготовку та відповідальність управлінського персоналу. Аналіз та виявлення причин авіаційних подій, використання профілактичних заходів та контроль за виконанням політних маршрутів є важливими для запобігання аваріям та інцидентам у сфері авіації.

ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ:

На економічному фронті відзначено, що вибрані пасажирські маршрути виявилися менш рентабельними. Виявлено, що рентабельність складає менше від норми, що вказує на потребу у покращенні інфраструктури та збільшенні кількості рейсів. Загальний прибуток від усіх маршрутів показав позитивні результати, але зазначено, що інтенсивне використання повітряних суден є ключовим для покращення економічної вигоди.

Узагальнюючи, цей комплексний підхід до аналізу та оптимізації виробництва, експлуатації та економіки літаків визначає основні напрями для покращення продуктивності та безпеки в авіаційній галузі.

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1. Siemens Digital Industries Software «NX» [Електронний ресурс] - Режим доступу: <https://www.plm.automation.siemens.com/global/ru/products/nx/>
2. Siemens NX [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Siemens_NX
3. М. М. Орловський, А. В. Приймак, Ю. Ю. Височанська, К. А. Гальчинський «Дослідження стану льотної придатності та перспективи розвитку цивільного авіаційного парку України "Національний аерокосмічний університет ім.М.Є.Жуковського «Харківський авіаційний інститут»
4. Статистичні дані в галузі авіатранспорту. Підсумки діяльності авіаційної галузі України за 2018 рік. Офіційний сайт Міністерства інфраструктури України. [Електронний ресурс] / Режим доступу: <https://mtu.gov.ua/content/statistichni-dani-v-galuzi-aviatransportu.html>.
5. Форми технічного обслуговування літака[Електронний ресурс] / Режим доступу <https://budremont.info/formi-tehnichnogo-obslugovuvannja-litaka/>
6. ЦИРКУЛЯР 95-AN/78/5 "Збереження льотної придатності повітряних суден в експлуатації. Методи опрацювання та обміну інформацією про директиви з льотної придатності (або рівноцінних документах) і докладні відомості про системи, що використовуються в державах для повідомлення інформації про відмови, дефекти і несправності";
7. АП-23 "Норми льотної придатності цивільних легких літаків"
8. АП-25 "Норми льотної придатності літаків транспортної категорії"
9. АП-33 "Норми льотної придатності двигунів повітряних суден"
10. АП-ОЛС "Норми льотної придатності дуже легких літаків"
- 11..АП-35 "Норми льотної придатності повітряних гвинтів"
12. АП-39 "Директиви льотної придатності"
13. ГОСТ 27.310-95 "Надійність у техніці. Аналіз видів, наслідків і критичності відмов. Основні положення"
14. ГОСТ Р МЕК 61650-2007 "Надійність у техніці. Методи порівняння постійних інтенсивностей відмов і параметрів потоку відмов"
15. ГОСТ 27.003-90 "Надійність у техніці. Склад і загальні правила» та інші
16. Повітряний кодекс України (Відомості Верховної Ради України (ВВР), 2011, № 48-49, ст.536)
17. Положення про Державну авіаційну службу України від 8 жовтня 2014 р. № 520
18. Авіаційні правила України "Правила сертифікації та затвердження зареєстрованих агентів, відомих вантажовідправників" від 14.09.2020 № 1276

19. Авіаційні правила України "Правила охорони повітряних суден та інших важливих об'єктів цивільної авіації, забезпечення контролю доступу до них" від 07.08.2019. N 1017

20. Правила проведення службового розслідування актів незаконного втручання в діяльність цивільної авіації від 02.11.2010 N 804

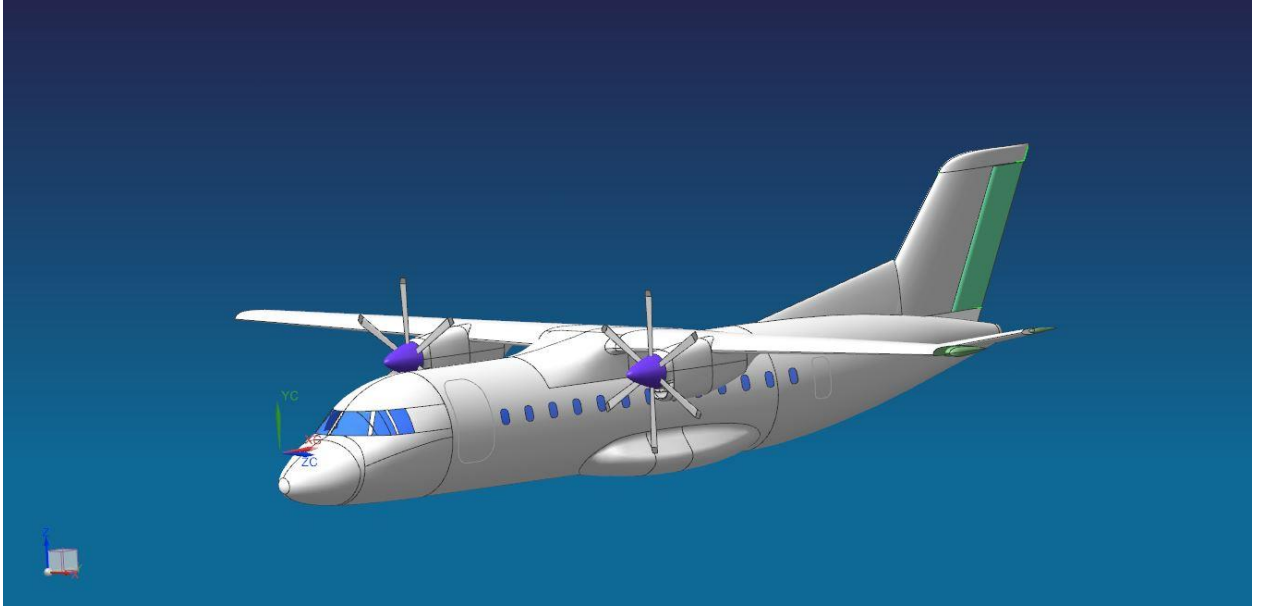
21. Авіаційні правила України «Порядок сповіщення про події в галузі цивільної авіації, розгляду отриманої інформації, її аналізу та вжиття відповідних заходів» 27 грудня 2019 року № 1817

22. Авіаційні правила Ч.25 «Норми льотної придатності літаків транспортної категорії».від 25.05.2016

23. JAR <https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2020/04/Dodatok-7-List-Pidtv-Ekspluatanti-1>

24. FAR https://en.wikipedia.org/wiki/Federal_Aviation_Regulations

ДОДАТОК В Майстер-геометрія проєктованого літака



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

Кафедра проектування літаків і вертольотів

кваліфікаційна робота магістра

на тему: «Гідравлічна система регіонального пасажирського літака»

Виконав: студент 2 курсу
160 ОПС групи
Зімовнов Д. С.

Керівник: д.т.н., доцент, проф. каф. 103
Капітанова Л. В.

Конструкторський розділ

Вихідні дані:

$$n_{\text{пас}} = 50 \text{ люд}$$

$$L = 3700 \text{ км}$$

$$V_{\text{кр}} = 550 \text{ км/г}$$

$$H_{\text{ст}} = 8500 \text{ м}$$

$$H_{\text{кр}} = 7200 \text{ м}$$

$$L_p = 900 \text{ м}$$

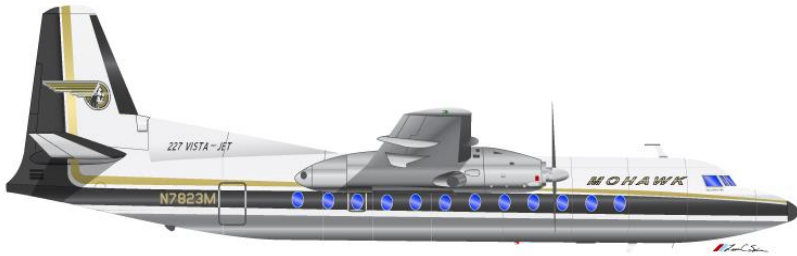
Літаки аналогі

3

Bombardier Q400



FH - 227



Ан-140

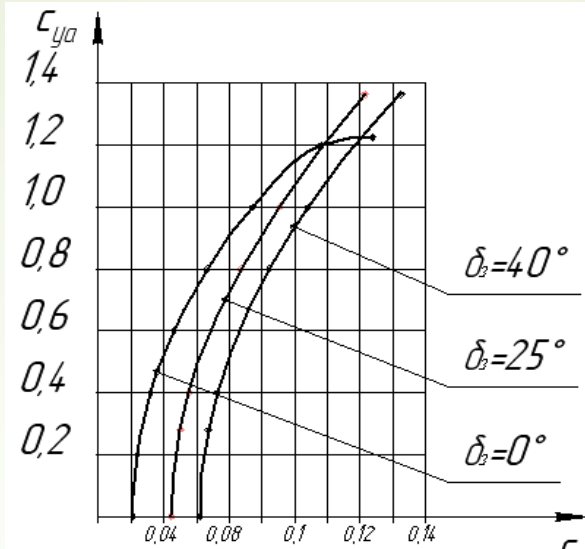


ATR 72

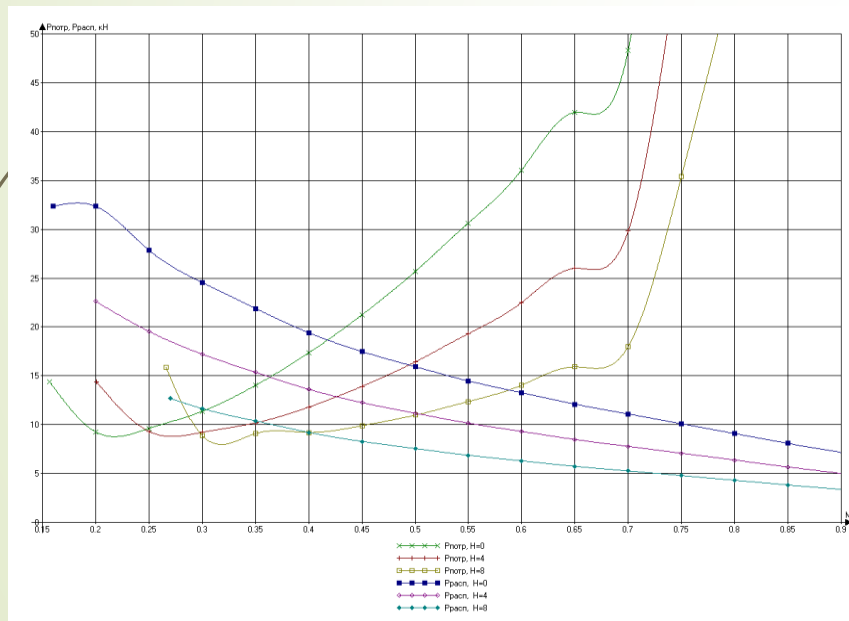


Fokker - 50

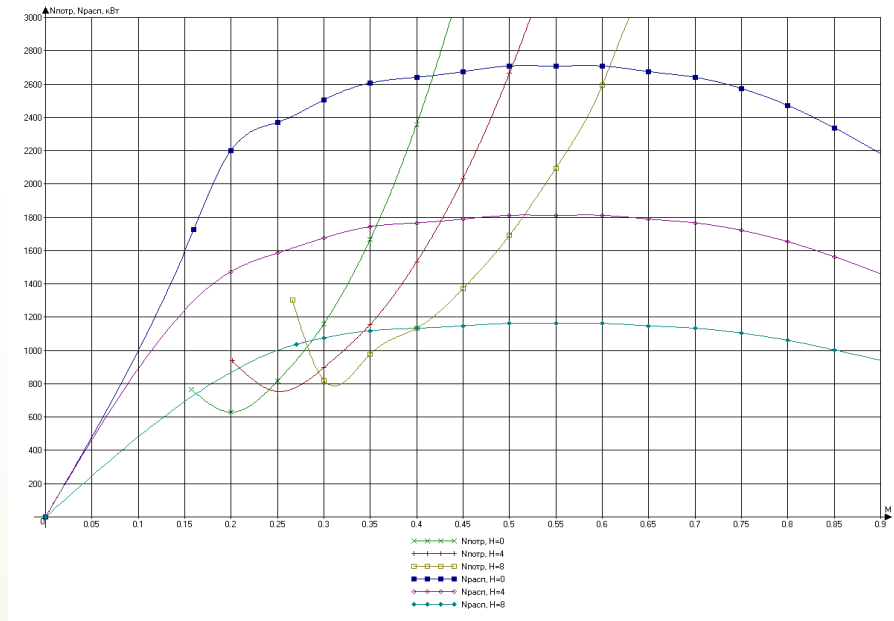




Поляри літака у злітній, посадковій конфігурації та з не відхиленою механізацією



Графіки потрібних і наявних тяг.



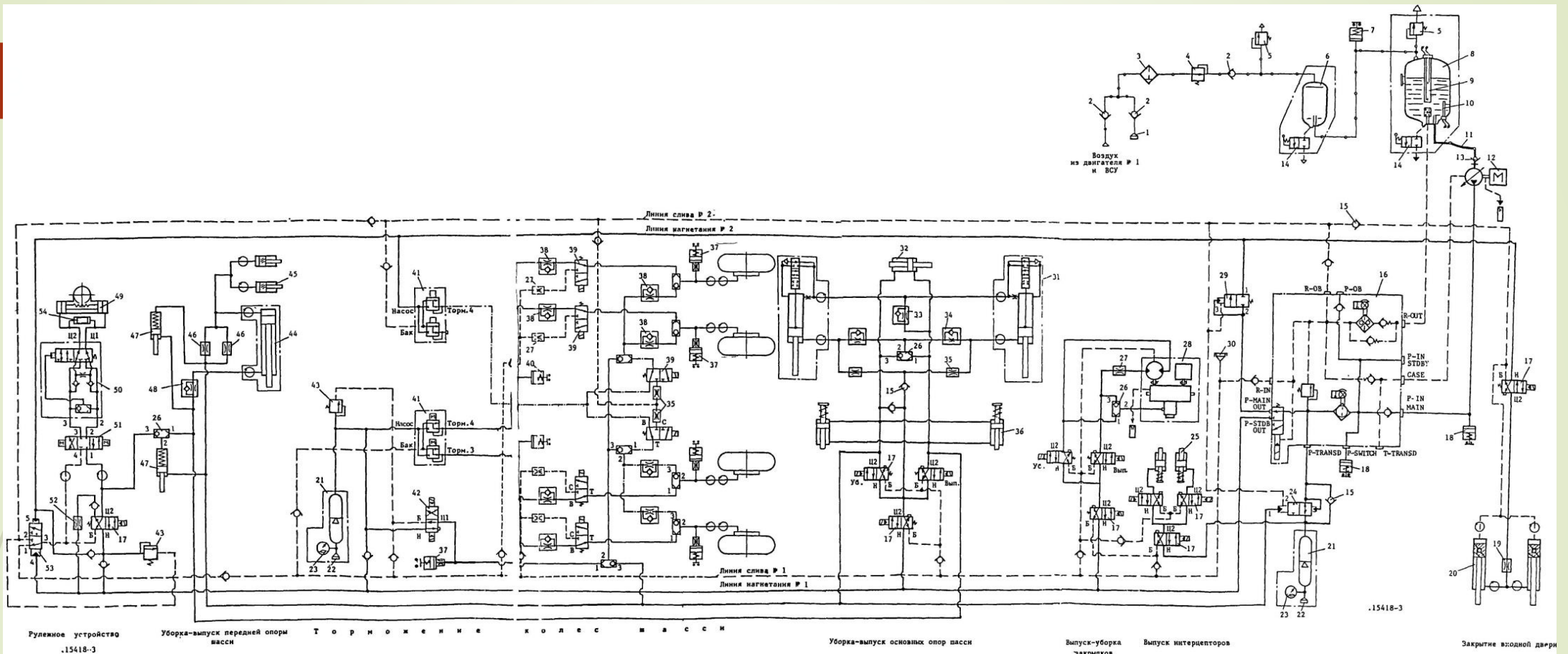
Графіки потрібних і наявних потужностей

Майстер-геометрія літака



Експлуатаційний розділ

Гідравлічна система

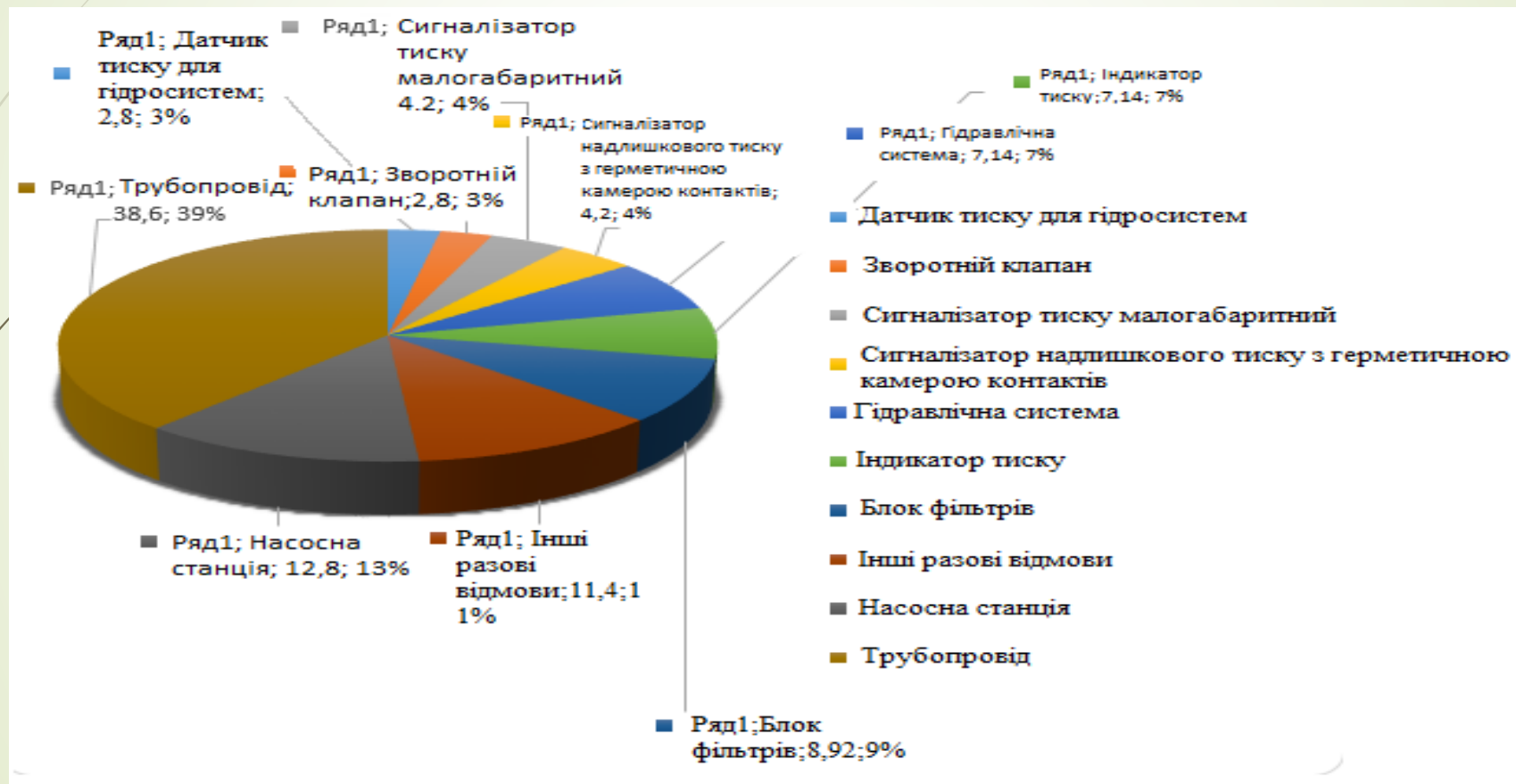


Номинальный тиск - 150 кгс/см²
Рабочая рідина - АМГ-10
Загальна кількість рідини в гідросистемі - 20л.

Основні елементи гідросистеми:
8 - гідробак; 12 - насосна станція;
16 - блок фільтрів;
21 - гідроаккумулятор.

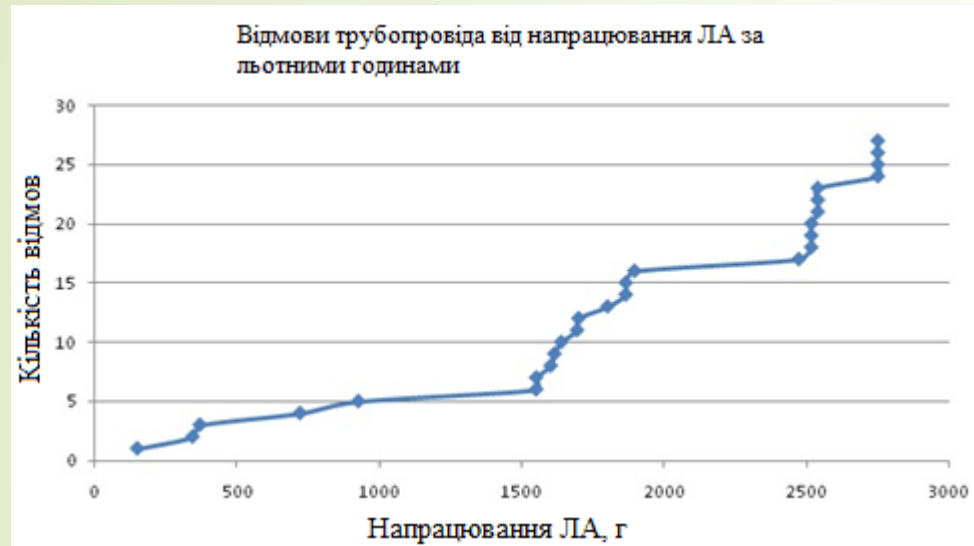
Аналіз відмов гідравлічної системи на прикладі парку літаків Ан-140

9



Характеристика відмов трубопроводів

11



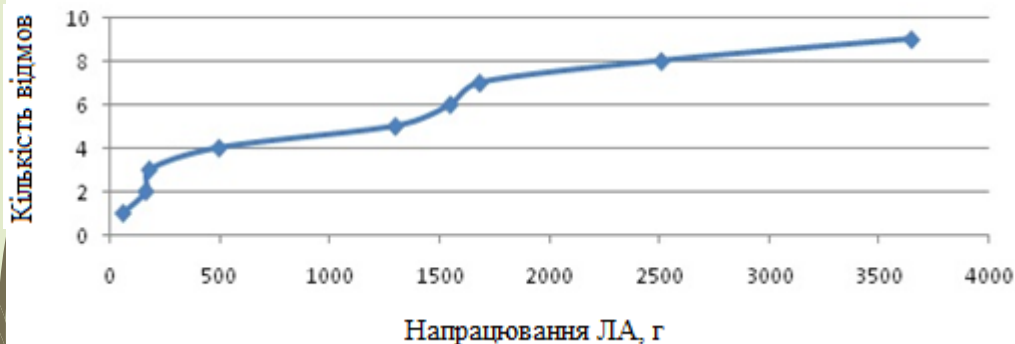
Характеристика відмов електроприводної насосної станції НС-140

12

Відмови насосної станції від напрацювання за кількістю посадок



Відмови насосної станції від напрацювання ЛА за льотними годинами



Основні дані НС-140:

Робоча рідина - АМГ-10

Температура роб. рідини: від -60 до +60 °С

Тиск нульової подачі при $T_{навк} = 25 \pm 10$ °С

- $[(150)]_{(-5)^{(+10)}} \text{ кгс/см}^2$

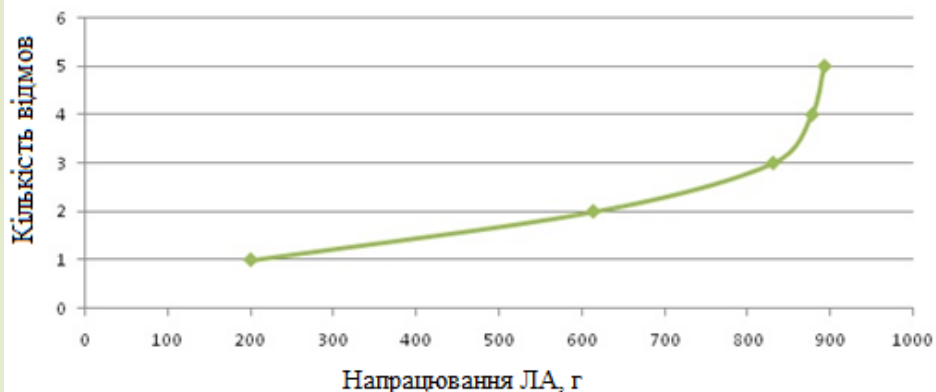
Етапи виявлення відмов



Характеристика відмов індикатора тиску ІІ-250К

13

Відмови індикатора тиску за напрацюванням ЛА за льотними годинами



Відмови індикатора тиску за напрацюванням ЛА за кількістю посадок



Основні дані ІІ-250К:

Діапазон показань - 0-250 кгс/см²

Робочий діапазон показань - 40-220 кг/см²

Похибка за шкалою індикатора при температурі

від -60+3 °С до +60+3 °С - 2,2%.

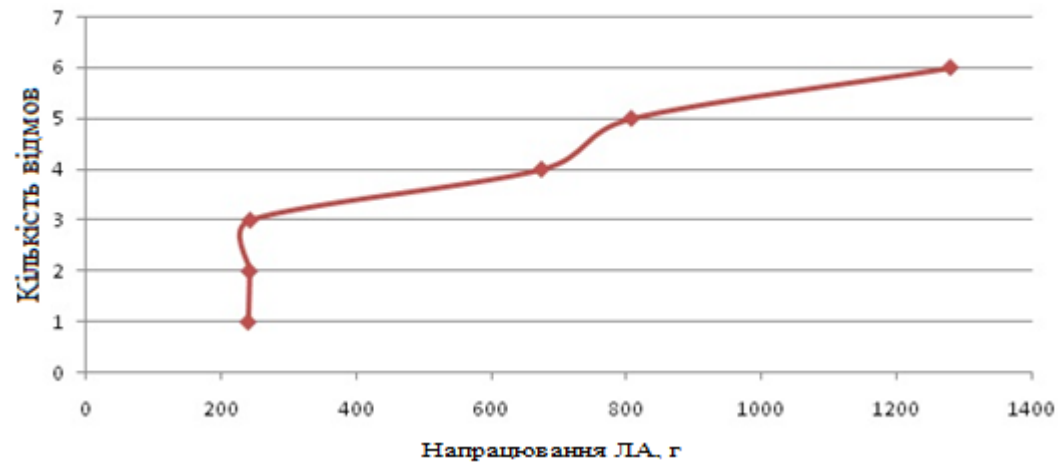
Етапи виявлення відмов



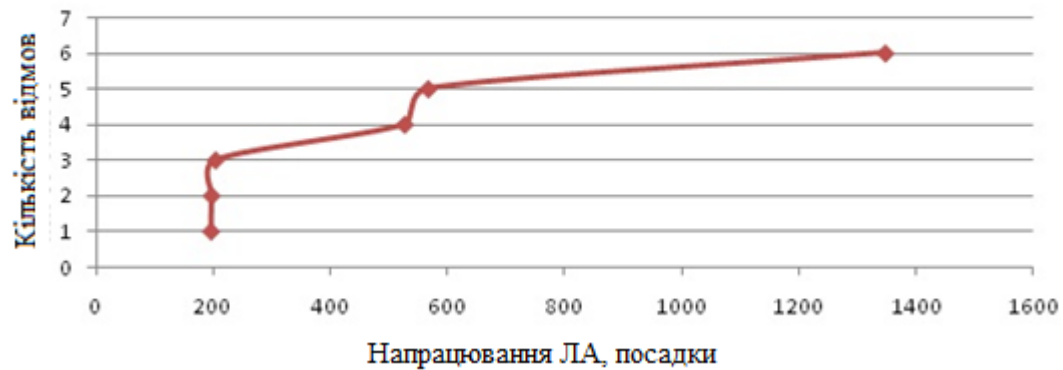
Характеристика відмов блоку фільтрів QA 08077

14

Відмови блоку фільтрів від напрацювання ЛА за льотними годинами



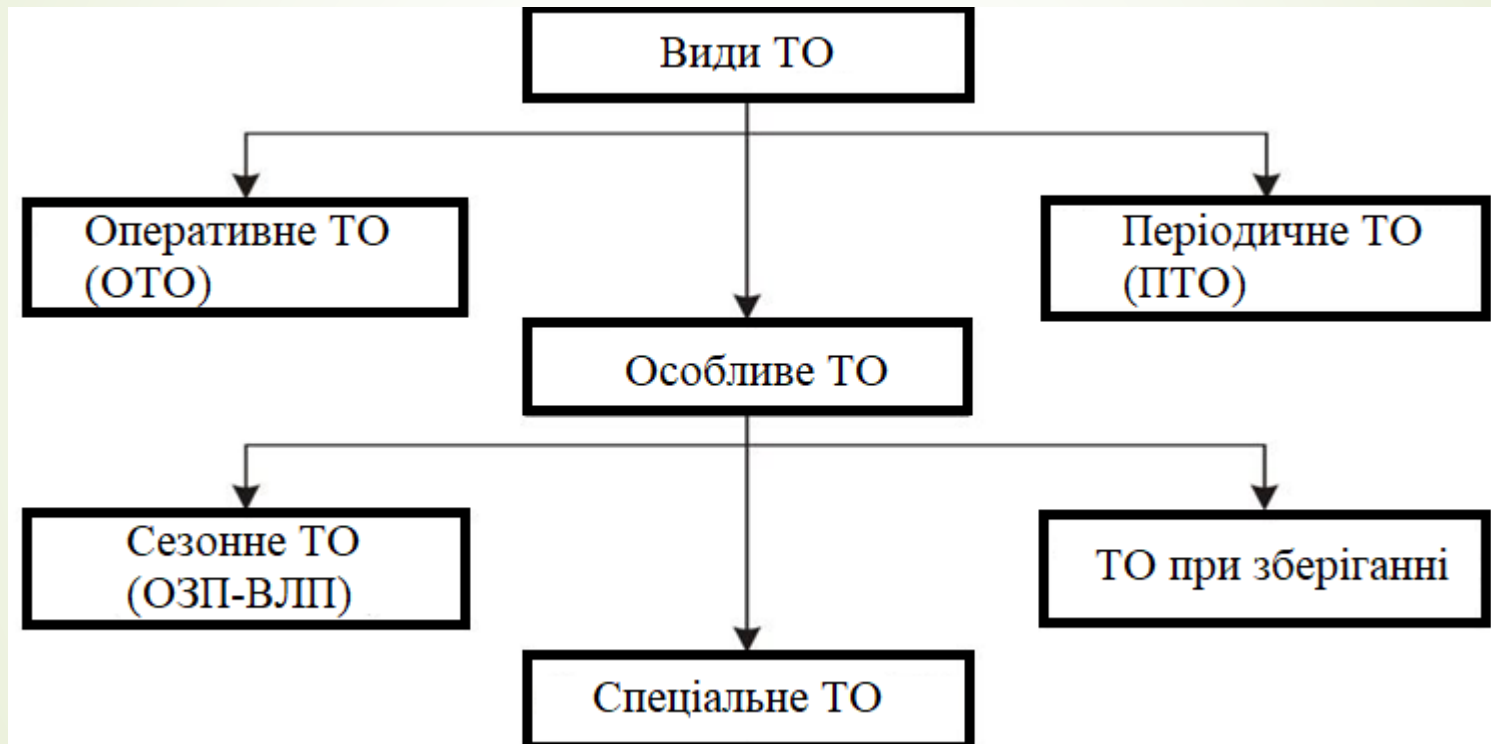
Відмови блоку фільтрів від напрацювання ЛА за кількістю посадок



Етапи виявлення відмов



Класифікація видів ТО



Роботи, що виконуються під час оперативного ТО

Найменування об'єкта обслуговування та роботи	Оперативні форми ТО		
	A ₁	A ₂	Б
Гідравлічна система			
- Перевірте рівень рідини в баку.	-	-	+
- Замініть цеоліт у фільтрі осушувачі (через кожні 50+5 годин нальоту).			
- Перевірте наявність рідини в дренажному бачку насосної станції.	-	-	+
- Перевірте стан сигналізації засмічення фільтроелементів у блоці фільтрів.	-	-	+

Роботи, що виконуються під час періодичного ТО

Найменування об'єкта обслуговування та роботи	Періодичність виконання	
	Години нальоту	Календ. термін
Гідросистема		
Перевірте рівень рідини в гідробаку	500	-
- Огляньте зони компонування агрегатів гіросистем	500	-
- Перевірте чистоту робочої рідини	500	-
- Перевірте стан сигналізації засмічення фільтроелементів у блоці фільтрів	500	-
- Перевірте тиск зарядки газових порожнин гідроаккумуляторів	500	-
- Перевірте працездатність насосної станції	500	-
- Перевірте наявність рідини в дренажному бачку насосної станції	500	-
- Перевірте правильність показань індикатора температури ІТ1П-60/260Б і сигналізації підвищення температури робочої рідини в гідробаку	500	-
- Перевірте правильність показань індикаторів тиску	1500	-
- Перевірте мережу наддуву гідробака	1500	-
- Перевірте роботу системи керування насосною станцією	1500	-
- Перевірте роботу розподільника в блоці фільтрів	2500	-
- Перевірте сигналізацію зниження рівня рідини в гідробаку	2500	-
- Перевірте герметичність газових порожнин гідроаккумуляторів	2500	-
- Перевірте внутрішню герметичність гідравлічної системи;		
- Перевірте роботу сигналізації відмови гідросистеми.	2500	-
Через кожні 36 місяців перевірте якість робочої рідини.	2500	-

Забезпечення безпеки польотів

- Для запобігання авіаційним подіям необхідно більш детально приділити увагу на:
- рівень професійної підготовки керівного складу, який бере участь в організації та проведенні профілактичної роботи, а також їхнє ставлення (рівень відповідальності, уваги) до виконання службових обов'язків з цього питання;
- використовувані на практиці форми, способи, методи, інструменти виявлення справжніх причин авіаційних подій, інцидентів, помилкових дій авіаційного персоналу, відмов авіаційної техніки;
- використовувані на практиці форми, способи, методи, інструменти визначення доцільних форм профілактичних заходів;
- використовувані на практиці форми, способи, методи та інструменти діяльності з виявлення небезпечних факторів льотної роботи.

ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

Оцінка ефективності експлуатації літака по типу Ан-140

- ▶ Прибуток за рік на рейсах до Тель-Авіва становитиме 406560 доларів
- ▶ Прибуток за рік на рейсах до Івано-Франківська 175280 доларів
- ▶ Чистий прибуток від рейсів Харків-Тель-Авів і Харків-Івано-Франківськ становитиме $406560 + 175280 = 581840$ дол/рік
- ▶ Рентабельність: на рейсах Харків-Тель-Авів - 0.37 ,а на рейсах Харків-Івано-Франківськ - 0.4. Це трохи менше норми, а отже, що необхідно збільшувати кількість рейсів, для чого в свою чергу потрібно покращувати інфраструктуру самого міста Харкова, щоб створити комфортні умови для авіаперевізників.
- ▶ Виходячи з перерахованих вище пунктів можна сказати, що перевезення за обраними маршрутами економічно не вигідні. Необхідно забезпечити інтенсивніше використання літака.

Дякую за увагу.