

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка до дипломного проекту

(тип кваліфікаційної роботи)

магістра

(освітній ступінь)

на тему: «Удосконалення технічного обслуговування паливної
системи середньомагістрального пасажирського
літака»

ХАІ.103.160опс.240.272.31-1/2022 ПЗ

Виконав: студент(ка) 6 курсу групи № 160опс

Галузь знань 27 «Транспорт»

(код та найменування)

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

(код та найменування)

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

(найменування)

Соловйов А. С.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Овчаренко С.І.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Іванов С.М.

(прізвище та ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет Літакобудування
 (повне найменування)
 Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»
 (повне найменування)
 Рівень вищої освіти другий (магістерський)
 Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
 (код та найменування)
 Освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіад
 (найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
 Завідувач кафедри

К.Т.Н., доц. Трубаев С.В.
 «___» _____ 202_ року

ЗАВДАННЯ
 НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Соловйов Андрій Сергійович
 (прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи Удосконалення технічного обслуговування
паливної системи середньоміагістрального
пасажирського літака

керівник кваліфікаційної роботи К.Т.Н., доц. Овчаренко С.І.
 (прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету №2036-уч від «23» листопада 2023 року
 Термін подання студентом кваліфікаційної роботи «10» січня 2024 року

Вихідні дані до проекту $n=75$ пас., $L=3000$ км, $H_{\text{крейс}}=8.2$ км, $R=63000$ годин,
 $V_{\text{крейс}}=760$ км/год; $H_{\text{max}}=10.8$ км; $V_{\text{max}}=875$ км/год;
 Зміст пояснювальної записки:

РЕФЕРАТ

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

- 1.1 Статистичне проектування вигляду літака
 - 1.1.1 Збір та опрацювання статистичних даних
 - 1.1.2 Розробка тактико-технічних вимог до літака
 - 1.1.3 Вибір та обґрунтування схеми літака
 - 1.1.4 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні
 - 1.1.5 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління
 - 1.1.6 Вибір двигуна та його характеристик

1.1.7 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака

1.1.7.1 Визначення геометричних параметрів крила

1.1.7.2 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу

1.1.7.3 Визначення геометричних параметрів ГО і ВО

1.1.7.4 Визначення геометричних параметрів шасі

1.1.8 Вибір, обґрунтування, розроблення та ув'язування конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака

1.1.8.1 Вибір конструктивно-силової схеми крила

1.1.8.2 Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

1.1.8.3 Вибір конструктивно-силової схеми оперення

1.1.8.4 Вибір конструктивно-силової схеми шасі

1.1.9 Висновок

1.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик ПС

1.2.1 Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарата

1.2.1.1 Розрахунок полярної та аеродинамічної якості у злітній, посадковій і крейсерській конфігураціях літака

1.2.1.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики та положення фокуса літака. Аналіз поздовжньої та поперечної стійкості літака

1.2.2 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака

1.2.3 Висновок

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Призначення та склад паливної системи

2.2 Система виробітку палива

2.2.1 Способи виробітку палива

2.2.2 Схеми з'єднання паливних баків

2.3 Системи заправки, зливу палива та дренажу баків

2.3.1 Система заправлення паливних баків

2.3.2 Система аварійного зливу палива

2.3.3 Злив відстою з паливних баків

2.3.4 Дренаж паливних баків

2.4 Основні відмови топливних систем при експлуатації та організація технічного обслуговування та ремонту

2.4.1 Характерні несправності та відмови паливної системи

2.4.2 Технічне обслуговування паливної системи

2.4.3 Розробка заходів щодо вдосконалення

2.5 Висновок

3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛІТІВ

3.1 Загальна характеристика людського фактора

3.2 Основні поняття

3.3 Вплив людського фактора на авіаційну діяльність

3.4 Висновок

4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху

4.2 Висновок

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

ДОДАТОК А - Загальний вигляд літака

ДОДАТОК Б - КСС літака

Керівник і консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	Завдання прийняв
1.	Овчаренко С.І., доцент каф.103	20.11.23	20.11.23
2.	Овчаренко С.І. доцент каф.103	30.11.23	30.11.23
3.	Овчаренко С.І. доцент каф.103	10.12.23	10.12.23
4.	Овчаренко С.І. доцент каф.103	20.12.23	20.12.23

Нормоконтроль _____ Орловський М.М. «10» січня 2024 р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата видачі завдання «20» листопада 2024 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ	20.11.23-30.11.23	
2.	Експлуатаційний розділ	30.11.23-10.12.23	
3.	Забезпечення безпеки польотів	10.12.23-20.12.23	
4.	Економічний розділ	20.12.23-30.12.23	

Студент

_____ Соловйов А. С.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник кваліфікаційної роботи

_____ Овчаренко С.І.
(підпис) (прізвище та ініціали)

ЗМІСТ

РЕФЕРАТ	8
1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ	9
1.1 Статистичне проектування вигляду літака	9
1.1.1 Збір та опрацювання статистичних даних	9
1.1.2 Розробка тактико-технічних вимог до літака	15
1.1.3 Вибір та обґрунтування схеми літака	16
1.1.4 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні	18
1.1.5 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління	19
1.1.6 Вибір двигуна та його характеристик	20
1.1.7 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака	21
1.1.7.1 Визначення геометричних параметрів крила	22
1.1.7.2 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу	23
1.1.7.3 Визначення геометричних параметрів ГО і ВО	23
1.1.7.4 Визначення геометричних параметрів шасі	24
1.1.8 Вибір, обґрунтування, розроблення та ув'язування конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака	26
1.1.8.1 Вибір конструктивно-силової схеми крила	26
1.1.8.2 Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу	29
1.1.8.3 Вибір конструктивно-силової схеми оперення	29
1.1.8.4 Вибір конструктивно-силової схеми шасі	30
1.1.9 Висновок	30
1.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик ПС	31
1.2.1 Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарата	31
1.2.1.1 Розрахунок полярної та аеродинамічної якості у злітній, посадковій і крейсерській конфігураціях літака	36
1.2.1.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики та положення фокуса літака. Аналіз поздовжньої та поперечної стійкості літака	39
1.2.2 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака	41
1.2.3 Висновок	42
2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ	43
2.1 Призначення та склад паливної системи	43
2.2 Система виробітку палива	45
2.2.1 Способи виробітку палива	45
2.2.2 Схеми з'єднання паливних баків	46
2.3 Системи заправки, зливу палива та дренажу баків	49
2.3.1 Система заправлення паливних баків	49

2.3.2 Система аварійного зливу палива	50
2.3.3 Злив відстою з паливних баків	51
2.3.4 Дренаж паливних баків	53
2.4 Основні відмови топливних систем при експлуатації та організація технічного обслуговування та ремонту	54
2.4.1 Характерні несправності та відмови паливної системи	54
2.4.2 Технічне обслуговування паливної системи	56
2.4.3 Розробка заходів щодо вдосконалення	62
2.5 Висновок	62
3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛІТІВ	64
3.1 Загальна характеристика людського фактора	64
3.2 Основні поняття	65
3.3 Вплив людського фактора на авіаційну діяльність	66
3.4 Висновок	68
4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	69
4.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху	69
4.2 Висновок	73
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК	74
ДОДАТОК А - Загальний вигляд літака	75
ДОДАТОК Б - КСС літака	76

РЕФЕРАТ

Випускна робота магістра містить:
сторінок -76 ; рисунків -18 ; таблиць -10 .

Об'єкт дослідження: система вироблення палива середньомагістрального пасажирського літака.

Мета роботи: визначити параметри літака в нульовому наближенні та обрати конструктивно-силову схему, розрахувати аеродинамічні характеристики, проаналізувати та вдосконалити системи вироблення палива, розрахувати собівартість виготовлення літака, проаналізувати вплив людського фактора на авіаційну діяльність.

Результати випускної роботи магістра:

1. Визначені параметри літака в нульовому наближенні;
2. Обрано, обґрунтовано та розроблено конструктивно-силові схеми агрегатів літака;
3. Розраховано аеродинамічні характеристики літака.
4. Проаналізовано елементи системи вироблення палива і розроблено заходи щодо її вдосконалення;
5. Проаналізовано вплив людського фактора на авіаційну діяльність;
6. Розраховано собівартість виготовлення літака;

Ключові слова:

КРИЛО, ОПЕРЕННЯ, ФЮЗЕЛЯЖ, ШАСІ, ЛОНЖЕРОН, НЕРВЮРА, СТРИНГЕР, КРІПЛЕННЯ, ПОЛЯРА, ЕПЮРА, ДЕТАЛЬ, ШТАМП, ДВИГУН.

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Статистичне проектування вигляду літака

Вступ, постановка задачі проектування

Метою даного магістерського завдання є розгляд можливого варіанта проектування середньомагістрального пасажирського літака з такими льотно-технічними даними:

$n = 75$ пас.; $L = 3000$ км; $H_{\text{крейс}} = 8.2$ км; $R = 63000$ годин;

$V_{\text{крейс}} = 760$ км / год; $H_{\text{max}} = 10.8$ км; $V_{\text{max}} = 875$ км / год;

Для збору статистичних даних про літаки такого класу було обрано такі літаки:

- CRJ700;
- CRJ900;
- Як-42;
- SSJ100;
- ERJ170.

Розроблюваний літак належить до категорії середньомагістральних пасажирських повітряних суден економ-класу.

Основна мета проектування полягає в розробленні структури нового літака та його складових елементів, враховуючи сучасні вимоги безпеки, ефективності та екологічної стійкості. На початковому етапі проектування було проведено огляд загального вигляду літака, що включав ознайомлення з основними тактико-технічними вимогами (ТТТ), пред'явленими до літака, льотно-технічними характеристиками (ЛТХ), схемами, основними параметрами, загальною структурою літаків і агрегатів, силовою установкою (СУ), взаємозв'язком основних компонентів агрегатів літака, а також правилами створення креслень загального вигляду літака і структури його агрегатів.

У сучасній інженерній практиці для ухвалення оптимальних рішень широко використовують фізичні та математичні моделі, що враховують різні розрахункові умови й обмеження, застосовуючи різноманітні методи програмування на електронно-обчислювальних машинах (ЕОМ). У цій роботі застосовується метод проектування на основі статистичних даних наявних літаків, а також проводяться аналітичні та графоаналітичні розрахунки. Це дає змогу забезпечити високий рівень безпеки та ефективності польотів, а також відповідність сучасним стандартам екологічної стійкості повітряних суден.

1.1.1 Збір та опрацювання статистичних даних

Збирання та обробка статистичних даних під час проектування літака дає змогу:

1) Отримати наочне уявлення про сучасний рівень розвитку літакобудування з урахуванням:

- а) типів літаків, необхідних сучасній авіації;
- б) завдань, які вони виконують;
- в) льотно-технічних якостей;
- г) засобів досягнення цих якостей: застосовуваних схем літаків, геометричних і масових параметрів, силової установки, конструкційних матеріалів, способів виробництва тощо.

2) Визначити тенденції та перспективи розвитку розроблюваного типу літака, кількісні та якісні зміни ТТТ до літака, еволюцію його призначення, умови виробництва та експлуатації.

3) Визначити низку параметрів літака.

Аналіз статистичного матеріалу дає можливість розробити ТТТ до проєктованого літака, вибрати його схему.

Для збору статистичних даних необхідно використовувати дані літаків, аналогічних проєктованому, які мають близькі льотно-технічні характеристики та умови експлуатації. Ці дані вносяться в статистичну таблицю 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;

$V_{\text{нос}}$ – посадкова швидкість;

$V_{\text{зл}}$ – злітна швидкість;

V_y – швидкопідйомність;

$H_{\text{ст}}$ – статична стеля;

L – дальність польоту;

L_p – довжина розбігу під час зльоту;

$L_{\text{зл}}$ – злітна дистанція;

$L_{\text{нр}}$ – довжина пробігу після посадки;

$L_{\text{нос}}$ – посадкова дистанція;

m_0 – злітна маса літака;

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

$m_{\text{нас}}$ – посадкова маса літака;

$m_{\text{нор}}$ – маса порожнього літака;

$m_{\text{нор.спор}}$ – маса порожнього спорядженого літака, $m_{\text{нор.спор}} = m_0 - m_{\text{нав.ком}} - m_{\text{п}}$;

$m_{\text{об}}$ – маса обладнання;

m_k – маса конструкції;

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

$m_{\text{дв}}$ – маса двигуна;

$m_{\text{п}}$ – маса палива;

n_{nac} – кількість пасажирів;

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

S – площа крила;

L – розмах крила;

χ – стріловидність крила;

λ – подовження крила;

$\bar{c} \left(\bar{c}_{\text{конец}} \right)$ – відносна товщина профілю крила в бортовому (кінцевому) перерізі;

η – звуження крила;

L_ϕ – довжина фюзеляжу;

$\bar{S}_{el} = S_{el}/S$ – 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 під час зльоту;

$\gamma_{дв}$ – питома вага двигуна;

$K_{нав.кор} = m_{сп}/m_0$ – коефіцієнт корисного навантаження;

t_0 – стартова тяговооруженність.

Таблиця 1.1 – Статистичні дані літаків-аналогів

	Найменування літака	Проектів аний	CRJ700	CRJ900	Як - 42	SSJ100	ERJ170
Льотні дані	V_{\max} , км/ч	875	860	860	810	950	0,82М
	H_{\max} , км	10,8	12,496	12,496	9,6	12	12
	$V_{\text{крейс}}$, км/ч	760	818	829	700	780	870
	$H_{\text{крейс}}$, км	8,2	11,960	11,860	8	10	11,400
	$V_{\text{взл}}$, км/ч	250	210	212	-	230	200
	$L(m_{\text{T max}})$, км	3000	3345	3412	-	3000	-
	$L(m_{\text{Гр max}})$, км	2406	3124	3208	2790	2500	3704
	$L_{\text{разб}}$, км	1,5	1,564	1,97	-	2,05	1,59
	$L_{\text{проб}}$, км	0,6	1,478	1,565	-	1,63	1,273
Масові дані	$m_{0 \max}$, кг	42450	32999	36514	57500	38820	35990
	$m_{\text{пос}}$, кг	28138	30390	33340	51000	33000	32800
	$m_{\text{пуст}}$, кг	16550	19731	21546	33500	13650	19400
	$m_{\text{Гр}}$, кг	8250	8574	10206	-	12245	8660
	$N_{\text{пас}}$, чел	75	78	78	120	98	75
	m_{T} , кг	8065	4180	8822	-	15805	9312
Дані силові установки	Число і тип двигуна	2 ТРДД Прогрес Д- 436 серія 4А	2 General Electric CF34- 8C1	2 General Electric CF34- 8C5	3 ТРДД Прогрес Д-36	2 ТРДД SaM14 6	2 ТРДД General Electric CF34-8E
	P_0 , кН	63,80	56,40	58,40	63,74	38,84	62
	$m_{\text{ДВ}}$, кг	1400	1090	1110	1106	1450	1179
Геометричні дані	S , м ²	118,981	68,63	68,63	150	77	78
	l , м	33,53	22,32	23,24	36	29,94	25,90
	χ	25	30	31	23	15,5	28
	λ	9,45	5,2	6,8	7,5	8,25	6,8
	η	4,04	3,3	3,3	3,2	3,1	2,6
	$L_{\text{ф}}$, м	29,05	32,94	36,19	36,38	29,94	28,6
	$D_{\text{ф}}$, м	3,5	2,69	2,69	3,8	2,9	3,35
	$\lambda_{\text{ф}}$, м	8,3	10,1	9,4	-	9,5	6
	$S_{\text{ф}}$, м ²	12,3	10,53	10,53	-	10,53	6,65
	$\Sigma S_{\text{МИД}}$, м ²	72	62	62	-	62	74
	$S_{\text{ГО}}$, м ²	23,79	18,3	18,3	35	18,3	21
	$S_{\text{ВО}}$, м ²	11,89	15,1	15,1	23,3	15,1	18,4
	Похідні величини	$p_0 = m_0 g / 10S$, даН/м ²	3500	2150	2630	3756	2885
$t_0 = 10p_0 / m_0 g$		0,84	0,43	0,54	0,66	0,62	0,51
$\gamma_{\text{ДВ}} = m_{\text{ДВ}} / p_0$		40	90	88	30	50	33,7
$K_{\text{нав.кор}} = m_{\text{Гр}} / m_0$		0,19	0,13	0,12	-	0,31	0,17

CRJ700



Рис. 1.1 – Пасажирський літак CRJ700

CRJ700 – середньоміагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений канадською фірмою Bombardier Regional Aircraft (входить до корпорації Bombardier Aerospace). У 1997 р. фірма офіційно розпочала програму розроблення 70-місцевого літака CRJ700 (раніше мав позначення CRJ-X), роботи з якого вона вела з 1995 р. Його розробляли на основі літака CRJ200, він мав збільшену довжину (32,41 м), більший розмах крила (24,07 м) і двигуни General Electric CF34-8C1 тягою по 6510 кгс. Літак являє собою вільнонесучий низькоплан із силовою установкою в хвостовій частині фюзеляжу і Т-подібним оперенням. Літак має трьохопорне шасі з носовою стійкою, основні опори прибираються в крило. Максимальна злітна маса становитиме 32,8 т, платне навантаження – 8,52 т. Літак CRJ-700 призначений для польотів за маршрутами протяжністю 3000-3200 км.

CRJ900



Рис. 1.2 – Пасажирський літак CRJ900

CRJ900 – середньоміагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений канадською фірмою Bombardier Regional Aircraft (входить до корпорації Bombardier Aerospace). Літак є вдосконаленою моделлю пасажирського літака Bombardier CR7200. Літак являє собою вільнонесучий низькоплан із силовою установкою у хвостовій частині фюзеляжу і Т-подібним оперенням. Літак має трьохопорне шасі з носовою стійкою, основні опори прибираються в крило. У літака було подовжено фюзеляж на 3.86 м порівняно з CRJ700, що дало змогу збільшити пасажиромісткість на 16 пасажирів.

Як-42

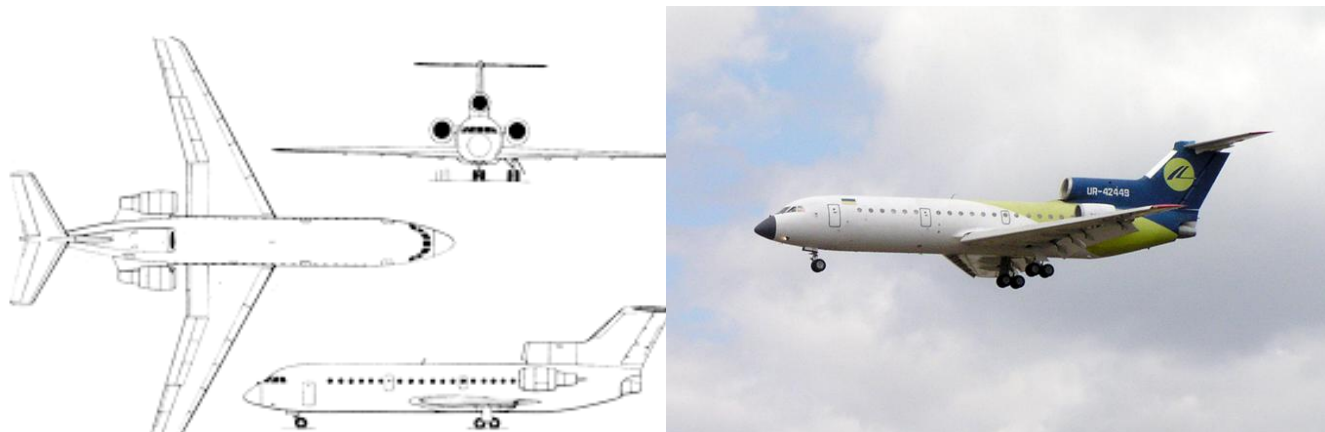


Рис. 1.3 – Пасажирський літак Як-42

Як-42 – середньомагістральний тридвигуновий пасажирський літак. Літак являє собою суцільнометалевий низькоплан із фюзеляжем напівмонококової будови, трьома двоконтурними турбореактивними двигунами, трьохопорним шасі, яке забирається, консольним стріловидним крилом і Т-подібним хвостовим опором із переставним стабілізатором.

SukhoiSuperjet 100



Рис. 1.4 – Пасажирський літак SukhoiSuperjet 100

SukhoiSuperjet 100 – близькомагістральний пасажирський літак, розроблений компанією «Цивільні літаки Сухого» за участю ряду іноземних компаній. Літак побудований за нормальною компоувальною схемою – двомоторний турбовентилятор низькоплан із стріловидним крилом і однокільовим оперенням. У конструкції крила надкритичного профілю застосовані одинцілінні закрилки. Частина механізації крила, а також носовий обтічник і обтічник кореневої частини крила виконані з композиційних матеріалів. Конструктори віддали перевагу бічній ручці управління літаком традиційному штурвалу, внаслідок чого «Суперджет-100» став першим російським серійним цивільним пасажирським літаком з «сайдстиком». Опрацьовується можливість установки законцовок крила, причому передбачається обладнати ними як нові, так і вже здані в експлуатацію літаки. Перший політ був здійснений 19 травня 2008 року, а початок експлуатації почався 21 квітня 2011 року. Всього зроблені 89 одиниць.

ERJ-170



Рис. 1.5 – Пасажирський літак ERJ170

ERJ-170 – середньомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений бразильською фірмою Embraer. Літак є новою розробкою фірми Embraer у класі зі збільшеною пасажиромісткістю порівняно з літаками ERJ-135/140/145. Літак являє собою низькоплан із розташованою на пілонах під крилом силовою установкою. Літак має класичну схему оперення і трьохопорне шасі з носовою стійкою, основні опори прибираються в крило. У розробці літака беруть участь фірми: General Electric (турбореактивні двигуни CF34-8E/10E), Hamilton Sundstrand (розробка хвостової частини), Honeywell (авіоніка Primus Epic), Kawasaki, Latécoere, Liebherr, Gamesa, Sonaca (різні частини фюзеляжу), Parker Hannifin (гідродинаміка і паливна система).

1.1.2 Розробка тактико-технічних вимог до літака

Після збору статистичних даних переходимо до розроблення тактико-технічних вимог (ТТТ). Цей етап буде проводитися на основі аналізу статистичних матеріалів, доповнивши задані ТТТ проектованого літака.

Оскільки задано пасажирський літак для 75 пасажирів із дальністю польоту $L=3000$ км, довжиною розбігу $L_{\text{разб}}=1500$ м, то призначаємо висоту крейсерського польоту $H_{\text{крейс}}=8,2$ км, крейсерську швидкість $V_{\text{крейс}}=760$ км/ч, $M_{H=7\text{км}}=760/1063=0,71$.

Підберемо кількість членів екіпажу. У літаку передбачено три класи салонів. У відділенні I класу кількість пасажирів становить 9 осіб, для обслуговування яких необхідний один бортпровідник. Для обслуговування 30 осіб у салоні II класу також достатньо одного провідника. У салоні III класу знадобиться два бортпровідники на 36 осіб. Керувати літаком мають два пілоти. Разом до складу екіпажу літака входить 3 людини.

Отримані ТТТ заносимо в таблицю 1.2.

Таблиця 1.2 – ТТТ проектованого літака

$M_{H=7\text{км}}$	$L_{H=7\text{км}}, \text{ км}$	$n_{\text{пас}}, \text{ люд}$	$L_p, \text{ м}$	$V_{\text{крейс}}, \text{ км/ч}$	$H_{\text{крейс}}, \text{ км}$	$n_{\text{ек}}, \text{ чел}$
0,71	3000	75	1500	760	8,2	3

Вимоги до конструкції літака

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

- літак має бути стійким і керованим на всіх 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 керування літака повинна задовольняти вимогам живучості за наявності значних пошкоджень;
- літак має бути простим в експлуатації, ремонті та обслуговуванні;
- всі деталі літака повинні мати посилену антикорозійну обробку;
- літак повинен бути простим і економічним у виробництві;
- літак повинен забезпечувати виконання завдання за незначної відмови систем;
- системи літака повинні по максимуму попереджати помилки пілотів.

1.1.3 Вибір та обґрунтування схеми літака

Схема літака – зовнішні форми і взаєморозташування частин, що визначає жорсткісні, міцнісні, аеродинамічні, тактичні, експлуатаційні та технологічні характеристики.

Виходячи з тактико-технічних вимог для проєктованого літака та аналізу статистичних даних, вибираємо нормальну аеродинамічну схему,

тобто горизонтальне оперення розташоване позаду крила. Перевагою цієї схеми є те, що крило працює в чистому незворушеному потоці, який плавно обтікає його. Носова частина фюзеляжу за такої схеми є вкороченою, що, поперше, покращує огляд передньої півсфери; а, по-друге, призводить до зменшення необхідної площі вертикального оперення, а, отже, і його маси (тому що носова частина створює дестабілізаційний момент щодо 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 завдяки створенню негативної підйомної сили на горизонтальному оперенні.

Вибираємо схему високоплана з традиційним оперенням. Це рішення викликане такими перевагами:

- а) спрощення завантаження-розвантаження літака.
- б) хороший огляд нижньої півсфери для пасажирів.
- в) спрощення компоновання 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 стрілоподібну форму, стрілоподібність пряма. Дозволяє помітно знизити хвильовий опір крила при високих швидкостях польоту, коли проявляється стисливість повітря. Має більшу будівельну висоту, ніж пряме крило, звідси збільшується жорсткість і обсяг під паливні баки. Цей вид крила набув широкого поширення завдяки різним модифікаціям і конструкторським рішенням. Недоліки:

- знижена несуча здатність крила, а також менша ефективність дії механізації;
- збільшення поперечної статистичної стійкості в міру зростання кута стріловидності крила і кута атаки, що ускладнює отримання належного співвідношення між колійною і поперечною стійкостями літака та 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 поздовжньої і поперечної стійкості та керованості літака;
- збільшення скосу потоку за крилом, що призводить до зниження ефективності горизонтального оперення;
- зростання маси і зменшення жорсткості крила.

На літаку встановлено 2 двигуни, що збільшує живучість і надійність силової установки. Тип двигунів ТВД. Двигуни розташовані на пілонах під крилом, що забезпечує пожежну безпеку, а також розвантажує крило. Двигуни винесені вперед під крилом. При цьому забезпечується аеродинамічне розвантаження крила, обдув механізації крила, підвищується її ефективність. Але водночас збільшується опір за рахунок гондоли, пілонів; у разі відмови одного двигуна виникає великий розгортаючий момент; близькість двигунів до землі знижує його ресурс.

Схема шасі – трьохопорне з носовою опорою. Воно забезпечує ефективніше гальмування під час пробігу, істотно зменшується можливість "козлення" і повністю виключається явище капотування літака, покращує огляд під час зльоту – посадки для пілотів. Крім цього схема шасі з носовою опорою має кращу стійкість під час руху аеродромом. Але при цьому з'являється можливість появи самозбуджувальних коливань "шиммі". Носову опору прибирають проти потоку у фюзеляж (водночас випуск стійки полегшується завдяки силі тяжіння і швидкісному напору), основні в спеціальні обтічники на фюзеляжі. Однак шасі, виконані за такою схемою, мають більшу масу.

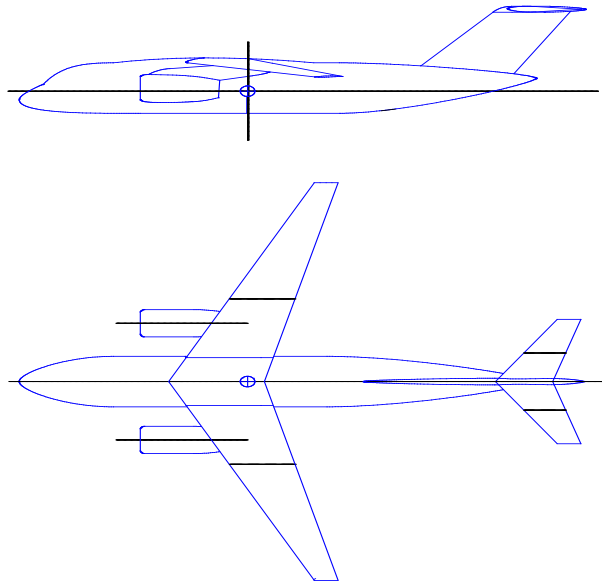


Рис. 1.6 – Схема літака

Нижче наведено таблицю, що визначає основні геометричні параметри літака з урахуванням статистичних даних.

За статистичними даними визначаємо і заносимо в таблицю 1.3 параметри крила λ , χ , η , \bar{c} , відносні хорди закрилка \bar{b}_3 , кут відхилення закрилка δ_3 , відносну площу елерона $\bar{S}_{эл.}$, 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 стріловидності оперення по $1/4$ хорди.

Таблиця 1.3 – Основні геометричні параметри літака

Параметри літака									
λ	χ	η	\bar{c}	\bar{b}_3	δ_3	$\bar{S}_{эл.}$	λ_ϕ	$D_\phi, м$	$L_\phi, м$
9,45	25	4,04	0,12	0,13	40/35	0,07	8,3	3,5	26,2
$\bar{S}_{го}$	$\bar{S}_{во}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi_{го}$	$\chi_{во}$	$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
0,2	0,1	4,6	1	31,5	41	0,05	0,1	2,5	1,25

1.1.4. Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за формулою [1]:

$$m_0 = \frac{m_c + m_{эк}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{об} + \bar{m}_m)}, \quad (1.1)$$

де m_0 – злітна маса літака;

m_c – маса комерційного навантаження;

$m_{эк}$ – маса екіпажу;

m_k – відносна маса конструкції;

m_{cy} – відносна маса силової установки;

$m_{об.упр}$ – відносна маса обладнання та управління;

m_T – відносна маса палива.

Визначимо масу комерційного навантаження:

$$m_{cp} = 110 \cdot n_{nac} = 110 \cdot 75 = 8250 \text{ (кг)};$$

Масу екіпажу визначимо за формулою:

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

Величину відносної маси палива \bar{m}_T визначимо за формулою:

$$\bar{m}_T = a + bL/V, \quad (1.2)$$

де L – дальність польоту, км;

V – швидкість польоту, км/ч.

Коефіцієнт a прийемо рівним $a=0,06$; значення коефіцієнта b для дозвукових літаків лежить у межах: $b=0,05 \dots 0,06$. Приймаємо $b=0,06$.

$$\bar{m}_T = 0,06 + 0,06 \cdot 3000/875 = 0,26;$$

Для середніх пасажирських літаків значення $\bar{m}_к$ лежить у межах:

$\bar{m}_к = 0,28 \dots 0,30$. Приймаємо $\bar{m}_к = 0,3$. Відносну масу силової установки приймаємо рівною $\bar{m}_{cy} = 0,12$, а масу обладнання та управління $\bar{m}_{об.упр} = 0,12$.

Обчислимо злітну масу:

$$m_0 = \frac{8250 + 240}{1 - (0,30 + 0,12 + 0,12 + 0,26)} = 42450 \text{ кг};$$

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

Визначимо масу конструкції основних агрегатів літака, спираючись на методику, викладену в [1]:

а) маса конструкції:

$$\bar{m}_к = m_к/m_0 \Rightarrow m_к = \bar{m}_к m_0 = 0,3 * 42450 = 12735 \text{ (кг)};$$

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

$$m_{ш} = \bar{m}_{ш} m_к = 0,184 * 12735 = 2343 \text{ (кг)};$$

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

$$m_{кр} = \bar{m}_{кр} m_к = 0,393 * 12735 = 5005 \text{ (кг)};$$

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

$$m_ф = \bar{m}_ф m_к = 0,357 * 12735 = 4546 \text{ (кг)};$$

д) масу оперення, при $\bar{m}_{он} = 0,184$:

$$m_{он} = \bar{m}_{он} m_к = 0,066 * 12735 = 840 \text{ (кг)};$$

е) масу палива, при $\bar{m}_T = m_T/m_0 = 0,19$:

$$m_T = \bar{m}_T m_0 = 0,19 * 42450 = 8065 \text{ (кг)};$$

ж) масу силової установки:

$$m_{cy} = 42450 * 0,10 = 4245 \text{ (кг)};$$

з) масу обладнання та управління:

$$m_{об} = \bar{m}_{об} m_0 = 0,12 * 42450 = 5094 \text{ (кг)}$$

Занесемо отримані масові дані в таблицю 1.4

Таблиця 1.4 – Масові дані проектованого літака

Значення складових частин мас літака											
m_0 , КГ	$m_{об}$, КГ	$m_{гр}$, КГ	$m_{эк}$, КГ	m_k , КГ	$m_{кр}$, КГ	$m_{ф}$, КГ	$m_{оп}$, КГ	$m_{ш}$, КГ	m_T , КГ	$m_{дв}$, КГ	$m_{су}$, КГ
42450	5094	8250	240	12735	5005	4546	840	2343	8065	1400	4245

1.1.6 Вибір двигуна та його характеристик

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

$$N_0 = t_0 m_0 g/10; (1.3)$$

де N_0 – стартова тяга двигуна, $даН$;

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

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

$$N_0 = t_0 m_0 g = 0,190 * 42450 * 9,81 / 10 = 7912 \text{ кВт};$$

Стартову тягу одного двигуна обчислимо за формулою:

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

де n – кількість двигунів;

$$N_{01} = 7912 / 2 = 3956 \text{ кВт};$$

Тепер за каталогом двигунів підбираємо двигун, який має величину тяги, близьку до отриманої тяги N_{01} . Двигун ТРДД Прогрес Д-436 є двоконтурним турбореактивним без змішання потоків внутрішнього і зовнішнього контурів, у зовнішньому контурі має реверсивний пристрій. Виконаний за трьохвальною схемою. Складається з вентилятора з підпірним ступенем, що приводиться в обертання 3-ступінчастою турбіною вентилятора, 6-ступінчастого компресора низького тиску, що приводиться в обертання 1-ступінчастою турбіною низького тиску, 7-ступінчастого компресора високого тиску, що приводиться в обертання 1-ступінчастою турбіною високого тиску, кільцевої камери згоряння. Ротори пов'язані між собою тільки газодинамічним зв'язком.

Призначено для пасажирських і транспортних літаків малої та середньої дальності польоту.

Цей двигун має такі характеристики:

- Потужність на злітному режимі: 5500 к.с.
- Питома витрата палива на злітному режимі: 0,370 кг/л.с.год.
- Оберти компресора низького тиску на злітному режимі: 1700 об/хв.
- Витрата повітря на злітному режимі: 49,5 кг/с
- Ступінь підвищення тиску: 22
- Температура газів максимальна: 1450°К
- Маса двигуна: 1400 кг
- Довжина двигуна: 3829 мм
- Діаметр двигуна: 1373 мм

Компонування та загальний вигляд двигуна показано на рис. 1.7 та 1.8.



Рис. 1.7 – Загальний вигляд двигуна ТРДД Прогрес Д-436

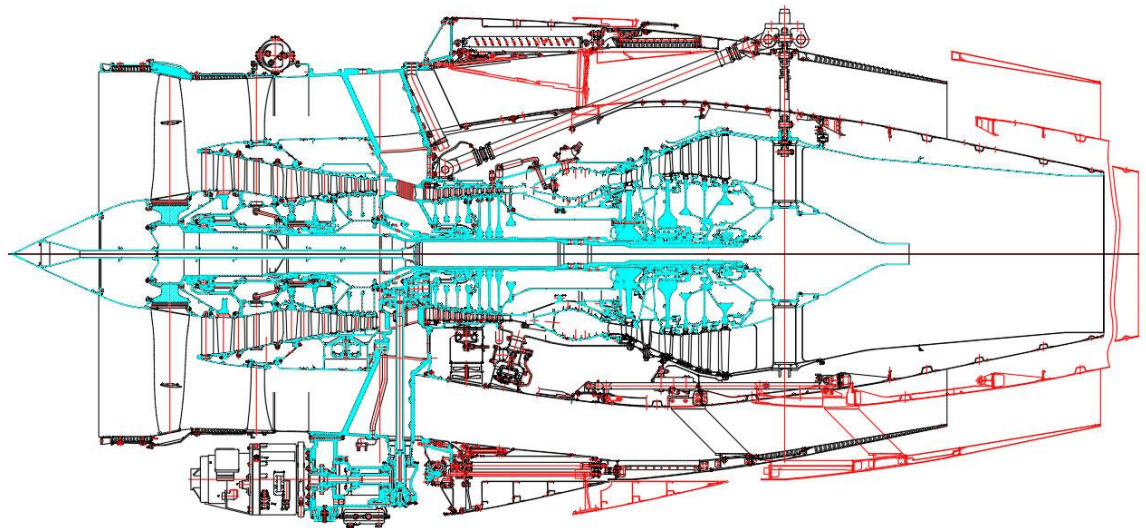


Рис. 1.8 – Схема двигуна ТРДД Прогрес Д-436

Отже, отримуємо стартову сумарну тягу для обраного двигуна:

$$N_0 = N_{01} * n = 5500 * 2 = 11000 (\text{л.с.});$$

$$N_0 = N_0 / 1.36 = 11000 / 1.36 = 8088 (\text{кВт});$$

Тягова озброєність дорівнюватиме:

$$t_0 = N_0 / m_0 = 8088 / 42450 = 0.190 (\text{кВт/кг}).$$

1.1.7 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака

Для визначення геометричних характеристик літака скористаємося методикою, описаною в [1].

1.1.7.1 Визначення геометричних параметрів крила

Площу крила визначають зі 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 під час зльоту, яке визначається за статистичними даними, $p_0 = 350 \text{ даН/м}^2$.

$$S = 42450 \cdot 9,81 / 10 \cdot 350 = 118,981 (\text{м}^2).$$

Розмах крила обчислимо за формулою:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{9,45 \cdot 118,981} = 33,53 (\text{м}),$$

де λ – подовження крила, $\lambda = 9,45$.

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, $\eta = 4,04$.

Коренева хорда:

$$b_0 = \frac{118,981 \cdot 2 \cdot 4,04}{33,53 \cdot (4,04 + 1)} = 5,69 (\text{м});$$

Кінцева хорда:

$$b_k = \frac{5,69}{4,04} = 1,41 (\text{м});$$

Середню аеродинамічну хорду (САХ) крила обчислимо за формулою:

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

$$b_{\text{сах}} = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 5,69 \cdot \frac{4,04^2 + 4,04 + 1}{4,04(4,04 + 1)} = 3,98 (\text{м})$$

Координата САХ за розмахом крила визначається співвідношенням:

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

$$z_a = \frac{33,53}{6} \cdot \frac{4,04 + 2}{4,04 + 1} = 6,69 (\text{м});$$

Координата носка САХ по осі ОХ:

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

де $\chi_{\text{п.к}}$ – стріловидність по передній кромці крила. З огляду на те, що стріловидність по $0,25b$ $\chi = 35^\circ$, $\text{tg } \chi_{\text{п.к}}$ обчислимо за формулою:

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

$$\text{tg } \chi_{\text{п.к}} = \text{tg } \chi + \frac{\eta - 1}{\lambda(\eta + 1)} = 0,0875 + \frac{4,04 - 1}{9,45(4,04 + 1)} = 0,0875 + 0,05 = 0,5301;$$

$$x_A = z_A \cdot \text{tg } \chi_{\text{п.к}} = 6,69 \cdot 0,5301 = 3,5463.$$

1.1.7.2 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу

Обчислимо довжину фюзеляжу l_{ϕ} , довжину його носової частини $l_{н.ч}$ і довжину хвостової частини $l_{хв.ч}$. Зі статистичних даних призначаємо подовження фюзеляжу $\lambda_{\phi}=8,3$; подовження носової частини $\lambda_{н.ч}=1,4$; подовження хвостової частини $\lambda_{хв.ч}=2$. Діаметр фюзеляжу теж призначаємо на підставі статистичних даних: $D_{\phi}=3,5$ м.

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot D_{\phi} = 8,3 \cdot 3,5 = 29,05 \text{ (м)};$$

$$l_{н.ч} = \lambda_{н.ч} \cdot D_{\phi} = 1,4 \cdot 3,5 = 4,9 \text{ (м)};$$

$$l_{хв.ч} = \lambda_{хв.ч} \cdot D_{\phi} = 2 \cdot 3,5 = 7 \text{ (м)}.$$

1.1.7.3 Визначення геометричних параметрів ГО і ВО

Площу горизонтального оперення обчислили за формулою:

$$S_{zo} = \bar{s}_{го} \cdot S.$$

Значення відносної площі горизонтального оперення S_{zo} вибираємо на підставі статистичних даних. Приймаємо $\bar{s}_{го} = 0,2$.

$$S_{zo} = 0,2 \cdot 118,981 = 23,79 \text{ (м}^2\text{)};$$

Площу вертикального оперення обчислимо за аналогічною формулою:

$$S_{bo} = \bar{s}_{во} \cdot S.$$

На підставі статистичних даних призначаємо відносну площу вертикального оперення $\bar{s}_{во} = 0,1$.

$$S_{bo} = \bar{s}_{во} \cdot S = 0,1 \cdot 118,981 = 11,89 \text{ (м}^2\text{)};$$

Обчислимо розмах горизонтального оперення:

$$l_{го} = \sqrt{\lambda_{го} \cdot S_{го}},$$

де $\lambda_{го}$ – подовження горизонтального оперення. На підставі статистичних даних призначаємо $\lambda_{го}=4,6$.

$$l_{го} = \sqrt{4,6 \cdot 23,79} = 10,46 \text{ (м)};$$

Обчислимо розмах вертикального оперення за аналогічною формулою:

$$l_{во} = \sqrt{\lambda_{во} \cdot S_{во}},$$

де $\lambda_{во}$ – подовження вертикального оперення. На підставі статистичних даних призначаємо $\lambda_{во}=1$.

$$l_{во} = \sqrt{1 \cdot 11,89} = 3,45 \text{ (м)};$$

Обчислимо величину кореневої хорди горизонтального оперення за формулою:

$$b_{ого} = \frac{S_{го}}{l_{го}} \cdot \frac{2\eta_{го}}{\eta_{го} + 1},$$

де $\eta_{го}$ – звуження горизонтального оперення, приймаємо $\eta_{го}=2,5$.

$$b_{ого} = \frac{23,79}{10,46} \cdot \frac{2 \cdot 2,5}{2,5 + 1} = 3,25 \text{ (м)};$$

Обчислимо величину кореневої хорди вертикального оперення за формулою:

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

де $\eta_{во}$ – звуження вертикального оперення, приймаємо $\eta_{во}=1,25$.

$$b_{o_{го}} = \frac{11,89}{3,45} \frac{2 \cdot 1,25}{1,25 + 1} = 3,83(м);$$

Обчислимо величину кінцевої хорди горизонтального оперення за формулою:

$$b_{кго} = \frac{b_{o_{го}}}{\eta_{го}};$$

$$b_{кго} = \frac{3,25}{2,5} = 1,3(м);$$

Обчислимо величину кінцевої хорди вертикального оперення за формулою:

$$b_{кво} = \frac{b_{o_{во}}}{\eta_{во}}$$

$$b_{кво} = \frac{3,83}{1,25} = 3,064(м);$$

Обчислимо величину середньої аеродинамічної хорди горизонтального оперення:

$$b_{a_{го}} = \frac{2}{3} b_{o_{го}} \frac{\eta_{го}^2 + \eta_{го} + 1}{\eta_{го}(\eta_{го} + 1)} = \frac{2}{3} 3,25 \frac{6,25 + 2,5 + 1}{2,5(2,5 + 1)} = 2,41(м);$$

Обчислимо величину середньої аеродинамічної хорди вертикального оперення:

$$b_{a_{во}} = \frac{2}{3} b_{o_{во}} \frac{\eta_{во}^2 + \eta_{во} + 1}{\eta_{во}(\eta_{во} + 1)} = \frac{2}{3} 3,83 \frac{1,56 + 1,25 + 1}{1,25(1,25 + 1)} = 3,46(м);$$

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

$$x_m = 0,3 \cdot 3,98 = 1,194$$

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

$$L_{го} = 5 \cdot b_{cax} = 5 \cdot 3,98 = 19,9(м)$$

1.1.7.4 Визначення геометричних параметрів шасі

Параметри триопорного шасі:

1) база шасі b , тобто відстань (вид збоку) між осями головної і носової стійок;

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

3) винос головних коліс e , тобто відстань (вид збоку) між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, і віссю головного колеса;

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

5) висота шасі h - відстань від вузлів кріплення до поверхні аеродрому в разі стоянкового обтиснення 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 виносу шасі e лежить у межах:

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

База шасі має обиратися з умови забезпечення хороших експлуатаційних якостей літака під час маневрування аеродромом і залежить від довжини фюзеляжу:

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

Приймаємо $b = 0,4 \cdot l_{\phi} = 0,4 \cdot 26,2 = 10,48 \text{ м}$

Винос передньої опори вибирають так, щоб під час стоянки не відбулося перевалювання літака на хвіст. Очевидно, він має бути більшим за кут торкання хвостовою п'ятою:

$$a = 0,9 \cdot b = 9,43 \text{ м}.$$

Кут винсу головних коліс, необхідний для того, щоб під час посадки не відбулося перевалювання літака на хвіст, вочевидь, має бути більшим за кут торкання хвостовою п'ятою:

$$\gamma = \varphi + (1 \dots 2^{\circ}).$$

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

$$\varphi = \alpha_{\text{пос.мах}} - \alpha_3 - \psi,$$

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

$\alpha_3 = 0-4^{\circ}$ – кут заклинювання крила, $\alpha_3 = 3^{\circ}$.

$\psi = -2^{\circ} \dots +2^{\circ}$ – стоянковий кут, $\psi = 2^{\circ}$.

Обчислимо величину кута торкання хвостовою п'ятою:

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

Тоді $\gamma = \varphi + 2^{\circ} = 10^{\circ} + 2^{\circ} = 12^{\circ}$.

Висота центру мас літака $H = 1,6 \text{ м}$.

Величина колії B повинна лежати в діапазоні:

$$2H \leq B < 15 \text{ м}$$

У нашому випадку $B = 3,6 \text{ м}$.

1.1.8 Вибір, обґрунтування, розроблення та ув'язування конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака

Під час вибору конструктивно-силових схем агрегатів літака необхідно враховувати такі умови:

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

2) конструкція має бути технологічною, тобто такою, щоб для її виготовлення можна було застосувати найпростішу і найраціональнішу технологію;

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

4) конструкція має бути достатньо міцною, а також мати необхідний запас міцності для запобігання руйнуванню і забезпечення заданого ресурсу.

Розрахункові дані беруться з першого розділу роботи.

1.1.8.1 Вибір конструктивно-силової схеми крила

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається:

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

2) компонованням фюзеляжу – наявністю достатніх об'ємів для центральної частини крила у фюзеляжі (за однолонжеронного крила об'єми у фюзеляжі потрібні мінімальні);

3) вимогою жорсткості та міцності.

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

1) **поняттям умовного лонжерона**, ширина пояса якого становить 0,5 хорди крила в розрахунковому перерізі;

2) **інтенсивністю моментного навантаження М/Н**.

Виконаємо розрахунок цих двох критеріїв.

1) Товщину пояса умовного лонжерона в перерізі кореневої хорди крила визначимо за формулою:

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

де p_0 – питоме навантаження на крило під час зльоту, H/m^2 ; $p_0=3500 H/m^2$;

S – площа крила, m^2 ; $S=118,981 m^2$;

z_A – координата середньої аеродинамічної хорди від поздовжньої осі літака за розмахом крила, m ; $z_A=6,69 m$;

m_o – маса вантажу, розташованого на крилі, $кг$; На одній консолі крила розташовується силова установка $m_{cy}=2122,5 кг$, а також паливо $m_{т}=4032,5 кг$;

g – прискорення вільного падіння, $g=9,81 м/с^2$;

z_i – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від бортової нервюри за розмахом крила, $z_{\text{дв}}=3,0\text{м}$, $z_{\text{топл.}}=5,0\text{м}$;

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^3 – коефіцієнт експлуатаційного перевантаження для заданого розрахункового випадку;

f – коефіцієнт безпеки; $f=1,5$.

Для величини n_y^3 у розрахунковому випадку А (α_{max}) у нормативних матеріалах [8] наведено співвідношення:

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

Тому:

$$n_y^3 = 2,1 + 10980 / (42450 + 4540) = 2,51$$

Значення експлуатаційного перевантаження лежать у діапазоні [8].:

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

Приймаємо $n_y^3 = 2,6$. Тоді:

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

$m_{\text{кр}}$ – маса крила, кг; $m_{\text{кр}}=5005$ кг;

\bar{c} – відносна товщина профілю крила; $\bar{c}=0,12$;

b_o – коренева хорда крила, м; $b_o=5,69$ м;

σ_p – руйнівне напруження пояса лонжерона;

$\sigma_p=330\text{МПа}$ (для алюмінієвого сплаву Д16Т).

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

$$\delta_y = \frac{[(3500 \cdot 118,981 \cdot 6,69 - 9,81 \cdot (2122,5 \cdot 3 + 4032,5 \cdot 5)) - 5005 \cdot 9,81 \cdot 6,69] \cdot 3,9}{0,96 \cdot 0,12 \cdot 5,69^2 \cdot 330 \cdot 10^6} = 0,00686(\text{м})$$

$$\delta_y = 6,8 \text{ мм.}$$

Оскільки товщина пояса умовного лонжерона вийшла більшою за три міліметри, то обшивка крила матиме достатню товщину та її критичні напруження будуть високими. У такому разі у ваговому відношенні вигідніше застосовувати кесонне крило [2].

2) Інтенсивність моментного навантаження для кореневого перерізу крила визначимо за формулою:

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

де M – згинальний момент, H – м;

H – розрахункова висота профілю перерізу крила, м;

$H=0,8 \cdot H_{max}$, де H_{max} – максимальна висота профілю перерізу крила в кореневій частині, м;

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

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(3500 \cdot 118,981 - 5005 \cdot 9,81) \cdot 6,69 - (2122,5 \cdot 3 + 4032,5 \cdot 5) \cdot 9,81] \cdot 3,9}{1,03 \cdot (0,12 \cdot 5,69)^3} = 26,13(\text{МПа})$$

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

За даними розрахунку приймаємо однолонжеронну кесонну конструктивно-силову схему крила з двома поздовжніми стінками. Потужна обшивка крила, підкріплена стрингерами, здатна ефективно працювати спільно з лонжеронами, сприймаючи навантаження на крило. У цьому крилі більша частина згинального моменту сприймається панелями крила (зокрема – 56%).

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

Конструкція цього крила має 2 поздовжніх лонжерони. Передній лонжерон розташуємо на 0,15 довжини хорди від носика профілю, а задній – на 0,7 довжини хорди. Це пов'язано з тим, що найвигідніше розташування переднього лонжерона – на 0,12...0,15 довжини хорди від носика профілю, а заднього – на 0,5...0,7 довжини хорди (відповідно до рекомендацій [2]).

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

- можна під час виготовлення крила точніше дотримуватися заданого профілю крила;
- можна отримати менший аеродинамічний опір. У цьому випадку хвилястість обшивки, що спричиняється наявністю нервюр, розташовуватиметься паралельно тому.

Недоліки розташування нервюр по потоку:

- нервюри виходять більш довгими, водночас згинальний момент, що діє на них, буде збільшуватися, а звідси і велика маса нервюр;
- критичні напруження втрати стійкості обшивки на комірці, обмеженій 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 поздовжніх силових елементів ускладнене, оскільки вони підходять до них під кутом, що не дорівнює прямому.

Відстань між нервюрами приймаємо рівною 600-800 мм. У консолі крила є 25 нервюр. Конструктивно-силова схема крила – кесонна.

Крок стрингерів – 205 мм. На верхній і нижній поверхні крила розташовано по 8 стрингерів.

1.1.8.2 Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Під час проектування фюзеляжу необхідно враховувати такі вимоги та рекомендації:

- зосереджені сили, прикладені до елементів каркаса, необхідно якомога більш плавно розподіляти по обшивці фюзеляжу;
- великі зосереджені сили (від двигунів, оперення, крила, шасі) необхідно передавати на обшивку та елементи каркаса спрямованими паралельно силі. Сили вздовж фюзеляжу мають передаватися на обшивку через стрингери і поздовжні балки, а сили, що діють поперек фюзеляжу – через посилені шпангоути;
- зосереджені сили, спрямовані під гострим кутом до осі фюзеляжу, слід передавати на обшивку через стрингери і шпангоути;
- під час конструкції герметизованих відсіків фюзеляжу необхідно правильно призначити межу зони герметизації (з урахуванням вирізів під шасі, крило тощо); слід уникати застосування плоских поверхонь для сприйняття надлишкового внутрішнього тиску. Поперечні перерізи герметизованих відсіків повинні, як правило, мати форму кола.

Фюзеляж за конструктивно-силовою схемою – балковий (типу напівмонокок). Поздовжній силовий набір складається з густо розміщених силових стрингерів, які підкріплюють обшивку і разом з нею сприймають згинальний момент.

Поперечний набір фюзеляжу складається з нормальних і силових шпангоутів.

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

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

Поздовжній силовий набір охоплює 20 стрингерів із кроком 471 мм. 24 стрингера з кроком 400 мм, за рекомендованим діапазоном відстаней між стрингерами для середніх літаків [1].

Шпангоути – 1, 4, 6, 15, 16, 17, 18, 27, 29 силові.

У цій конструкції передбачено силову підлогу.

1.1.8.3 Вибір конструктивно-силової схеми оперення

Конструктивно-силову схему горизонтального оперення вибираємо дволонжеронну.

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

Поперечний набір горизонтального оперення складається з нормальних і силових нервюр, розташованих за потоком повітря, що надходить на оперення. Усього в поперечному наборі – 5 нервюр. Нервюри 1, 2, 3, 4 – силові.

Таке розташування має переваги:

- можна під час виготовлення крила точніше дотримуватися заданого профілю крила;

- можна отримати менший аеродинамічний опір. У цьому випадку хвилястість обшивки, що спричиняється наявністю нервюр, розташовуватиметься паралельно потоку.

Недоліки розташування нервюр по потоку:

- нервюри виходять більш довгими, водночас згинальний момент, що діє на них, буде збільшуватися, а звідси і велика маса нервюр;

- критичні напруження втрати стійкості обшивки на комірці, обмеженій 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 поздовжніх силових елементів ускладнене, оскільки вони підходять до них під кутом, що не дорівнює прямому.

Призначення силових нервюр:

Загалом 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.

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

1.1.8.4 Вибір конструктивно-силової схеми шасі

Конструктивно-силова схема шасі та схема його збирання 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. В аварійних випадках схема прибирання вперед-вгору забезпечує випуск носової стійки під дією сили тяжіння і швидкісного напору.

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

Прибирається основна опора в гондоли, розташовані на бічній поверхні фюзеляжу.

1.1.9 Висновок

У цьому розділі було розроблено загальний вигляд літака на підставі зібраних статистичних даних, було визначено геометричні розміри основних агрегатів літака. Також було розроблено конструктивно-силову схему літака, що забезпечує ув'язку конструктивно-силових схем основних агрегатів літака: ув'язку конструктивно-силової схеми крила з конструктивно-силовою схемою фюзеляжу,

Геометричні параметри та аеродинамічні характеристики ІЗОЛЬОВАНОГО КРИЛА

```

=====
B0= 3.630   B6= 3.444   Bk= 1.280   Bs= 2.418   L= 25.530   Lk=11.390   Fikp=-1.50
Ba= 2.390   Xa= 0.366                                     (без напливу)
Sk= 58.074   Sot=0.7450   Lm= 8.422   Et= 2.878   (без напливу)
Xi00= 4.7   Xi05= -1.2   Xi10= -6.9   Xic= 0.5   Xi25= 1.6   (без напливу)
-----

```

```

-----
Тип профілю - класичний                                     Kp= 2.1   m= 0.350
C6= 0.140   Ck= 0.100   C= 0.129   Xc= 0.350   f= 0.040   Xf= 0.250   M*=0.766
-----

```

```

-----
XB0=10.000   XBb=10.108   Fi= 3.000   відстань від носка фюзеляжу і кут установки
X14=10.997   D14= 2.750   X12=11.886   D14= 2.750
-----

```

```

-----
Компонування - крило + фюзеляж круглого перетину           Kint= 0.045
Dφ= 3.500   H= 1.035   Sig=0.108

```

```

Кінцеві елементи - відсутні
-----

```

```

-----
Коефіцієнт гальмування потоку перед крилом

```

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.97682
H=11.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.97682
H= 6.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.97682

```

-----
Профільний опір ізолюваного крила

```

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
Xt	0.41371	0.38776	0.37374	0.36543	0.36030	0.35711	0.35519	0.00000
H= 0.0	0.00479	0.00457	0.00440	0.00426	0.00414	0.00402	0.00392	0.00615
H=11.0	0.00536	0.00516	0.00501	0.00488	0.00476	0.00465	0.00454	0.00729
H= 6.0	0.00507	0.00487	0.00471	0.00457	0.00444	0.00433	0.00422	0.00666

```

-----
Хвильовий опір ізолюваного крила

```

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
								M*=0.766
								0.20866

```

-----
Похідна dCy/dAl ізолюваного крила

```

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
								Alfa0= -2.99
	4.2190	4.3121	4.4540	4.6606	5.0504	5.4110	6.1486	6.1453

```

-----
Положення фокуса Xf крила в частках бортової хорди відносно носка бортової хорди

```

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
	0.2510	0.2510	0.2510	0.2510	0.2510	0.2510	0.2510	0.4708

Геометрич. параметри та а/д характеристики ІЗОЛЬОВАНОГО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ

```

=====
B0= 2.310   B6= 2.310   Bk= 1.205   Bs= 1.808   L= 6.120   Lk= 3.610
Ba= 1.774   Xa= 0.349                                     (без напливу)
Sk= 13.050   Sot=0.2002   Lm= 3.994   Et= 2.000   (без напливу)
Xi00= 15.6   Xi05= 6.4   Xi10= -3.1   Xic= 8.3   Xi25= 11.1   (без напливу)
-----

```

```

-----
Тип профілю - класичний                                     Kp= 2.1   m= 0.350
C6= 0.100   Ck= 0.060   C= 0.087   Xc= 0.400   f=-0.020   Xf= 0.300   M*=0.834
-----

```

```

-----
XB0=22.506   XBb=22.506   Fi=-2.000   відстань від носка фюзеляжу і кут установки
X14=23.108   D14= 0.000   X12=23.711   D14= 0.000
X1= 9.400   B1= 3.469   Xgo=12.112   Ygo=-0.500   S*/Sk= 0.597
-----

```

```

-----
Компонування - Т-подібне оперення           Sig=0.000   Kint= 0.000

```

```

Кінцеві елементи - відсутні
-----

```

```

-----
Коефіцієнт гальмування потоку перед горизонтальним оперенням

```


	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.87808
H=11.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.87487
H= 6.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.87660

Профільний опір ізолюваного горизонтального оперення

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
Xt	0.41223	0.38546	0.37030	0.36096	0.35495	0.35102	0.34847	0.00000
H= 0.0	0.00481	0.00456	0.00437	0.00421	0.00407	0.00394	0.00381	0.00543
H=11.0	0.00552	0.00523	0.00503	0.00486	0.00471	0.00458	0.00445	0.00648
H= 6.0	0.00514	0.00488	0.00469	0.00452	0.00438	0.00425	0.00412	0.00590

Хвильовий опір ізолюваного горизонтального оперення

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
								M*=0.834 0.05903

Похідна dCy/dAl ізолюваного горизонтального оперення

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
	3.3636	3.4179	3.4996	3.6158	3.7795	4.0146	4.3726	4.6725

Положення фокуса Xf горизонтального оперення в частках бортової хорди

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
	0.3475	0.3475	0.3475	0.3476	0.3477	0.3481	0.3492	0.5603

=====

Геометрич. параметри та а/д характеристики ІЗОЛЮВАНОВОГО ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ

=====

Вертикальне оперення - центральне (1шт)

B0= 3.060	B6= 3.060	Bk= 1.027	Bs= 2.054	L= 3.170	Lk= 3.170
Va= 2.125	Ха= 0.763				(без напливу)
Sk= 6.310	Sot=0.0999	Lm= 1.544	Et= 2.999		(без напливу)
Xi00= 30.0	Xi05= 14.2	Xi10= -4.0	Xic= 19.3	Xi25= 22.6	(без напливу)

Тип профілю - класичний

Kp= 2.1 m= 0.350

Cb= 0.120	Ck= 0.080	C= 0.110	Xc= 0.350	f= 0.000	Xf= 0.000	M*=0.818
-----------	-----------	----------	-----------	----------	-----------	----------

XB0=20.500 XBb=20.500 Fi= 0.000 відстань від носка фюзеляжу і кут установки

X14=21.270 D14= 0.000 X12=22.040 D14= 0.000

Компонування a= 2.150 b= 1.070 Lmф= 2.360

Коефіцієнт гальмування потоку перед вертикальним оперенням

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.99785
H=11.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.99785
H= 6.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.99785

Профільний опір ізолюваного вертикального оперення

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
Xt	0.27042	0.25215	0.24198	0.23579	0.23183	0.22926	0.22760	0.00000
H= 0.0	0.00579	0.00547	0.00525	0.00506	0.00490	0.00476	0.00462	0.00568
H=11.0	0.00677	0.00639	0.00614	0.00593	0.00575	0.00559	0.00543	0.00675
H= 6.0	0.00624	0.00590	0.00567	0.00547	0.00530	0.00515	0.00500	0.00616

Хвильовий опір ізолюваного вертикального оперення

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
								M*=0.818 0.06072

=====

Геометричні параметри та аеродинамічні характеристики ІЗОЛЮВАННИХ М/ГОНДОЛ

=====

Розташування м/гондол - на крилі Ngd= 2 Kint= 2.006

H= 6.0								0.17224

Хвильовий опір інтерференції крило + фюзеляж								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0							0.00000	0.00000
H=11.0							0.00000	0.00000
H= 6.0							0.00000	0.00000

Профільний опір горизонтального оперення в системі літака								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0	0.00096	0.00091	0.00087	0.00084	0.00081	0.00079	0.00076	0.00096
H=11.0	0.00110	0.00105	0.00101	0.00097	0.00094	0.00092	0.00089	0.00113
H= 6.0	0.00103	0.00098	0.00094	0.00091	0.00088	0.00085	0.00082	0.00104

Профільний опір інтерференції горизонтальне оперення + фюзеляж								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
H=11.0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
H= 6.0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000

Хвильовий опір горизонтального оперення в системі літака								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0								0.01038
H=11.0								0.01037
H= 6.0								0.01037

Хвильовий опір інтерференції горизонтальне оперення + фюзеляж								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0								0.00000
H=11.0								0.00000
H= 6.0								0.00000

Профільний опір вертикального оперення в системі літака								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0	0.00058	0.00055	0.00052	0.00051	0.00049	0.00048	0.00046	0.00057
H=11.0	0.00068	0.00064	0.00061	0.00059	0.00057	0.00056	0.00054	0.00067
H= 6.0	0.00062	0.00059	0.00057	0.00055	0.00053	0.00051	0.00050	0.00061

Хвильовий опір вертикального оперення в системі літака								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0								0.00605
H=11.0								0.00605
H= 6.0								0.00605

Профільний опір м/гондол у системі літака								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0	0.00311	0.00310	0.00312	0.00315	0.00317	0.00320	0.00323	0.00332
H=11.0	0.00345	0.00343	0.00345	0.00347	0.00350	0.00353	0.00356	0.00366
H= 6.0	0.00326	0.00325	0.00327	0.00329	0.00332	0.00335	0.00338	0.00348

Хвильовий опір м/гондол у системі літака								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
								0.00024

Профільний опір літака (без урахування додаткових елементів)								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0	0.01916	0.01872	0.01842	0.01820	0.01802	0.01785	0.01771	0.02415
H=11.0	0.02103	0.02053	0.02021	0.01998	0.01978	0.01960	0.01943	0.02607
H= 6.0	0.02003	0.01957	0.01926	0.01903	0.01884	0.01867	0.01851	0.02501

Хвильовий опір літака (без урахування додаткових елементів)								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20

kFi	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000
DkFi	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000

Скос потоку перед горизонтальним оперенням від крила + фюзеляж з урахуванням гвинта(ів)

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
eps0 k+ф	0.872°	0.886°	0.907°	0.938°	0.984°	1.054°	1.171°	0.940°
epsAl k+ф	0.1529	0.1554	0.1591	0.1646	0.1726	0.1849	0.2055	0.1649

Скос потоку перед горизонтальним оперенням гвинта(ів)

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
eps0гвинт	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°
epsAlгвинт	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000

Скос потоку перед горизонтальним оперенням

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
eps0	0.872°	0.886°	0.907°	0.938°	0.984°	1.054°	1.171°	0.940°
epsAl	0.1529	0.1554	0.1591	0.1646	0.1726	0.1849	0.2055	0.1649

Похідна dCy/dAl і кут Alfa0 крила в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
dCy/dAl	3.86704	3.95035	4.07746	4.26237	4.53081	4.93428	5.59465	5.46103
Alfa0	-5.63°	-5.63°	-5.63°	-5.63°	-5.63°	-5.63°	-5.63°	-5.63°

Похідна dCy/dAl і кут Alfa0 горизонтального оперення в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
dCy/dAl	0.57049	0.57804	0.58924	0.60486	0.62615	0.65520	0.69560	0.68483
Alfa0	4.95°	4.98°	5.03°	5.10°	5.21°	5.37°	5.66°	5.11°

Похідна dCy/dAl і кут Alfa0 фюзеляжу в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
dCy/dAl	0.14581	0.14581	0.14581	0.14581	0.14581	0.14581	0.14581	0.18224
Alfa0	1.00°	1.00°	1.00°	1.00°	1.00°	1.00°	1.00°	1.00°

Похідна dCy/dAl мотогондол у системі літака

dCy/dAl= 0.00000

Похідна dCy/dAl і кут Alfa0 літака без горизонтального оперення

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
dCy/dAl	4.01285	4.09616	4.22327	4.40818	4.67662	5.08009	5.74046	5.64327
Alfa0	-4.58°	-4.59°	-4.59°	-4.60°	-4.61°	-4.62°	-4.64°	-4.60°

Похідна dCy/dAl і кут Alfa0 літака з горизонтальним оперенням

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
dCy/dAl	4.58334	4.67421	4.81251	5.01304	5.30278	5.73529	6.43606	6.32809
Alfa0	-3.89°	-3.90°	-3.91°	-3.92°	-3.94°	-3.97°	-4.01°	-3.99°

Коефіцієнт підйомної сили літака $C_{ya}=dC_y/dA_l(A_l-A_{l0})$ (лінійна ділянка)

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
Al= 0.0°	0.31112	0.31785	0.32812	0.34306	0.36475	0.39736	0.45076	0.44113
Al=10.0°	1.11107	1.13365	1.16806	1.21800	1.29026	1.39836	1.57407	1.54559
Al=20.0°	1.91101	1.94946	2.00800	2.09294	2.21576	2.39935	2.69737	2.65005

Додаткова підйомна сила, викликана обдувом крила струменем від гвинтів

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
Al=-5.0°	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
Al= 0.0°	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
Al= 5.0°	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
Al=10.0°	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
Al=15.0°	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000

Коефіцієнт максимальної підйомної сили літака і критичний кут атаки

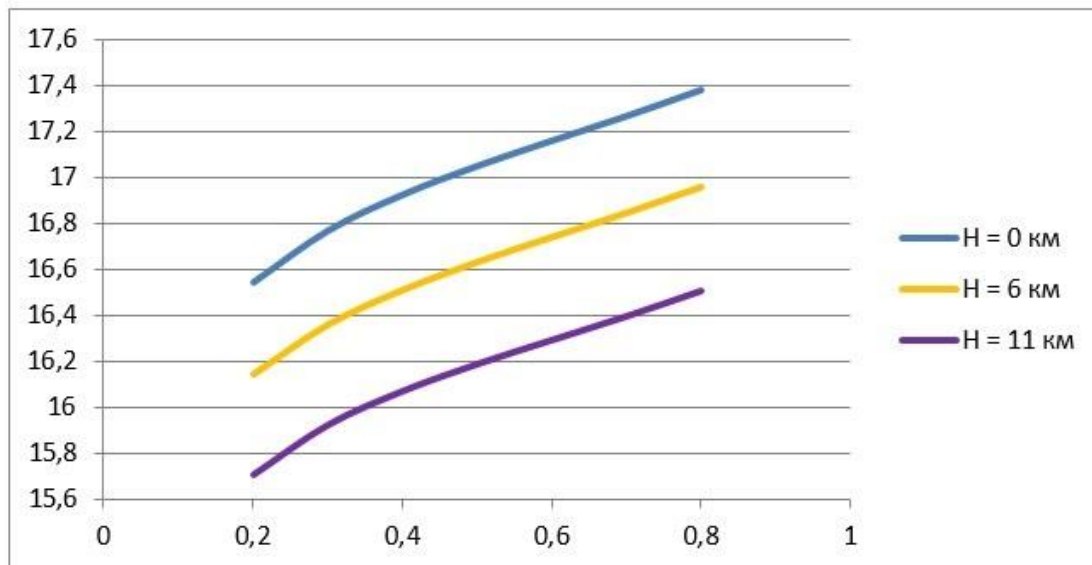
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$C_{ya\ max}$	1.42473	1.38450	1.34137	1.29533	1.24638	1.19453	1.13978	
Alfa кр	15.42°	14.58°	13.56°	12.38°	11.03°	9.46°	7.63°	

Коефіцієнт відвалу поляри

M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
0.03448	0.03446	0.03444	0.03440	0.03435	0.03428	0.03416	0.15807

Максимальна якість K_{\max}

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0	16.547	16.772	16.928	17.053	17.163	17.270	17.384	2.373
H=11.0	15.705	15.923	16.069	16.186	16.290	16.393	16.503	2.364
H= 6.0	16.141	16.358	16.509	16.631	16.740	16.846	16.959	2.369

Рис. 1.9 - Залежність $K_{\max}=f(M)$ Найвигідніший коефіцієнт підйомної сили C_u н.в.

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0	0.68193	0.67293	0.66708	0.66282	0.65952	0.65693	0.65505	1.23291
H=11.0	0.71904	0.70952	0.70354	0.69920	0.69578	0.69303	0.69096	1.23788
H= 6.0	0.69945	0.69036	0.68445	0.68011	0.67670	0.67398	0.67196	1.23513

Поляра літака $C_{xa} = C_{xo} + A \cdot C_{ua}^2$ для H= 0.0

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$C_{ua} = 0.0$	0.02108	0.02059	0.02026	0.02002	0.01982	0.01964	0.01948	0.28083
$C_{ua} = 0.2$	0.02246	0.02197	0.02164	0.02139	0.02119	0.02101	0.02084	0.28715
$C_{ua} = 0.4$	0.02660	0.02610	0.02577	0.02552	0.02531	0.02512	0.02494	0.30612
$C_{ua} = 0.6$	0.03349	0.03299	0.03266	0.03240	0.03218	0.03198	0.03178	0.33773
$C_{ua} = 0.8$	0.04314	0.04264	0.04230	0.04204	0.04180	0.04158	0.04134	0.38199
$C_{ua} = 1.0$	0.05556	0.05505	0.05470	0.05442	0.05417	0.05392	0.05364	0.43889
$C_{ua} = 1.2$	0.07073	0.07021	0.06985	0.06956	0.06928			0.50844
$C_{ua} = 1.4$	0.08865							0.59064

Додатковий індуктивний опір літака dC_{xi} для H= 0.0

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$C_{ua} = 0.0$	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	
$C_{ua} = 0.2$	0.00003	0.00003	0.00003	0.00004	0.00004	0.00005	0.00005	
$C_{ua} = 0.4$	0.00022	0.00024	0.00027	0.00030	0.00033	0.00038	0.00091	
$C_{ua} = 0.6$	0.00077	0.00084	0.00093	0.00103	0.00117	0.01486	0.03440	
$C_{ua} = 0.8$	0.00190	0.00209	0.00231	0.00260	0.02575	0.04935	0.07270	
$C_{ua} = 1.0$	0.00403	0.00446	0.01592	0.04458	0.07285	0.10021	0.12672	

Cya= 1.2	0.00814	0.04012	0.07376	0.10760	0.14181		
Cya= 1.4	0.08071						
CyaKrit	1.20444	1.07980	0.94749	0.80518	0.64890	0.47071	0.24755

Поляра літака $C_{xa} = C_{x0} + A \cdot C_{ya}^2 + dC_{xi}$ для $H = 0.0$

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
Cya= 0.0	0.02106	0.02057	0.02024	0.02001	0.01980	0.01962	0.01946	0.28081
Cya= 0.2	0.02247	0.02100	0.02165	0.02141	0.02121	0.02104	0.02070	0.28713
Cya= 0.4	0.02680	0.02632	0.02602	0.02580	0.02563	0.02550	0.03484	0.30610
Cya= 0.6	0.03424	0.03381	0.03357	0.03342	0.03333	0.04682	0.06616	0.33771
Cya= 0.8	0.04503	0.04471	0.04460	0.04461	0.06753	0.09091	0.11402	0.38197
Cya= 1.0	0.05956	0.05950	0.07060	0.09901	0.12700	0.15411	0.18034	0.43887
Cya= 1.2	0.07886	0.11031	0.14360	0.17714	0.21107			0.50842
Cya= 1.4	0.16934							0.59062
Cya= Max	0.19952	0.21691	0.23200	0.24437	0.25360	0.25933	0.26182	

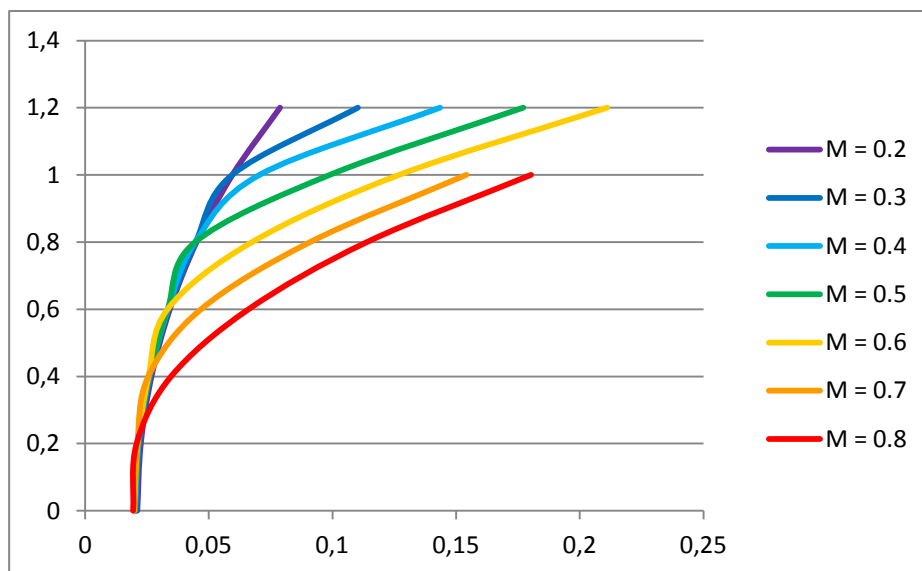


Рис. 1.10 - Поляра $C_{ya}=f(C_{xa})$

K max	15.862	16.029	16.116	16.157	16.138	14.894	10.941	2.173
Cya н.в.	0.52426	0.51202	0.50171	0.49181	0.44891	0.27072	0.11694	1.13292
Alfan.в.	5.15°	4.81°	4.43°	3.97°	3.05°	0.71°	-1.17°	8.06°

1.2.1.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики та положення фокуса літака. Аналіз поздовжньої та поперечної стійкості літака

Поздовжній момент і положення фокуса частин літака в системі літака

Похідна $dMz/dA1$ і положення фокуса Xf/Lf крила в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$dMz/dA1$	-1.7187	-1.7558	-1.8123	-1.8945	-2.0138	-2.1931	-2.4866	-2.5996
Xf/Lf	0.4445	0.4445	0.4445	0.4445	0.4445	0.4445	0.4445	0.4760

Похідна $dMz/dA1$ і положення фокуса Xf/Lf горизонтального оперення

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$dMz/dA1$	-0.5381	-0.5452	-0.5558	-0.5705	-0.5906	-0.6180	-0.6562	-0.6601

Xf/Lf	0.9432	0.9432	0.9432	0.9432	0.9432	0.9432	0.9433	0.9639

Похідна $dMz/dA1$ і положення фокуса Xf/Lf фюзеляжу в системі літака								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$dMz/dA1$	0.0324	0.0324	0.0324	0.0324	0.0324	0.0324	0.0324	0.0273
Xf/Lf	-0.2222	-0.2222	-0.2222	-0.2222	-0.2222	-0.2222	-0.2222	-0.1497

Похідна $dMz/dA1$ мотогондол у системі літака						$dMz/dA1=$		
Положення мотогондол щодо носка фюзеляжу						Хмгд/Lf=		
						0.0000		
						0.3666		

Похідна $dMz/dA1$ і положення фокуса Xf/Lf літака без горизонтального оперення								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$dMz/dA1$	-1.6863	-1.7234	-1.7799	-1.8620	-1.9814	-2.1607	-2.4542	-2.5723
Xf/Lf	0.4202	0.4207	0.4214	0.4224	0.4237	0.4253	0.4275	0.4558

Похідна $dMz/dA1$ і положення фокуса Xf/Lf літака з горизонтальним оперенням								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$dMz/dA1$	-2.2244	-2.2686	-2.3356	-2.4325	-2.5719	-2.7787	-3.1104	-3.2324
Xf/Lf	0.4853	0.4853	0.4853	0.4852	0.4850	0.4845	0.4833	0.5108

Фокус Xf/Ba літака без горизонтального оперення щодо носка САХ крила								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
Xf/Ba	-0.0322	-0.0275	-0.0207	-0.0115	0.0006	0.0163	0.0373	0.3070

Фокус Xf/Ba літака з горизонтальним оперенням відносно носка САХ крила								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
Xf/Ba	0.5883	0.5884	0.5883	0.5875	0.5854	0.5804	0.5688	0.8312

Зміщення фокусу літака dXf/Ba								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
dXf/Ba	0.6205	0.6159	0.6090	0.5990	0.5848	0.5641	0.5315	0.5242

Коефіцієнт моменту mz_0 крила і фюзеляжу в системі з крилом (віднесено до САХ крила)								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$mz_{0из.к}$	-0.0218	-0.0218	-0.0218	-0.0217	-0.0217	-0.0216	-0.0214	-0.0214
$mz_{0ф(к)}$	0.1082	0.1083	0.1084	0.1086	0.1088	0.1100	0.1103	0.1077
mz_{0*}	0.0580	0.0581	0.0582	0.0584	0.0587	0.0590	0.0595	0.0588

Коефіцієнт моменту mz_0 частин літака без горизонтального оперення								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$mz_{0к'}$	-0.0878	-0.0879	-0.0880	-0.0881	-0.0883	-0.0885	-0.0888	-0.1034
$mz_{0ф'}$	-0.0156	-0.0156	-0.0156	-0.0156	-0.0157	-0.0157	-0.0158	-0.0184

Коефіцієнт моменту mz_0 літака без горизонтального оперення (віднесено до САХ кр.)								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
	-0.0354	-0.0354	-0.0353	-0.0353	-0.0353	-0.0352	-0.0351	-0.0530

Коефіцієнт моменту mz_0 частин літака з горизонтальним оперенням								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$mz_{0к}$	0.1481	0.1413	0.1462	0.1529	0.1622	0.1751	0.2005	0.1680
$mz_{0г.о}$	0.2053	0.2094	0.2158	0.2251	0.2385	0.2586	0.3003	0.2536
$mz_{0ф}$	-0.0162	-0.0162	-0.0162	-0.0162	-0.0162	-0.0161	-0.0161	-0.0200

Коефіцієнт моменту mz_0 літака з горизонтальним оперенням (віднесено до САХ крила)								
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
	0.3142	0.3217	0.3331	0.3493	0.3723	0.4056	0.4572	0.3903

1.2.2 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака

Весь процес моделювання в системі Siemens NX, яка є потужною інтерактивною системою автоматизації проектування та виробництва, включає

кілька ключових етапів для створення детальної моделі повітряного транспортного засобу. Ця тривимірна система відзначається здатністю точно відтворювати практично будь-яку геометричну форму з подвоєною точністю у числовому представленні.

Siemens NX використовує модульну структуру, а для проведення процесу моделювання використовується модуль Modeling. Наприклад, команда Ruled використовується для формування лінійчастих поверхонь крила, що дозволяє детально вивчати його конструкцію.

Команда Ruled у системі Siemens NX є потужним інструментом для створення лінійчастих поверхонь, і вона грає ключову роль у моделюванні крила повітряного судна. Давайте розглянемо деталі цієї команди:

- **Визначення напрямку:** Команда Ruled дозволяє визначити напрямок лінійчастих поверхонь, які будуть створені. Це дозволяє інженерам точно вказати орієнтацію крила або іншої частини повітряного судна.

- **Створення поверхонь:** За допомогою цієї команди можна ефективно створювати поверхні, які дотримуються лінійчастої форми. Це особливо важливо для крил, оскільки лінійчасті поверхні можуть оптимізувати аеродинамічні характеристики.

- **Керування параметрами:** Користувачі можуть налаштувати різні параметри, такі як кількість напрямків, довжина і положення, щоб досягти бажаної форми крила або іншої деталі.

- **Взаємодія з іншими модулями:** Команда Ruled інтегрується з іншими модулями системи Siemens NX, що дозволяє користувачам легко комбінувати різні методи моделювання для досягнення оптимальних результатів.

- **Візуалізація:** Команда надає візуальну зворотню зв'язок, що допомагає інженерам переглядати та аналізувати створені лінійчасті поверхні в реальному часі.

- **Автоматизація процесу:** Інструменти автоматизації дозволяють раціоналізувати процес створення лінійчастих поверхонь, що зменшує час моделювання та ризик помилок.

Загалом, команда Ruled у Siemens NX відіграє ключову роль у розробці геометричних форм літака, забезпечуючи точність, ефективність та можливість взаємодії з іншими аспектами проекту.

Принцип створення хвостового оперення аналогічний принципу створення крила. Фюзеляж формується за допомогою команди Section Body для побудови поверхонь другого порядку, розділеної на сегменти. Важливо зазначити, що всі криві, які повністю визначають усі сегменти фюзеляжу, повинні бути побудовані з урахуванням всіх конструктивних особливостей та вимог.

Майстер-геометрія задуманого літака представлена на рисунку 1.11, надаючи інженерам та дизайнерам чітке візуальне уявлення про конструкцію повітряного судна.

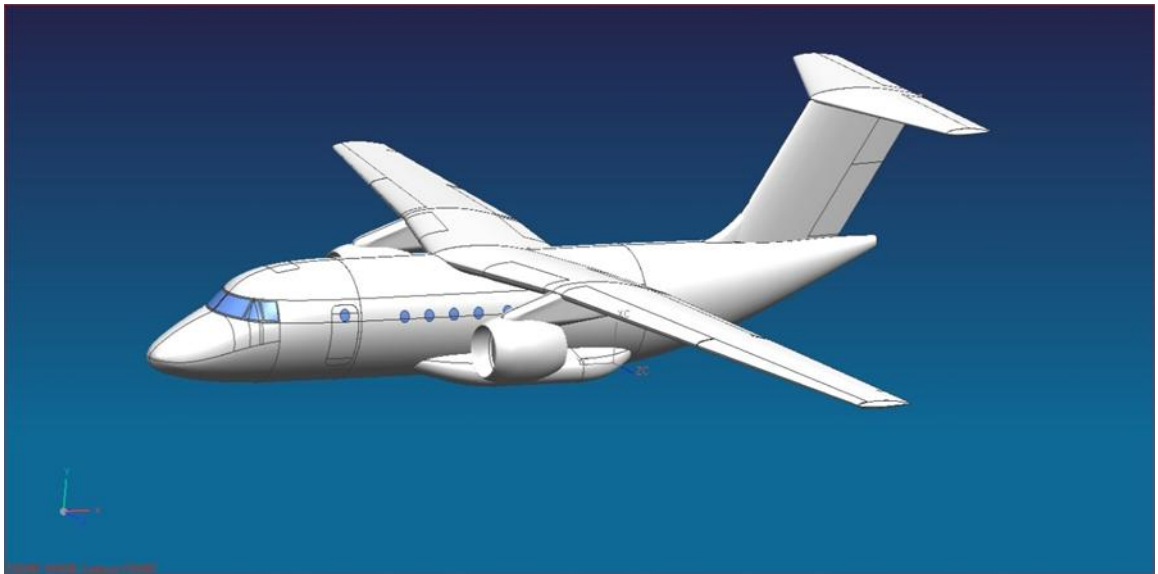


Рис. 1.11 Майстер-геометрія проектованого літака

1.2.3 Висновок

У результаті проведеної роботи було проведено розрахунок основних льотно-технічних характеристик літака, а також деяких показників поздовжньої динамічної стійкості та керованості.

Порівнюючи отримані результати і статистичні дані можна зробити висновок про відповідність проектованого ЛА вимогам, які висуваються до нього:

1. Аеродинамічні характеристики ЛА забезпечують стійкий, безпечний і економічно вигідний крейсерський режим польоту.
 2. Літак має прийнятні для ЛА свого класу злітно-посадкові характеристики.
 3. Характеристики статичної та динамічної стійкості відповідають нормі.
- Виходячи з отриманих даних, можна зробити висновок, що цей літак цілком відповідає висунутим до нього вимогам безпеки, аеродинаміки, дальності і тривалості польоту, злітно-посадкових характеристик, статичної та динамічної стійкості і керованості, експлуатації.

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Призначення та склад паливної системи

Паливна система літака призначена для розміщення запасу палива, яке забезпечує польот ВС на визначену відстань або тривалість, безперебійного подавання його до двигунів у необхідній кількості та при потрібному тиску.

Паливна система сучасного ВС є складною електрогідромеханічною функціональною системою, призначеною для надійного живлення паливом маршевих двигунів та ВСУ в передбачуваних умовах експлуатації. Її надійна робота є одним з найважливіших чинників забезпечення безпеки польотів.

Структура паливної системи визначається її функціями, до яких відносяться:

- заправка паливних баків за заданою програмою;
- розміщення на борту літака палива у кількості, необхідній для польоту на передбачену відстань з урахуванням резервного запасу палива;
- безперервне подавання палива в двигуни у польоті та на землі від моменту їх запуску до навмисного зупинення;
- перекачування палива з одних баків в інші в процесі його виробництва або для зміни центрування літака;
- захист паливних баків від неприпустимого зайвого тиску чи вакууму під час їх заправки та виробництва палива;
- відлив відстою при технічному обслуговуванні та аварійний відлив палива в польоті;
- захист паливних фільтрів від замерзання;
- вимірювання і індикація кількості палива в баках та його витрати в процесі виробництва;
- сигналізація про стан та режими роботи, попереджувальна сигналізація "АВАРІЙНИЙ ЗАЛИШОК ПАЛИВА" та "ЗАСМІЧЕННЯ ПАЛИВНОГО ФІЛЬТРА".

Основні спеціальні вимоги до паливних систем:

- забезпечувати надійне живлення двигунів на всіх режимах і висотах польоту незалежно від стану оточуючого середовища;
- бути зручними в експлуатації, безпечними з пожежного погляду, мати високу життєздатність;
- мати достатню ємність паливних баків для забезпечення визначеної тривалості та дальності польоту та повинна включати аварійний (авігаційний) запас на 45 хвилин польоту на крейсерському режимі (згідно з нормами FAR і JAR);
- забезпечувати порядок виробництва палива, яке незначно впливає на зміну центрування повітряного судна протягом польоту.

Паливна система літака включає такі підсистеми:

- живлення двигунів паливом;
- централізованого заправлення паливом на землі;
- аварійного сливання палива;

- дренажу та наддува паливних баків;
- наддува паливних баків нейтральним газом.

На рисунку 2.1 наведено типову схему паливної системи двомоторного пасажирського літака.

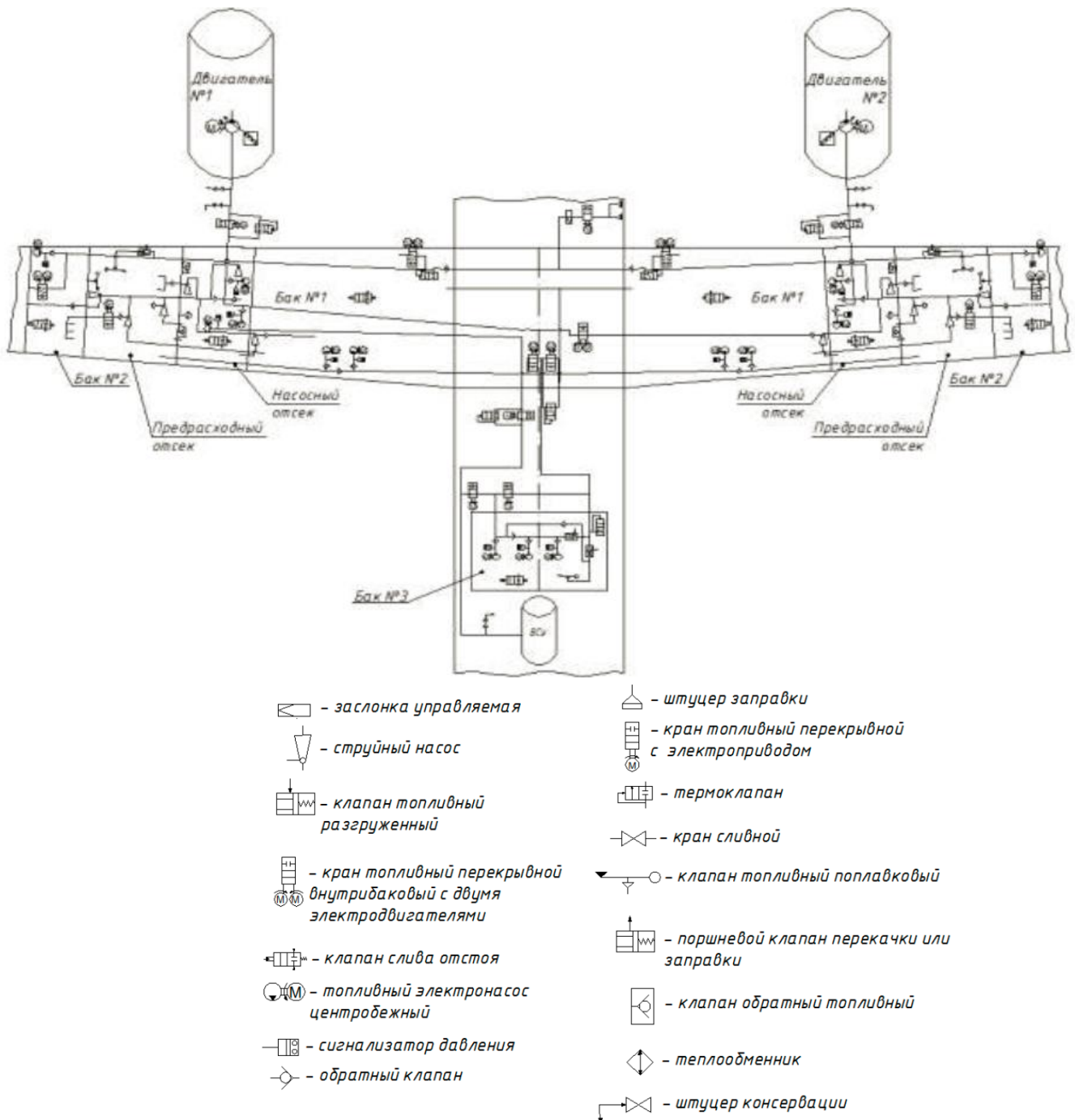


Рис. 2.1 – Приклад типової схеми паливної системи двомоторного пасажирського літака

У загальному випадку **система живлення** літака складається з трьох систем:

- система пуску;
- основна система;
- система форсажу.

Система живлення топливом включає в себе:

- баки або відсіки ЛА, в яких розміщується запас палива;
- насоси, які подають паливо від баків до двигунів;
- насоси, які перекачують паливо з одного бака в інший;
- крани управління виробленням палива (перемикання баків);
- крани екстреного відключення подачі палива в двигуни (протипожежні крани);
- крани для сливу осідання палива в різних точках системи;
- різноманітні трубопроводи, фільтри та інші агрегати.

2.2 Система виробітку палива

2.2.1 Способи виробітку палива

Ефективність роботи паливної системи визначається методом вироблення палива з баків та ступенем резервування.

Існують такі способи вироблення палива:

- самопливом;
- витісненням;
- за допомогою насосів, що підкачують або перекачують.

Вироблення палива з баків самопливом застосовується на ВС із порівняно малопотужними поршневыми двигунами, де потрібний тиск палива на вході в насос двигуна невеликий. У сучасних ВС з ГТД підвищеної потужності з великою витратою палива вироблення самопливом використовується як резервний спосіб у разі відмови всіх насосів, що підкачують. Однак при цьому зменшується висота польоту, до якої забезпечується безперебійне подання палива до двигунів. Самоплив використовується також для переливу палива з високорозташованих баків в низькорозташовані.

Вироблення палива витісненням з баків здійснюється шляхом регульованого наддуву баків нейтральним газом або повітрям. Надпаливний простір баків ізолюється від навколишнього повітря, і в баках створюється надлишковий тиск, достатній для забезпечення необхідної подачі палива двигуни на всіх висотах польоту ВС.

Перевагою такого способу виробництва палива є відсутність підкачувальних насосів, що дає можливість істотно скоротити кількість споживачів електроенергії на борту ВС, а також відсутність системи дренажу і відносна простота паливної системи. Однак такий спосіб вироблення паливних баків не отримав широкого застосування в літакобудуванні. Вироблення палива витісненням пов'язана створенням у баках значного надлишкового тиску, необхідного для подолання опору магістралі живлення та створення певного тиску палива на вході у двигуни. Наявність надлишкового тиску паливних баках істотно обтяжує конструкцію. Це меншою мірою стосується паливних баків циліндричної форми як найбільш раціональної для конструкцій, що працюють під надлишковим тиском. Таку форму мають паливні баки зовнішньої підвіски, які застосовуються на вертольотах, літаках-винищувачах та інших ВС.

Вироблення палива витісненням з крилових баків-кесонів, що є переважною конструкцією паливних ємностей на сучасних ВС, практично неприйнятна. Наявність надлишкового тиску всередині герметизованих кесонів значно ускладнює конструкцію крила.

При великих витратах палива двигунами втрати напору в магістралі досить великі, у зв'язку з чим надлишковий тиск, необхідне вироблення баків-кесонів витісненням, стає неприйнятним з міркувань міцності. Циклічне навантаження кесонів настільки значним надлишковим тиском може призвести до втомливого руйнування силових елементів конструкції. Вироблення палива витісненням не набула широкого застосування ще й тому, що такий спосіб не забезпечує експлуатаційну надійність системи живлення двигунів при порушенні герметичності баків внаслідок їх ушкодження.

У паливних системах сучасних ВС наддув баків застосовується збільшення висотності паливних насосів. Надлишковий тиск при цьому визначається лише потрібним натиском на вході в баковий насос, що підкачує, що значно менше наддуву, необхідного для вироблення витісненням, і тому не надає істотного впливу на ресурс крила.

Перекачування та підкачування палива є найбільш поширеним способом вироблення паливних баків ВС. Це здійснюється за допомогою електроприводних відцентрових насосів (ЕЦН). Застосування насосних агрегатів забезпечує висотність паливних систем і високий рівень резервування живлення двигунів допливом.

Переваги:

- можливість автоматизувати роботу паливної системи;
- реалізувати вироблення паливних баків за заданою програмою;
- полегшує сигналізацію та контроль роботи паливної системи.

Однак експлуатаційна надійність паливної системи гарантується лише за умови надійного електроживлення насосних агрегатів та інших елементів паливної системи.

Недоліки:

- велика маса паливних агрегатів;
- підвищена пожежна небезпека внутрішньобічної установки ЕЦН;
- обмежений ресурс насосних агрегатів;
- значна споживана потужність електромережі.

2.2.2 Схеми з'єднання паливних баків

Раціональна подача палива в двигуни має забезпечувати:

- мінімізацію гідравлічних втрат у паливній системі;
- скорочення довжини паливопроводів;
- зменшення розмірів баків вздовж розмаху крила з метою зниження впливу переливання палива в незаповненому баку при еволюціях літака на центрування ВС. З цією метою паливні баки поділяють окремі групи, які з'єднуються між собою паралельно або послідовно магістраллю подачі палива.

Існує кілька схем подачі пального від баків до двигунів: послідовна, паралельна, з витратним баком і т.д.

Вибір схеми виробітку палива визначається типом ЛА, його призначенням, характеристиками.

При застосуванні схеми подачі палива з витратним баком пальне з інших баків постійно перетікає або перекачується в один витратний бак, а з нього вже подається до одного або кількох двигунів протягом усього польоту. За іншою схемою подача пального здійснюється послідовно з кількох баків: у міру спорожнення одного бака починається подача пального з чергового бака.

На рисунку 2.2 зображено типова схема послідовності вироблення палива з баків ВС. Такий порядок вироблення палива незначно впливає на зміну центрування ЛА протягом польоту.

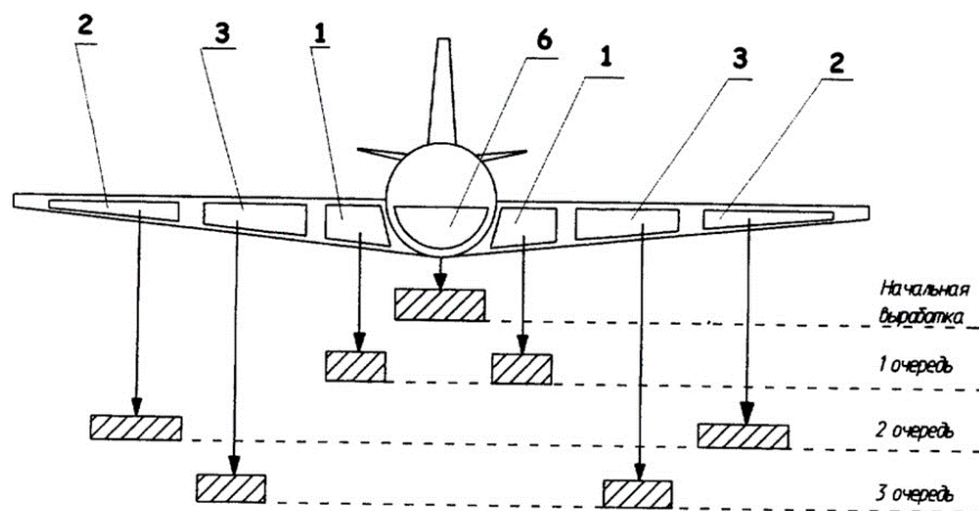


Рис. 2.2 – Типова схема послідовності вироблення палива з баків ВС

Перекачування палива з одних баків в інші на ЛА реалізується за 2-ма схемами-променевою та колекторною.

При променевій схемі пальне з кожного бака перекачується окремою магістралі, оснащеної поплавковим клапаном, керуючим подачею палива у видатковий бак.

При колекторній схемі пальне з усіх баків перекачується загальною магістралі.

Подачу пального насоси високого тиску двигунів для забезпечення їх безкавітаційної роботи здійснюють при декількох ступенях підвищення тиску за допомогою насосів.

Спочатку тиск підвищують насосами, розташованими у баках, потім насосом, розташованим у магістралі, а потім уже – насосом, розташованим безпосередньо у двигуні.

Велика увага приділяється питанням надійності під час подачі пального. Наприклад, літаком АН-124 у складі паливної системи є 4-ре автоматизовані групи, кожна з яких живить «свій» двигун. Але при цьому можливе подання пального з будь-якої паливної групи до будь-якого двигуна. А у разі

знеструмлення борту літака пальне до двигунів йде самопливом. При тривалих польотах на висотах пальне значно охолоджується, тому на борту літака є пристрій підігріву палива для попередження закупорки трубопроводів і фільтрів кристаликами льоду.

Часто пальне використовують для охолодження олії системи мастила двигунів. Для цієї мети більшість авіаційних двигунів оснащуються паливомасляними теплообмінниками (радіаторами). На надзвукових ЛА пальне використовується для охолодження повітря в системі кондиціонування, для охолодження робочої рідини гідросистеми, енерговузлів та приладових відсіків.

Принципова схема паливної системи з витратним баком показано на рисунку 2.3.

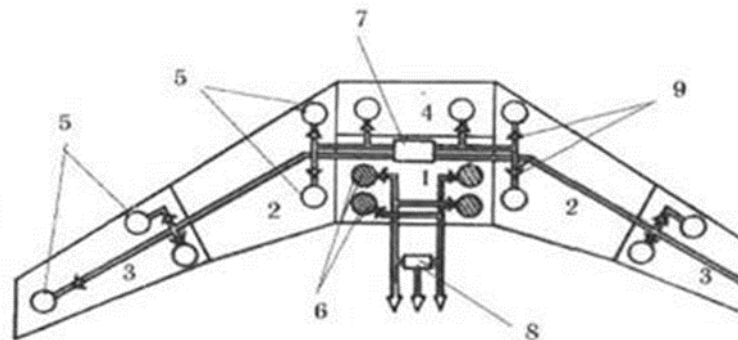


Рис. 2.3 – Принципова схема паливної системи з витратним баком: 1 – кесон-бак витратний; 2, 3, 4 – кесон-баки; 5 – насоси перекачування; 6 – підкачує насос; 7 – порціонер; 8 – блок зворотних клапанів; 9 – зворотні клапани

Для забезпечення живлення паливом двох, трьох, чотирьох або більше двигунів застосовуються залежно від компонування ВС та числа двигунів такі схеми подачі палива:

- автономне;
- централізовані;
- пайові;
- централізовано-часткові.

Автономна подача палива (рисунок 2.4) полягає в тому, що паливо до кожного двигуна подається від певних груп баків, при цьому магістралі живлення з'єднані між собою магістраллю перехресного живлення. Автономна подача палива з послідовним виробленням чергових груп баків через видаткові баки (відсіки) зображено на рисунку 3.4.

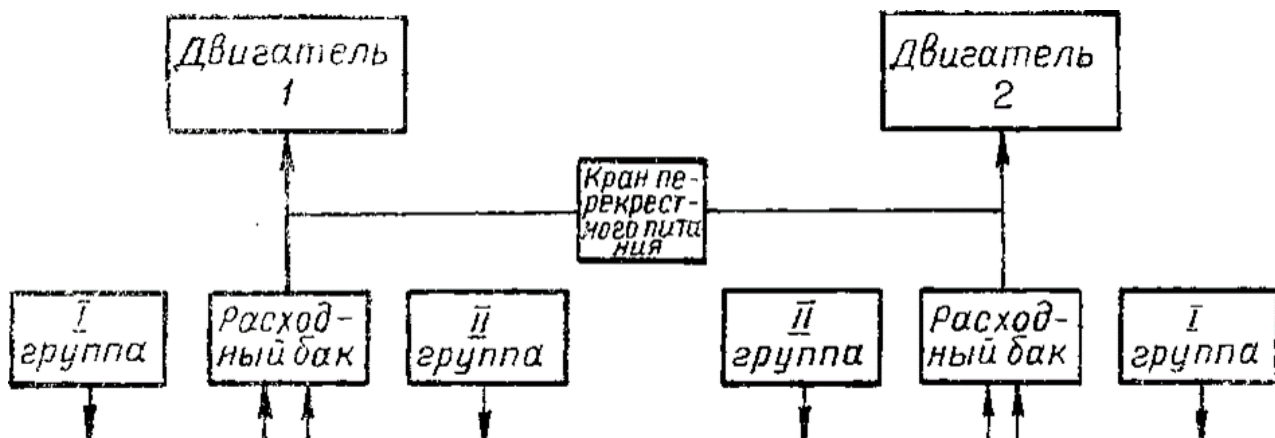


Рис. 2.4 – Автономна подача палива

Централізована подача палива виконується таким чином, що паливо подається в двигуни з одного витратного бака. Внаслідок відмов у системі перекачування при централізованій подачі палива може виникнути така ситуація, коли за наявності на борту ВС десятків тонн палива живлення двигунів стає неможливим. У зв'язку з цим у системі перекачування палива передбачено дублювання та резервування її функціональних елементів, а також включені елементи, що забезпечують відмову та контроль за роботою системи

Пайова подача палива зазвичай застосовується на ВС з непарним числом двигунів, коли подачу палива до середнього двигуна забезпечують підкачують насоси двох забірних магістралей, що ведуть свій початок від двох видаткових баків. Внаслідок розкиду напірних характеристик підкачувальних насосів у межах допусків, а також через різницю гідравлічних втрат лівої та правої гілок живлення середнього двигуна неминуче несиметричне вироблення палива. У зв'язку з цим при пайовій подачі палива виникає необхідність забезпечення автоматичного вирівнювання подачі, що веде до ускладнення паливної системи. Несиметричне вироблення палива спостерігається також у паливних системах з автономною подачею палива у разі живлення одного двигуна від двох забірних магістралей з відкритим краном перехресного живлення.

Централізовано-пайова подача палива застосовується на ВС з непарною кількістю двигунів, харчування яких здійснюється із загального видаткового бака. При цьому видатковий бак практично протягом усього польоту залишається заповненим, тому що його ємність не перевищує навігаційного запасу палива, що виробляється лише позаштатної ситуації. Такій схемі також притаманна несиметрична вироблення палива з чергових груп баків через неідентичність напірних характеристик перекачувальних насосів і магістралей перекачування.

2.3 Системи заправки, зливу палива та дренажу баків

Для забезпечення експлуатаційної технологічності паливної системи на ВС передбачається система ЦЗ (центральної заправки) паливом, засоби зливу відстою (дренажу) з метою контролю відсутності води та забруднень у паливних баках. ВС з великою кількістю палива, що заправляється на політ, обладнуються системою аварійного зливу для зменшення польотної маси в разі необхідності екстреної посадки.

2.3.1 Система заправлення паливних баків

Заправка паливних баків сучасних ВС проводиться через централізовану систему заправки. За потреби можливе заправлення або дозаправлення через верхні заливні горловини в кожному баку (групі баків).

Відкрита заправка паливом через заливні горловини має ряд **недоліків**:

- велику тривалість заправки, обумовлену малою швидкістю перебігу палива та додатковим часом на підготовчі операції (відкриття та закриття пробок заливних горловин, переміщення роздавального шланга, включення та своєчасне вимикання насоса паливозаправника);
- необхідність у драбинах, довгих шлангах для розміщення обслуговуючого персоналу на крилі у заливних горловин, пошкодження лакофарбових покриттів через переміщення по крилу обслуговуючого персоналу та заправних шлангів;
- Можливість попадання в баки вологи та пилу, підвищена пожежна небезпека.

Недоліки, властиві відкритій заправці, усуваються застосуванням ЦЗ (закритої), при якій забезпечується одночасна подача палива в баки в залежності від заданої програми заправки одним або декількома паливозаправниками (ТЗ) через бортові штуцери, чим досягається більша швидкість заправлення. виправлення. Подача палива при закритій заправці може досягати 1500 л/хв за тиску до 0,45 МПа. Бортові заправні штуцери та наконечники роздаткових шлангів ТЗ виконуються за розмірами, передбаченими міжнародним стандартом. Для зручності обслуговування та зменшення потрібної довжини роздавальних шлангів бортові заправні штуцери розташовуються в нижній доступній частині ВС — в носінні центроплана крила, в обтічниках і гондолах шасі. Такий вид заправки називають заправкою знизу. Застосування ЦЗ істотно знижує трудомісткість і скорочує час оперативного технічного обслуговування. Так, час повної заправки паливом баків літака Ту-154 при зазначеній продуктивності ТЗ становить не більше 15 хв, літака Іл-86 — не більше 20 хв.

Однак великі швидкості та підвищені тиски ЦЗ становлять серйозну небезпеку руйнування крила при переповненні баків-кесонів, що вимагає конструктивних заходів захисту баків від підвищення в них тиску при закритій заправці. До недоліків, пов'язаних із застосуванням ЦЗ, відносять збільшення маси паливної системи, викликане розміщенням на ВС магістралей і агрегатів ЦЗ, і неможливість повної заправки баків внаслідок спрацьовування клапанів граничного рівня.

2.3.2 Система аварійного зливу палива

У льотній експлуатації ВС з великим запасом палива на борту можливі такі ситуації, за яких виникає необхідність екстреного зменшення польотної маси літака для успішного завершення польоту. Передумовами до такої ситуації можуть бути пошкодження засобів механізації крила, відмови в системах управління кермами, закрилками, шасі, пожежа в силових установках і т. д. У

Для сигналізації наявності в паливі водного відстою в баках літака встановлені датчики вільної води ДСВ. Принцип дії сигналізації наявності водного відстою заснований на різній електропровідності води і палива. Вимірjana електропровідність за допомогою датчика перетворюється в електричний сигнал про наявність вільної води в зоні установки датчика.

Спрацьовування сигналізації наявності вільної води в паливі відбувається при досягненні рівня вільної води 6 мм і вище від опорної площини датчика ДСВ.

Датчик вільної води показаний на рисунку 2.6. Конструктивно ДСВ складається з двох електродів і заземлювача, виготовлених з нержавіючої сталі. Вимірювальний електрод 4 виконаний у вигляді тарілки з зубчастими краями.

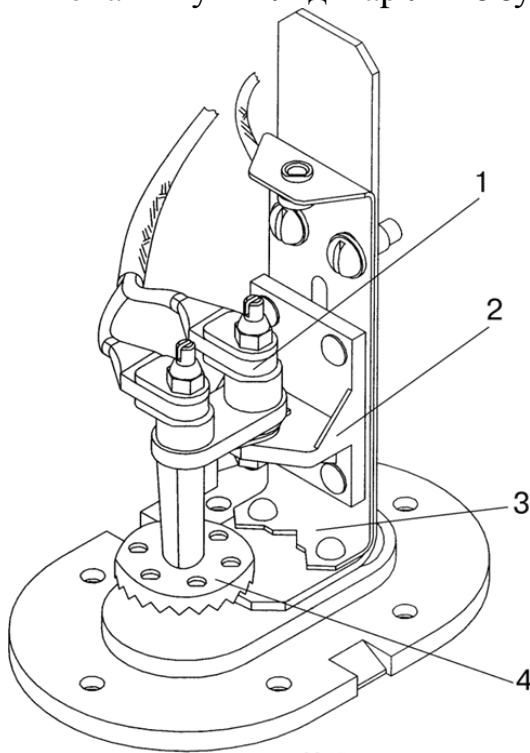


Рис. 2.6 – Датчик вільної води: 1 – електрод; 2 – стійка; 3 – заземлювач; 4 – вимірювальний електрод

Заземлювач 3 являє собою пластину, зігнутий край якої є опорною площиною датчика і служить вузлом кріплення датчика до елементів конструкції. До заземлення кріпиться пресоване ізоляційне підставу, на якому встановлена стійка 2 з пресматеріала з вимірювальним електродом. Підстава і стійка розділені охоронним електродом 1. Підключення датчика здійснюється екранованим кабелем. Вимірювальний електрод з'єднаний з центральною жилою кабелю, охоронний - з екраном за допомогою наконечників, закріплених на клеммах датчика.

Експериментальне дослідження дієвості клапанів зливу з видалення з паливних баків відстійної води показало низьку ефективність зливу відстою палива як засобу підтримки чистоти паливних баків. Внаслідок наявності поздовжнього і поперечного набору кесонів, адгезії (прилипання) забруднень до поверхні бака встановлення клапанів зливу відстою в нижніх точках баків не дає

очікуваного ефекту і не виключає накопичення забруднень в баках, незважаючи на систематичне виконання процедури. Клапани зливу відстою мають зону захоплення забруднень, радіус якої в залежності від конструкції клапана та виду забруднення досягає 50-65 мм. При зливі відстою механічні забруднення і вільна вода видаляються тільки з цієї невеликої зони, тобто практично вся поверхня нижніх панелей кесонів-баків утримує забруднення, які поступово накопичуються. При зливі відстою в зоні клапана формується потік, що забезпечує відбір палива не з придонних, а з вищих середніх шарів. Таким чином, злив відстою палива з літакових баків за допомогою зливальних клапанів має сенс лише як міра контролю кондиційності заправленого палива. Оптимальним з погляду інформативності для аналізу якості є злив перших 200 мл палива, тому обсяг контрольного зливу палива більше 200 мл з однієї точки неефективний.

2.3.4 Дренаж паливних баків

Система дренажу паливних баків підтримує у надпаливному просторі баків тиску в межах, що забезпечують надійне живлення двигунів паливом, заправку та злив. Під час вироблення палива бак заповнюється повітрям або нейтральним газом. Якщо цього не відбувається, то утруднюється вироблення і в баках утворюється розрідження, що може призвести до деформацій та руйнування паливних баків. При заправці баків необхідно забезпечити можливість витіснення з бака повітря без наростання тиску в баку.

Системи дренажу бувають:

- відкритими;
- закритими;
- комбінованими.

На ВС переважно застосовується відкритий дренаж.

Відкрита система дренажу паливних баків виконується так, що баки повідомляються з атмосферою через спеціальні повітрязабірники. Установка забірників проти потоку або під кутом між зрізом забірної патрубку і потоком, що набігає, забезпечує наддув баків і створює в їх надпаливному просторі деякий надлишковий тиск. Мінімальний тиск у системі дренажу паливних баків забезпечується установкою противакуумних клапанів, які при обмерзанні забірника та утворенні в баках розрідження відкривають доступ повітря до системи. На ВС з великою кількістю баків дренаж здійснюється шляхом індивідуального або колекторного повідомлення баків з атмосферою. Індивідуальне повідомлення баків з атмосферою в порівнянні з колекторним відрізняється меншою довжиною трубопроводів, але не дозволяє отримати однаковий тиск у всіх баках. При колекторному повідомленні баків з атмосферою довжина дренажних магістралей більша, ніж при індивідуальному, але при цьому досягається рівномірний тиск у баках. Для забезпечення дренажу заповненого бака та запобігання викиду палива зріз дренажного трубопроводу або поплавковий клапан дренажу поміщають у верхній точці бака. Для запобігання викиду палива через дренаж при еволюціях літака застосовують петлеподібні ділянки трубопроводів. Для звільнення дренажних магістралей від палива, що потрапляє в них, використовують дренажні баки або відсіки, при переповненні

яких паливо з них перекачується або перетікає самопливом в паливні баки. Для більшої надійності дренажні виходи в баки дублюють: один розміщують у кореневій частині бака, інший - в кінцевій (частіше діагоналі). Таким чином при еволюціях літака забезпечується безперервне сполучення надпаливного простору баків із парканом дренажу.

На рисунку 2.7 показана схема системи дренажу в якій дренажні трубопроводи баків напівкрила заведені в дренажний бак 6, до якого приєднаний повітрязабірник 4, що складається з забірного патрубку і клапанного колектора, з двома запобіжними 3 і чотирма вакуумними клапанами 5. з атмосферою, коли вироблення палива відбуватиметься при загнутому або обмерзломому забірнику дренажу. Основний дренаж баків здійснюється через трубопроводи 2, заведені з дренажного бака у верхні точки паливних баків. Додатковий дренаж забезпечується через клапани поплавця 1, встановлені в магістралях дренажу. Паливо, що потрапляє в дренажний бак, переливається в бак 4А самопливом по спеціальному переливному трубопроводу 7. При нахилі літака паливні баки, розташовані в опущеному крилі, дренажуються через основний дренаж, а баки в піднятому крилі - через додатковий (через зворотні клапани) . У разі обмерзання повітрязабірника при досягненні негативного перепаду тиску в баках відкриваються вакуумні клапани. Якщо закупорка забірника дренажу відбудеться при наборі висоти, то надлишковий тиск у баках, що виникає, при цьому викличе відкриття запобіжних клапанів.

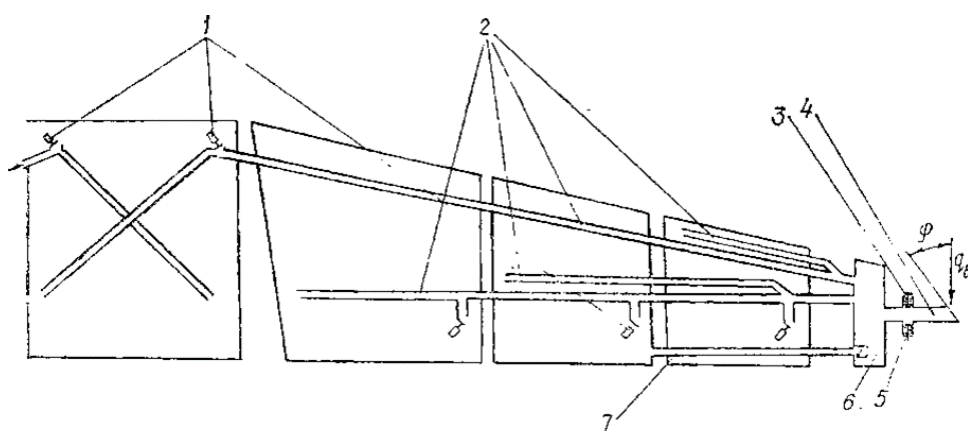


Рис. 2.7 – Схема системи дренажу

Надійності дренажу паливних баків ВС приділяється велика увага, оскільки закупорка дренажних магістралей є передумовою пошкодження конструкції крила або припинення подачі палива в двигуни. Найбільш імовірною причиною порушення дренажу паливних баків є зледеніння дренажних забірників або замерзання конденсату в дренажних трубопроводах, освіта якого обумовлена інтенсивним виділенням водяної пари з палива при наборі висоти.

2.4 Основні відмови топливних систем при експлуатації та організація технічного обслуговування та ремонту

Оцінка технічного стану паливної системи має на увазі, перш за все, отримання інформації про можливі відмови і несправності, можливі в даній системі.

2.4.1 Характерні несправності та відмови паливної системи

На основі багаторічного досвіду експлуатації паливних систем ВС отримано великий статистичний матеріал про характерні відмови різних систем ВС та їх причини. При експлуатації паливних систем літака найчастіше виникають такі основні відмови та несправності:

- відмови насосів, що підкачують, через руйнування підшипників.
- відмовлення електромеханізмів запірних заслінок і кранів через відмову електродвигунів постійного струму.
- витіки, викликані зносом ущільнювальних кілець і втулок, і навіть зовнішньої негерметичністю з'єднань.
- падіння та коливання тиску палива внаслідок розрегулювання та виходу з ладу паливних насосів, редукційних клапанів тощо.
- замерзання палива у трубопроводах внаслідок обводнення палива, а також відмов системи радіаторів, насосів.

Тривалий час контролю технічного стану агрегатів паливної системи використовується прилад "Тест", який контролює стан паливної системи, використовуючи комплекс параметрів:

- час відкриття та закриття заслінки (крана).
- споживаний електродвигуном струм.
- рівень комутаційного шуму (іскріння), що характеризує технічний стан щітково-колекторного пристрою електродвигуна.

Основну увагу при ТО паливних систем слід приділяти їх герметичності. Насамперед перевіряються місця стиків трубопроводів та агрегатів. Також необхідно перевіряти парканні системи дренажу.

Відмови та пошкодження елементів паливних систем обумовлені:

- конструктивно-виробничими вадами;
- проявом несприятливих властивостей палива, які можуть надавати пошкоджуючу дію і на елементи конструкції двигуна;
- порушеннями технологічності технічного обслуговування та правил експлуатації систем живлення двигунів паливом на землі та в польоті;
- помилками, допущеними під час ремонту ЛА.

До характерних ушкоджень систем належать такі:

1) Течія палива з баків-кесонів та зливних клапанів. Негерметичність баків та клапанів зливу відстою виявляється слідами течі палива на нижніх панелях крила, нішах шасі або під центропланом. Основна причина течі баків - ослаблення заклепувальних з'єднань панелей баків-кесонів, недоброякісна їхня герметизація, а зливних клапанів - руйнування ущільнювальних кілець.

2) Відмови насосів, що підкачують і перекачують. Вони пов'язані з руйнуванням підшипника електродвигунів (супроводжується шумом при їх роботі, вібрацією), зношуванням манжет ущільнення насоса і, як наслідок,

супроводжуються течією палива з дренажних штуцерів насосів, зносом щіток і руйнуванням колекторного вузла електродвигуна.

3) Порушення роботи кранів (пожежних, кільцювання та ін.). Воно відбувається з причин зносу та руйнування ущільнень, елементів приводу заслінок, відмови електромеханізмів.

4) Руйнування корпусів паливних фільтрів. Викликається підвищеними пульсаціями палива у системі.

5) Руйнування мембран, окислення контактів сигналізаторів тиску.

6) Засмічення фільтруючих елементів паливних фільтрів кристалами льоду за низьких температур зовнішнього повітря. Кристали льоду засмічують фільтр магістралі низького тиску, що призводить до суттєвого збільшення гідравлічного опору магістралі та погіршення кавітаційних характеристик основного паливного насоса. Замерзання відстою води в порожнині насоса, що підкачує, може викликати примерзання його ротора до корпусу і руйнування валика приводу насоса при запуску двигуна.

7) Засмічення фільтруючих елементів і форсунок мікрозабруднення при високих температурах палива (вище 100.110°C). При цьому з палива у вигляді осаду виділяється сірчисті сполуки, оксиди металів, смоли та тверді вуглецеві частинки, що утворюються внаслідок розкладання термічно нестабільних фракцій палива. Цей осад викликає також підвищене зношування паливних насосів.

8) Попадання повітря у систему. Воно призводить до порушення режимів роботи паливних регуляторів, коливання частоти обертання ротора та вимкнення двигуна, кавітації в трубопроводах та насосах. Тому після тривалої стоянки ЛА повітря видаляють із паливних магістралей через спеціальні клапани.

9) Руйнування паливних трубопроводів. Вони відбуваються внаслідок їх коливань і становлять значну частину всіх відмов утомного походження в ВМД. Руйнування трубопроводів спостерігаються, як правило, у місцях концентрації напруг: у зонах приварювання та припаювання ніпелів, по переходу циліндричної ділянки труби в розвальцьований конічний, під затискачами труб і в місцях їх максимальної вигнутості. Тріщини вздовж утворює трубопроводу виникають під дією пульсації тиску палива, а окружні тріщини - в результаті циклічного вигину вібраціями, що передаються від корпусу двигуна. Зниженню міцності втоми трубопроводів сприяють спотворення форми їх поперечного перерізу, монтажні напруги, поверхневі пошкодження (вм'ятини, вибоїни, ризики і т.п.). Тому до якості монтажу трубопроводів висуваються високі вимоги.

2.4.2 Технічне обслуговування паливної системи

Одним із шляхів підвищення БП та зниження аварійності ВС є вдосконалення системи ТО та Р авіаційної техніки.

Основними роботами з обслуговування паливної системи є:

- перевірка стану трубопроводів та агрегатів системи,
- перевірка роботи підкачувальних та перекачувальних насосів, порціонера, паливного насоса ЗСУ;
- перевірка герметичності системи живлення основних двигунів та перекиривних (пожежних) кранів;

- роботи з заправки та зливу палива.

ТО паливної системи здійснюється відповідно до регламенту ТО та здійснюється відповідно до технологічних карт.

Розглянемо типові технологічні карти, що застосовуються під час експлуатації та обслуговування паливної системи літака.

- 1. Регулювання/випробування** - Перевірка працездатності системи подачі палива (Технологічна карта №1)
- 2. Огляд/перевірка** - Огляд-паливних магістралей у гондолах двигунів, у крилі та у відсіку ВСУ (Технологічна карта №2)

Таблиця 2.1 – Технологічна карта №1

Технологічна карта №1			
Пункт РО	Назва роботи	Трудоємність (Люд-Г)	
	Перевірка працездатності системи подачі палива		
Зміст операції та технічні вимоги (ТВ)		Роботи, які виконуються при відхиленнях від ТВ	Конт роль
<p>Робота виконується при активній бортовій мережі літака з постійним струмом напругою 27 В.</p> <p>Повинні горіти табло "ДВИГ1 (2) - ДАШ ПІДКАЧ НЕМАЄ".</p> <p>Виконуючи наступні дії:</p> <p>1. Перемістіть перемикачі "ТОПЛИВОМІР" в верхнє положення.</p> <p>Індикатори повинні показувати кількість палива у лівому та правому баках.</p> <p>2. На ПКУ-140 натискайте чотири кнопки-табло "№ 1. НАСОС № 2" до тих пір, поки верхні поля</p>			

кнопок-табло не засвітяться.

ВАЖЛИВО! Вмикайте насоси лише в наявності палива в баках.

3. Повторно натискайте кнопку-табло насосів, щоб засвітилися верхні поля кнопок-табло.

4. Натисніть кнопку-табло крана кільцювання "КІЛЬЦ" для того, щоб поле "НЕ ЗАКР" засвітилося та горіло до повного відкриття крана, після чого це поле має згаснути, а нижнє поле засвітитися.

5. Повторно натисніть кнопку-табло крана кільцювання, щоб поле "НЕ ЗАКР" світилося та нижнє поле згасло. Після закриття крана табло "НЕ ЗАКР" повинно згаснути.

6. Перемістіть перемикачі "ПОЖЕЖНІ КРАНИ" в положення "ВІДКР". Світлосигналізатори "НЕ ЗАКРИТ" мають короткочасно (3-5 с) засвітитися, після чого вони мають згаснути, а світлосигналізатори "ВІДКР" повинні засвітитися.

7. Перемістіть перемикачі "ПОЖЕЖНІ КРАНИ" в положення "ЗАКР". Світлосигналізатори "ВІДКРИТИЙ" повинні згаснути, короткочасно засвітитися і згаснути світлосигналізатори "НЕ ЗАКРИТИЙ".

8. На щитку "КОНТР ПАЛИВОМІРІВ" натисніть кнопку "МІН". На індикаторах паливоміру та пульта контролю температури (ПКТ-140) мають з'явитись нулі. Після відпускання кнопки індикатори повинні повернутись у вихідне положення.

9. Натисніть "МАКС".

На індикаторах паливоміру та ПКТ-140 повинні висвітлитися вісімки. Після відпускання кнопки індикатори повинні повернутися у вихідне положення.

10. Увімкніть один із насосів, натиснувши одну з кнопок-табло "№ 1 НАСОС № 2".

11. Натисніть на 2-3 секунди кнопку "РЕЗЕРВ ЗАЛИШОК t ТОПЛ НИЗКА".

Повинно на 3-7 секунд засвітитися табло "t ТОПЛ НИЗКА", а через 20 секунд - на 3-7 секунд засвітитися табло "РЕЗЕРВ ЗАЛИШЕННЯ ТОПЛ". Якщо перед перевіркою одне з цих табло горіло, воно на 3-7 секунд гасне. При цьому обнуляються показання індикатора температури.

Якщо табло "ДИСБАЛАНС ТОПЛ" та "ТОПЛ СИСТ - НЕІСПР" не горять, одночасно натискайте на 2-3 секунди кнопки "МІН" і "РЕЗЕРВ ЗАЛИШОК t ТОПЛ НИЗКА".

Повинні на 3-7 секунд засвітитися ці табло.

12. Одночасно на 2-3 секунди натискайте кнопки "МІН" та "РЕЗЕРВ ЗАЛИШОК t ТОПЛ НИЗКА". Табло "t ТОП НИЗЬКА", "ДИСБАЛАНС ТОПЛ", "ТОПЛ СИСТ НЕІСПР" повинні на 3-7 секунд засвітитися, а показаники температури палива обнуляться, через 20 секунд - засвітитися табло "РЕЗЕРВ ЗАЛИШАННЯ ТОПЛ".

ПРИМІТКИ:

1. Якщо табло "РЕЗЕРВ ЗАЛИШЕННЯ ТОПЛ" і (або) "t ТОПЛ НИЗКА" горять перед перевіркою,

то вони (воно) повинні згаснути і знову засвітитися.

2. Якщо табло "ДИСБАЛАНС ТОПЛ" горить перед перевіркою, воно продовжує горіти.

3. Після виконання цієї перевірки вимкніть насос, який був увімкнений (див. п. 10).

13. Перемістіть перемикач "ПІДГОТОВКА ЗАПУСКУ ВСУ" на щитку запуску ВСУ в верхнє положення.

УВАГА! ВИКОНУЙТЕ ЦЮ ОПЕРАЦІЮ ТІЛЬКИ З НАЯВНІСТЮ ПАЛИВА В ПРАВМУ БАКУ.

Табло "НЕМАЄ ДАВЛ ПАЛИВА" повинно вимкнутися, табло "ТОПЛ НАСОС" має засвітитися, і світлосигналізатор "НЕ ЗАКР" на щитку "ПОЖЕЖНИЙ КРАН ВСУ" повинен короткочасно (3-5 секунд) засвітитися, а потім вимкнутися. Також повинен загорітися світлосигналізатор "ВІДКР".

ПРИМІТКА: Перед виконанням цієї перевірки увімкніть БУК на щитку.

14. Перемістіть перемикач "ГОДГ.ЗАПУСКА ВСУ" у положення "ВІДКЛ". Табло "ТОМ НАСОС" та світлосигналізатор "ВІДКР" повинні вимкнутися. Короткочасно (3-5 секунд) має засвітитися і потім вимкнутися світлосигналізатор "НЕ ЗАКР", а табло "НЕМАЄ ДАВЛ ПАЛИВА" повинно ввімкнутися.

15. Перемістіть перемикачі "ТОПЛИВОМЕР" у положення "ВІДКЛ". Індикатори паливоміру

повинні вимкнутися.		
---------------------	--	--

Таблиця 2.2 – Технологічна карта №2

Технологічна карта №2			
Пункт РО	Назва роботи	Трудоємність (Люд-Г)	
	Огляд паливних магістралей у гондолах двигунів, у крилі та у відсіку ВСУ		
Зміст операції та технічні вимоги (ТВ)		Роботи, які виконуються при відхиленнях від ТВ	Контроль
<p>1. Відкрийте бічні кришки 413-1АЛ, 413-1АП, 423-1АЛ, 423-1АЦ капотів двигунів.</p> <p>2. Відкрийте панелі 511-4А, 511-4Б, 531-4А, 531-4В, 531-4Г, 611-4А, 611-4Б, 631-4А, 631-4В, 631-4Г на нижній поверхні крила перед переднім лонжероном и за заднім лонжероном в районі між двигунами та фюзеляжем, кришки 313-4А, 314-4А відсіку ВСУ.</p> <p>3. Відкрийте панелі на нижній поверхні крила: 611-4Б - лівого напівкрилка, 512-4А, 531-4А, 531-4В - правого напівкрила – під пожежними кранами двигунів, ВСУ та під краном кільцювання.</p> <p>4. Проведіть огляд паливних агрегатів, трубопроводів та їх з'єднань і переконайтеся у наступному:</p> <ul style="list-style-type: none"> • відсутності витоку палива; • наявності та цілісності ізоляції на точках з'єднань трубопроводів, надійності кріплення 		<ul style="list-style-type: none"> • Усуньте причину негерметичності; • Відновіть контровку, закріпіть трубопроводу; • Замініть кронштейн, хомут; • Відбортуйте трубопровод. 	

трубопроводів; <ul style="list-style-type: none"> • цілісності кронштейнів кріпельних елементів для трубопроводів та хомутів; • наявності зазорів між трубопроводами та конструкцією літака; • відсутності наклепа та потертостей. 		
--	--	--

2.4.3 Розробка заходів щодо вдосконалення

Вдосконалення системи вироблення палива може бути досягнуто за допомогою таких заходів:

1) У насосному відсіку рекомендується встановити клапан перекачування. У кожному витратному відсіку слід встановити два клапани перекачування, які будуть обмежувати рівень палива під час перекачування із інших відсіків.

2) Рекомендується встановити насоси із противиливним пристроєм. Один з двох насосів повинен мати противідливний стакан для забезпечення вироблення палива при негативних навантаженнях. Оригінальна конструкція насосів дозволяє їх заміну без зливу палива з бака.

3) Для більш потужних насосних агрегатів рекомендується переходити на насоси з електродвигунами змінного струму. Зменшення маси приводу можна досягти переходом на систему трифазного струму з напругою 115/200 В і частотою 400 Гц. Використання електродвигунів, які працюють на змінному струмі, має переваги у відсутності колектора та щіток, що підвищує їхній ресурс та знижує рівень радіоперешкод.

4) Паливовимірювальна система. Система вимірювання та управління паливом СУІГ5-5 виконує такі функції:

- замір кількості палива у кожному баку, визначення сумарного об'єму пального на літаку та передача цієї інформації екіпажу через використання індикаторів;
- вимірювання об'єму палива в баках під час їх заправки, надсилання сигналів для закриття паливних кранів при заповненні та відображення інформації на індикаторах заправки;
- видача сигналу про резервний об'єм палива;
- надання інформації про загальний запас палива для бортових та наземних систем реєстрації;
- керування автоматичним виробленням палива.

Система складається з двох частин: вимірювальної та автоматичної.

Керування системою здійснюється з робочих місць пілотів та панелі управління централізованою заправкою.

Індикатори заправки розташовані на панелі централізованої заправкою, кабінні індикатори об'єму палива - на середній панелі приладової дошки льотчиків та нижній панелі приладів пульта передпольотної підготовки.

2.5 Висновок

1. Внаслідок вдосконалення системи вироблення палива, літак отримає значні переваги в ефективності та безпеці експлуатації.

2. Встановлення клапанів перекачування та насосів із противиливним пристроєм сприятиме підтриманню стабільного рівня палива, особливо при негативних навантаженнях.

3. Перехід на насоси з електродвигунами змінного струму дозволить зменшити масу приводу і підвищить загальну надійність системи.

4. Впровадження паливовиміральної системи СУІТ5-5 забезпечить точне вимірювання та контроль кількості палива, що підвищить якість інформації для екіпажу та покращить управління автоматичним виробленням палива.

В цілому, ці вдосконалення сприятимуть підвищенню продуктивності та безпеки польотів літака. Паливна система літака відзначатиметься простотою конструкції та експлуатації. Буде мати високий рівень доступності для обслуговування, можливість легкого ремонту і контролю. Ці характеристики гарантують надійність обслуговування та оптимальні технологічні властивості під час експлуатації.

3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛІТІВ

3.1 Загальна характеристика людського фактора

Людський фактор — це наука про людей у тій обстановці, в якій вони живуть і трудяться, про їхню взаємодію з машинами, документацією та навколишнім оточенням, а також про взаємодію людей між собою.

Цілі дослідження в галузі ЛФ полягають у забезпеченні ефективності та безпеки функціонування авіаційного комплексу, а також нормального самопочуття кожного індивідуума, зайнятого в ньому.

Причина помилки, пов'язаної з діяльністю людини в системі, може бути:

- зумовлено на етапі проектування системи (недоліки в конструкції ЛА або наземного обладнання);
- спровокована недостатньою підготовленістю персоналу;
- викликана погано відпрацьованими процедурами, недосконалістю концепції та формату чинних контрольних переліків або посібників.

Наука ЛФ охоплює такі аспекти діяльності як елемента складної ергатичної системи:

- прийняття рішень;
- пізнання;
- проектування ергономічних дисплеїв, органів управління, обладнання кабіни екіпажу та салону;
- здійснення надійного ефективного зв'язку;
- створення дружнього користувача програмного забезпечення;
- підготовка планів та технологічних карт, а також такої документації, як посібники з експлуатації ЗС, контрольні переліки тощо;
- відбір кадрів;
- перевірка знань та навчання та персоналу;
- розслідування авіаційних подій та розробка заходів щодо їх запобігання.

ІКАО публікувало список найпоширеніших недоліків технічного обслуговування. Відповідно до цього списку до них у порядку зустрічальності відносяться такі головні проблеми технічного обслуговування:

- неправильне складання компонентів, з'єднання не тих елементів;
- несправності електропроводки (включаючи перехресні з'єднання);
- залишені на повітряному судні предмети (наприклад, інструменти тощо);
- неправильно виконана змазка;
- незакріплені кожухи, кришки оглядових люків, обтічники;

- незняті перед вильотом чеки, що запобігають ненавмисному прибиранню шасі.

В авіації під "людським фактором" розуміють помилки всіх, хто має відношення до експлуатації авіаційної техніки:

- 1) льотний склад;
- 2) обслуговуючий технічний персонал;
- 3) фахівці служби Управління повітряним рухом (диспетчери, оператори радіолокаційних станцій тощо);

4) постачальники запасних частин і комплектуючих. Приклад: катастрофа літака Convaир 580 фірми Partnair 8 сент. 1989 р. біля берегів Норвегії. Із 58 пасажирів, які перебували на борту, не вижив ніхто. Причина відриву кіля - 4 контрафактні болти кріплення кіля до фюзеляжу, вироблені не фірмою-виробником літака, а ретельно підроблені. Їхня міцність через іншу термообробку - лише 60% номінальної. Такий болт фірмового виробництва коштує ~\$250, а контрафактний - всього ~\$30. Цікаво, що підроблені документи на таку деталь коштують дорожче за саму деталь. У США FAA провела розслідування і з'ясувала, що підроблені та зняті зі списаних літаків деталі та комплектуючі становлять до ___ % деталей, які продають експлуатуючим організаціям. Навіть на "борту №1" (літак президента США) виявлено контрафактні деталі. Після масових перевірок і арештів дилерів, які продавали такі деталі, у США та інших розвинених країнах у цьому питанні наведено лад;

5) розробники інструкцій, що регламентують періодичність оглядів, типи і величини допустимих дефектів і пошкоджень, тех.процеси оглядів, контролю і ремонту;

6) лінійне керівництво - особи, які організують проведення технічного обслуговування, виконання регламентних і ремонтних робіт;

7) особи, які приймають рішення (ЛПР):

- керівники підрозділів регламентуючих органів (наприклад, ті, що здійснюють розроблення Норм міцності та Норм льотної придатності, сертифікацію повітряних суден тощо);

- вищий ешелон авіаційного керівництва - керівники корпоративних органів компаній-експлуатантів, які визначають стратегію діяльності авіакомпаній, визначають пріоритетні напрямки вкладення матеріальних та інтелектуальних ресурсів компаній. Приклад 1. Після розслідування серії аварій і катастроф літаків Ан 10 (у травні 1972 р. під Харковом, у 1971 р. під Луганськом) виявилось, що керівники Аерофлоту без вжиття якихось додаткових заходів допустили перевищення нальоту більш ніж удвічі щодо встановленого організацією-розробником ресурсу.

В окремих випадках - політичне і військове керівництво країн.

3.2 Основні поняття

У Повітряному кодексі України конкретизовано:

Екіпаж повітряного судна - це особи авіаційного персоналу, яким у встановленому порядку доручено виконання певних обов'язків з управління та обслуговування ПС під час виконання польотів. Екіпаж ПС складається з

командира, інших осіб льотного екіпажу (бортінженер, стюардеси, фахівці з роботи з особливим обладнанням, співробітники для боротьби з можливими терактами). Усі члени екіпажу належать до льотного складу.

АВІАЦІЙНИЙ ПЕРСОНАЛ - це особовий склад авіаційного підприємства, організації, підрозділу, навчального закладу, який складається з авіаційних фахівців за професійною ознакою. До складу авіаційного персоналу входять:

- 1) члени екіпажу ПС;
- 2) особи командно-керівного, командно-льотного, інспекторського та інструкторського складу;
- 3) фахівці, які здійснюють регулювання використання повітряного простору України та обслуговування повітряного руху на території України;
- 4) фахівці, які здійснюють організацію та технічне обслуговування повітряних суден, а також усі види забезпечення польотів;
- 5) фахівці, які обслуговують повітряні перевезення;
- 6) фахівці, які здійснюють організацію та проведення дослідно-конструкторських, експериментальних, науково-дослідних робіт під час льотних випробувань авіаційної техніки;
- 7) фахівці, які здійснюють нагляд і контроль за безпекою польотів, а також ті, які проводять службове розслідування авіаційних подій (державні інспектори з безпеки польотів);
- 8) фахівці, які здійснюють аналіз і контроль льотної придатності повітряних суден під час розроблення, випробування, сертифікації та серійного виробництва;
- 9) фахівці, які здійснюють забезпечення авіаційної безпеки та безпеки авіації в цілому;
- 10) авіаційні експерти.

Згідно з рішенням державних органів з питань регулювання діяльності авіації до складу авіаційного персоналу можуть бути включені й інші фахівці.

Довелося запровадити спеціальний термін: Ергатична система — складна система управління, елементом якої є людина-оператор (або група операторів), напр., система управління літаком, диспетчерська служба аеропорту.

3.3 Вплив людського фактора на авіаційну діяльність

Статистика причин авіаційних подій на цивільних і військових ЛА в небоєвих умовах збігається:

Таблиця 3.1 – Статистика причин авіаційних подій

Група причин	Відсоток
Помилкові дії екіпажів	60
Помилки персоналу, що обслуговує польоти	10-15
Відмови життєво важливих агрегатів і систем ЛА	10-20
Потрапляння літаків у нерозрахункові умови експлуатації	10-15

Ці дані підтверджує своїм авторитетом **ІСАО**, даючи докладнішу класифікацію причин:

Таблиця 3.2 – Класифікація причин авіаційної події

Причина авіаційної події	Кількість	Відсоток
Порушення пілотом стандартної процедури	33	22,6
Недостатній перехресний контроль із боку другого пілота	26	17,8
Ігнорування командиром ЗС повідомлень членів екіпажу	10	6,8
Неправильні дії екіпажу у нештатній обстановці	09	6,2
Неправильне рішення виконати посадку	06	4,1
Усього неправильні дії екіпажу	84	57,5
Відсутність наведення під час заходу на посадку	10	6,9
Помилка/відмова служби керування повітряним рухом	09	6,2
Недоліки технічного обслуговування	12	8,2
Усього неправильні дії наземного персоналу	31	21,2
Усього «людський фактор»	115	78,7
Недоліки зв'язку між службою управління повітряним рухом та льотним екіпажем	06	4,1
Недостатність чи неточність метеорологічної інформації	08	5,5
Небезпеки на ВПП	04	2,7
Конструктивні недоліки	13	8,9-21,2
Всього	146	100

Три чверті авіаційних подій викликані ненадійністю людини як елемента складної ергатичної системи авіаційного комплексу ("людським фактором").

Як не дивно, навіть у період активних бойових дій втрати авіатехніки внаслідок дії «людського чинника» можна порівняти з бойовими втратами. Приклад: втрати ВПС США в ході збройного конфлікту в районі Перської затоки в січні-лютому 1991 року:

Таблиця 3.3 – Приклад втрат

Група причин	Втрати літаків	Втрати гелікоптерів	Усього втрати ЛА
Бойові втрати	28	6	32
Небойові Втрати	6	14	20

Причини помилок наземних фахівців та, фахівців що експлуатують літаки та вертольоти:

Таблиця 3.4 – Причини помилок фахівців

Причини помилок льотного складу та наземних фахівців	Відсоток
--	----------

Недостатня професійна підготовка	47
Помилки візуального сприйняття	17
Помилки в техніці пілотування	21
Невірно прийняте рішення	5
Неправильна експлуатація техніки	6
Інші причини	4

3.4 Висновок

Під час проектування ЛА порівняно просто усунути причини, пов'язані з відмовами АТ. Успіхи в галузі електроніки та системотехніки дали змогу різко збільшити надійність систем. Розвиток авіаційних наук забезпечує точне врахування умов експлуатації ЛА різних призначень.

Набагато складніше знизити ймовірність помилок персоналу ("людині властиво помилятися"). Для цього:

- правильне і наочне сприйняття інформації льотчиком на різних режимах польоту, безпечні і досить комфортні умови роботи екіпажу,
- хороші умови роботи наземного персоналу (низька трудомісткість обслуговування, автоматизоване виявлення і локалізація відмов і пошкоджень, зручність підходів)
- можливість якісного виготовлення агрегатів і елементів конструкції та систем ЛА, можливість об'єктивного контролю якості.

4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху

Витрати на експлуатацію середньомагістрального пасажирського літака ($C_{\text{чп}}$), що припадають на 1 годину польоту (льотну годину), складаються з прямих і непрямих (аеропортових) витрат:

$$C_{\text{чп}} = A + B,$$

де A – прямі витрати, що припадають на одну льотну годину, дол;

B – непрямі витрати, що припадають на одну льотну годину, дол.

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

Непрямі витрати включають у себе витрати на амортизацію, поточний ремонт і утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів (автовокзали, готелі, пакгаузи, ВПП, руліжні доріжки, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі тощо), крім витрат по ремонтних заводах, лінійних майстернях (ЕРМ), а також витрати із заробітної плати спискового складу підрозділів ГА (крім заробітної плати ЛПС, працівників лінійних майстерень (ЕРМ) і т. д. д.), крім витрат по ремонтних заводах і лінійних майстернях (ЕРМ), а також витрати із заробітної плати спискового складу підрозділів ЦА (за винятком заробітної плати ЛПС, працівників ЕРМ і ремонтних заводів).

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху ($C_{\text{ТКМ}}$) визначається за формулою:

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

де $m_{\text{ГР}} = 8250$ кг, – максимальне комерційне навантаження літака;

$V_P =$ км/год – рейсова швидкість літака;

$K_3 = 0,60$ – коефіцієнт використання навантаження літака.

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 всіх етапах польоту від початку розбігу до аеропорту посадки. рейсову швидкість розрахуємо за формулою:

$$V_P = \frac{L \times V_{\text{КР}}}{L + V_{\text{КР}} + \Delta t},$$

де $V_{\text{КР}} = 760$ км/год – крейсерська швидкість літака;

$L = 3000$ км – безпосадкова дальність польоту;

$t=0,485$ – втрати часу на еволюцію або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою літака, а також на набір висоти і зниження, відповідне швидкості, що дорівнює крейсерській (у годинах). Величина цих втрат залежить від висоти польоту літака.

$$V_p = \frac{3000 \cdot 760}{3000 + 760 + 0,485} = 606,3 \text{ км/год}$$

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

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

де A_1 – витрати на амортизацію та капітальні ремонти літака (планера);

A_2 – витрати на амортизацію та капітальні ремонти двигунів;

A_3 – витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера;

A_4 – витрати на техобслуговування та поточні ремонти силових установок;

A_5 – заробітна плата льотно-підйомного складу з нарахуваннями;

A_6 – вартість палива;

A_7 – інші прямі витрати.

Усі A_i , беремо в розрахунок на одну льотну годину.

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

$$A_1 = K_1 \times C_C \times \frac{1 + K_{PC} \times \left(\frac{T_C}{t_C} - 1 \right)}{T_C}$$

де $K_1 = 1,065$ – коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт (тренування, навчання, обліт тощо).

C_C – ціна літака без двигунів, дол.:

$C_C = 16025010$ дол.

K_{PC} – коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту літака до ціни літака:

$$K_{PC} = 0,11 + (3 \cdot 10^4 / C_C) = 0,11 + 30000 / 16025010 = 0,112$$

для середньомагістрального пасажирського літака у середньому:

$T_C = 30000$ год;

$t_C = 5000$ год;

$$A_1 = 0,01 \cdot 1,065 \cdot 16025010 \cdot \frac{1 + 0,112 \cdot \left(\frac{30000}{5000} - 1 \right)}{30000} = 8,87 \text{ дол./год}$$

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

$$A_2 = 0,01 \cdot K_2 \cdot n_{ДВ} \cdot C_{ДВ} \cdot \frac{1 + K_{РДВ} \cdot \left(\frac{T_{ДВ}}{t_{ДВ}} - 1 \right)}{T_{ДВ}}$$

де $K_2 = 1,07$ – коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт;

$n_{дв}=2$ – кількість двигунів, встановлених на літаку;

$C_{дв}$ – ціна одного двигуна, дол.:

$$C_{дв} = 0,015 \cdot K_{НВО} \cdot K_{сх} \cdot K_{сдв} \cdot N_{Emax} (3400 - 10\sqrt{N_{Emax}})$$

$N_{Emax}=3956$ кВт – максимальна потужність двигуна;

$$K_{НВО} = 1,7$$

$$K_{сх} = 1,1$$

$$K_{сдв} = 2,1$$

$$C_{дв}=0,015 \cdot 1,7 \cdot 1,1 \cdot 2,1 \cdot 3956 \cdot 2771,033=645728 \text{ дол.}$$

$$T_{дв} = 6000 \text{ год};$$

$$t_{дв} = 3000 \text{ год};$$

$$K_{рД}=0,6$$

$$A_2 = 0,01 \cdot 1,07 \cdot 2 \cdot 645728 \cdot \frac{1 + 0,6 \cdot \left(\frac{6000}{3000} - 1\right)}{6000} = 5,5274 \text{ дол./год.}$$

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

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

$K_3=0,4$ – коефіцієнт, учитывающий метод технического обслуживания;

$K_4=1$ – для літаків із ТРД і ДТРД;

$$m_{пс}=16550 \text{ кг};$$

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,4 \cdot 1 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 16550) \cdot 16550 = 58,785 \text{ дол/год}$$

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

$K_2=1,07$ – коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт;

$$K_5 = 1;$$

$$R_{max}=N_{Emax}=3956 \text{ кВт};$$

$$T_{дв} = 6000 \text{ год.}$$

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1 \cdot 2 \cdot \sqrt{3956}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 36,39 \text{ дол/год}$$

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за одну льотну годину (A_5), дол/год розглянемо, виходячи з числа членів екіпажа літака:

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

де $n_{ек}=3$ люд.

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot 3 - 0,00237 \cdot 3^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot 3^3) = 4,02 \text{ дол/год}$$

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

$$A_6 = 1,5 \cdot b \cdot C_T \cdot m_T \cdot n_{ДВ} = \frac{\overline{m_T} \cdot m_0}{t_{\Sigma} \cdot n_{ДВ}}$$

$\overline{m_T} = 0,22$ – відносна маса палива;

$m_0 = 42450$ кг – злітна маса літака;

$t_{\Sigma} = 4,5$ год – сумарний час польоту;

$C_T = 1,1$ дол./кг – ціна керосину;

$b = 1,045$ – коефіцієнт, що враховує продуктивну витрату палива.

$$A_6 = \frac{0,22 \cdot 42450}{4,5 \cdot 2} = 1037,66 \text{ долл/ч}$$

Інші витрати для літака становлять:

$$A_7 = 0,07 \cdot \sum_{i=1}^6 A_i,$$

$$A_7 = 0,07 \cdot (8,87 + 5,5274 + 58,785 + 36,39 + 4,02 + 1037,66) = 80,59 \text{ дол./год.}$$

$$A_{\Sigma} = 8,87 + 5,5274 + 58,785 + 36,39 + 4,02 + 1037,66 + 80,59 = 1231,84 \text{ дол/год}$$

Непрямі витрати (Б) включають у себе витрати з амортизації, поточного ремонту й утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів і заробітну плату наземного складу (окрім заробітної плати технічних працівників, зайнятих технічним обслуговуванням і поточним ремонтом літакомоторного парку).

Непрямі витрати залежать від класності аеродрому і кількості злетів-посадок, що припадають на годину польоту і витрати, що йдуть на задоволення потреб пасажирів, складають 1,1 дол. на одного пасажира.

Отже, для цього літака непрямі витрати становитимуть:

$$B = 0,4 \cdot A_{\Sigma} \cdot B_{нас} = 0,4 \cdot 1231,84 \cdot 1,1 = 502,01 \text{ дол/год}$$

Витрати на експлуатацію цього літака, що припадають на 1 годину польоту (льотна година), становлять:

$$C_{чп} = A + B,$$

$$C_{чп} = 1231,84 + 502,01 = 1733,85 \text{ дол/год}$$

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху розраховується за виразом (2.2):

$$C_{ТКМ} = \frac{A + B}{m_{ГР} \cdot K_3 \cdot V_p} = \frac{1733,85}{8250 \cdot 0,4 \cdot 606,3} = 8,86 \cdot 10^{-4} \text{ дол/ткм.}$$

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

$$B_{AK} = \frac{C_b \cdot n_{нас} \cdot K_3}{m_{ГР} \cdot \tau \cdot V_p} = \frac{746 \cdot 75 \cdot 0,4}{8250 \cdot 4,04 \cdot 606,3} = 11,07 \cdot 10^{-4} \text{ дол/ткм.}$$

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

$$П_{AK} = B_{AK} - C_{ТКМ} = 11,07 \cdot 10^{-4} - 8,86 \cdot 10^{-4} = 2,21 \cdot 10^{-4} \text{ дол/ткм.}$$

Для визначення ціни квитка за умови беззбитковості експлуатації літака цього класу. Запишемо формулу прибутку авіаційної компанії у вигляді $B_{AK} = C_{ТКМ} + П_{AK}$ де $П_{AK} = 0$ (умова беззбитковості), і поклавши невідомою ціну квитка у виручці, отримаємо:

$$C_B = \frac{m_{zp} \cdot V \cdot \tau \cdot C_{TKM}}{n_{ПАС} \cdot K_3} = \frac{8250 \cdot 606,3 \cdot 4,04 \cdot 8,86 \cdot 10^{-4}}{75 \cdot 0,4} = 596,8 \text{ дол.}$$

За рентабельності 25%, ціна квитка:

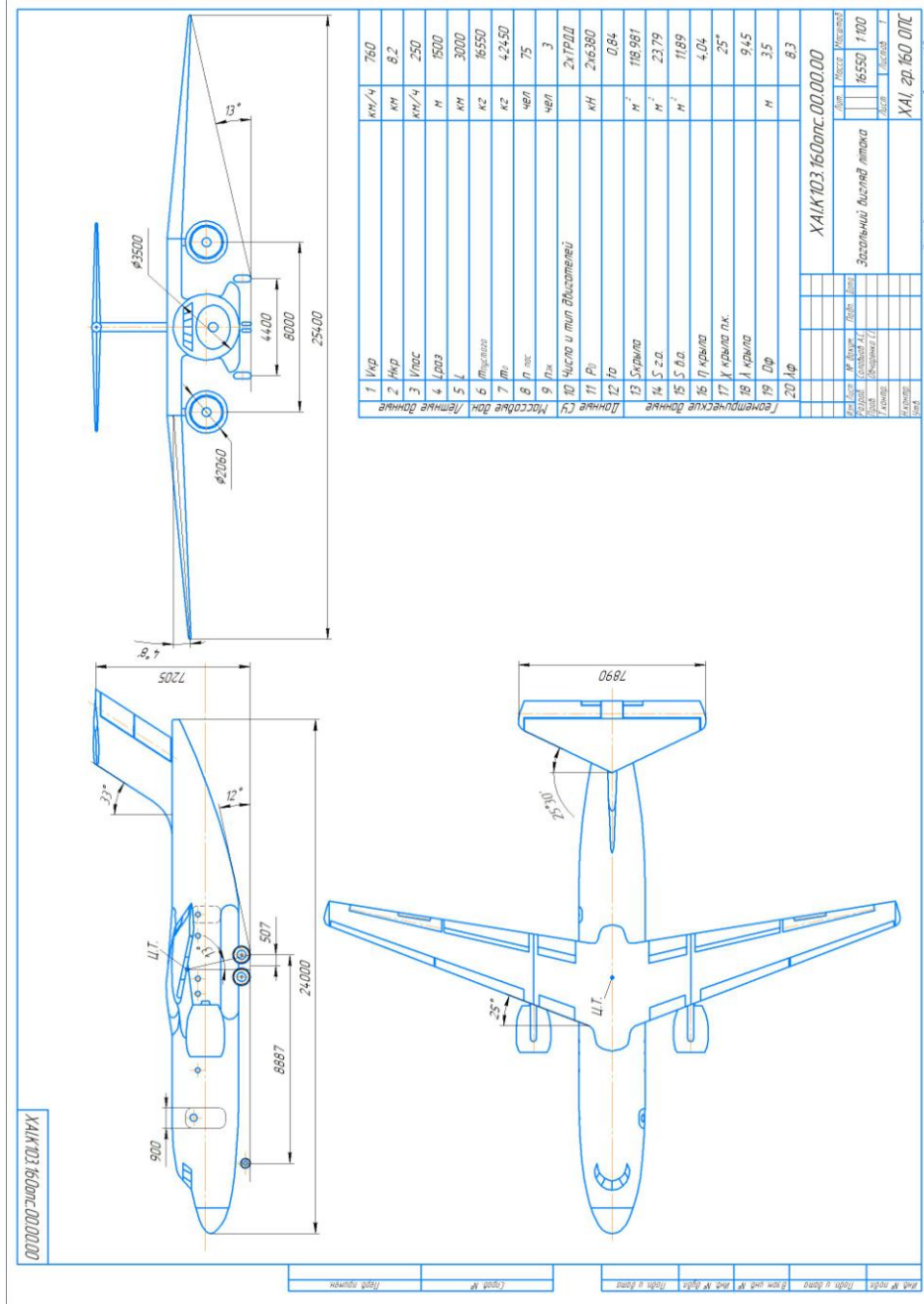
$$C_6 = 1,25 \cdot 596,8 = 746 \text{ дол.}$$

4.2 Висновок

У цьому розділі було проведено розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр, а також визначено ціну квитка на рейс з відстанню 3000 км, яка склала 596,8 дол. Непрямі витрати на одну годину польоту становлять 502,01 дол.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Розробка аванпроекту літака. А.К. М'ялиця, Л.А. Малашенко, О.Г. Гребеніков, Є.Т. Василевський, В.М. Клименко, О.О. Сердюков, 2010.-237
2. Орловський М.М. Технічне обслуговування повітряних суден та авіадвигунів – Харків: НАКУ “ХАІ”, 2020.- 188 с.
3. Системи та обладнання авіаційної техніки / С. І. Овчаренко, С. В. Філіпковський, С. Ш. Шаабдієв – Конспект лекцій. – Нац. Аерокосм. Ун-т ім. М.Є. Жуковського "Харк. Авіац. Ін-т". 2022. – 150 с.
4. С.В. Епифанов, В.Д. Пехтерев, Р.Ю. Цуканов, В.Ф. Шмырев. Конспект лекцій «Проектирование систем силовых установок самолетов» ХАИ-2011г.
5. В.Н. Клименко, А.А. Кобылянский, Л.А. Малашенко Приближенное определение основных параметров самолета. Часть 1. – Харьков: ХАИ, 1989, 40с.
6. В.Н. Клименко, А.А. Кобылянский, Л.А. Малашенко Приближенное определение основных параметров самолета. Часть 2. – Харьков: ХАИ, 1989, 54с
7. Безпека авіації / В. П. Бабак, В. П. Харченко, В. О. Максимов –К. : Техніка, 2004. – 584 с.
8. Конвенція про міжнародну громадянську авіації. ИКАО, 8-е видавництво, 2000 (Doc. 7300).
9. Додаток 6 і Конвенції «Експлуатація ПС». - Ч. 1, ИКАО, 2000.
10. Додаток 8 і Конвенції «Льотна придатність ПС», ИКАО, 2001.
11. Техничко-Экономическое обоснование конструкций самолетов и двигателей, 2000г. Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского. Рецензент: д-р техн. Наук, проф. М.Д. Годлевский.
9. Технология производства летательных аппаратов (курсовое проектирование) / Под общ.ред. В.Г. Кононенко. – К.: Вища школа, 1974. – 224 с.
10. Руководство по технической эксплуатации(РТЭ) Ан-72. Книга №6.



ДОДАТОК А - Загальний вигляд літака

