МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка до дипломного проекту

магістра
(освітній рівень)

на тему «Удосконалення технічного обслуговування системи протизледеніння середньомагістрального пасажирського літака»

ХАІ.103.160ОПС.240.272.1801041 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи № 160 ОПС
спеціальності 272 «Авіаційний транспорт»
(шифр спеціальності)
освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»
Фрізюк Д. О.
(прізвище й ініціали студента)
Керівник: Малков І. В.
(прізвище й ініціали)
Рецензент: Іванов С. М.
(прізвище й ініціали)

Харків – 2024

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

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

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
к.т.н., доцент _____ Сергій ТРУБАЄВ
"____" _____2023 р.

З А В Д А Н Н Я
НА ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ МАГІСТРА

Фрізюку Данііілу Олексійовичу
(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема дипломного проекту «Удосконалення технічного обслуговування системи протизледеніння середньомагістрального пасажирського літака»
Керівник кваліфікаційної роботи **Малков І. В.** д.т.н., проф.
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)
затверджена наказом Університету №_2036__ від « 23 » __11__ 2023 року
2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи _____
3. Вихідні дані до роботи

$V_{крейс}$ = 845 км/год; M_{max} = 0,72; $L_{max}(m_{n\max})$ = 5 000 км; $H_{крейс}$ = 11500 м
$n_{пас}$ = 80 чол; $n_{ек}$ = 4 чол;

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

РЕФЕРАТ

СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАКИ

1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.

1.1 Автоматизоване формування образу літака.

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

1.1.2 Збір, обробка та аналіз статистичних даних.

1.1.3 Вибір і обґрунтування схеми літака, його основних відносних початкових параметрів.

1.1.4 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні.

1.1.5 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання управління. Вибір двигуна літака.

1.1.6 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.

1.1.7 Вибір, обґрунтування, розробка і ув’язка конструктивно-силових схем агрегатів літака.

1.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака.

1.2.1 Розрахунок полярності і аеродинамічної якості до злітної, посадкової і крейсерської конфігурації літака.

1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг.

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

1.2.4 Характеристики набору висоти.

1.3 Інтегроване проектування та комп’ютерне моделювання, підбір літака.

1.3.1 Розробка майстер-геометрії літака.

1.3.2 Опис майстер-моделі літака.

2. ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ.

2.1 Система протизледеніння літака, загальні відомості.

2.2 Система протизледеніння проектованого літака.

Принципова схема системи.

2.3 Технологія обслуговування системи протизледеніння літака.

2.4 Методи вдосконалення технічного обслуговування.

3. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ.

3.1 Загальні поняття і визначення.

3.2 Фактори, що впливають на безпеку польотів.

3.3 Вплив людського фактора на безпеку польотів.

4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.

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

5. Перелік графічного матеріалу

- майстер-геометрія поверхні літака;
- креслення загального виду;
- конструктивно-силова компоновка літака

6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1.	д.т.н., проф. каф.103 Малков І. В.		
2.	д.т.н., проф. каф.103 Малков І. В.		
3.	д.т.н., проф. каф.103 Малков І. В.		
4.	д.т.н., проф. каф.103 Малков І. В.		

Нормоконтроль _____ _____ «___» _____2024 р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

7. Дата видачі завдання «_____» _____2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

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

Студент _____ Фрізюк Д. О.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник проекту _____ **Малков І. В.**
(підпис) (прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту магістра на тему «Удосконалення технічного обслуговування системи проти зледеніння середньомагістрального пасажирського літака» містить 100 с., 28 рис., 18 табл., 2 додатки, 19 джерел.

Об'єкт дослідження - середньомагістральний пасажирський літак.

Мета роботи - інтегроване проектування, параметричне моделювання середньомагістрального пасажирського літака та технічне обслуговування протизледнювальної системи.

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

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

Ключові слова: середньомагістральний пасажирський літак, система протизледеніння, безпека польотів, людський фактор.

ЗМІСТ

СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАКИ.....…….……9
1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ……...……11
1.1 Автоматизоване формування образу літака…….……11
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик…...…….….12
1.1.2 Збір, обробка та аналіз статистичних даних…….13
1.1.3 Вибір і обґрунтування схеми літака, його основних відносних початкових параметрів……....14
1.1.4 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні……..21
1.1.5 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання управління. Вибір двигуна літака……22
1.1.6 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів……24
1.1.7 Вибір, обґрунтування, розробка і ув’язка конструктивно-силових схем агрегатів літака……..27
1.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака…….31
1.2.1 Розрахунок полярності і аеродинамічної якості до злітної, посадкової і крейсерської конфігурації літака…….…..32
1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг…….….38
1.2.3 Визначення характерних швидкостей горизонтального прямолінійного усталеного польоту та побудова висотно-швидкісної діаграми…….….42
1.2.4 Характеристики набору висоти……..…46
1.3 Інтегроване проектування та комп’ютерне моделювання, підбір літака……..……48
1.3.1 Розробка майстер-геометрії літака……..…...48
1.3.2 Опис майстер-моделі літака……...…….49
2. ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ……..51
2.1 Система протизледеніння літака, загальні відомості…...……51

2.2 Система протизледеніння проектованого літака.
Принципова схема системи…..……...51
2.3 Технологія обслуговування системи протизледеніння літака…..……64
2.4 Методи вдосконалення технічного обслуговування…….74
3. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ……78
3.1 Загальні поняття і визначення……...….78
3.2 Фактори, що впливають на безпеку польотів……82
3.3 Вплив людського фактора на безпеку польотів……83
4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ…….90
4.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна і собівартості
перевезення однієї тони вантажу на один кілометр шляху…….…..90
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ……...97
Додаток 1……99
Додаток 2……..100

СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАКИ

$\overline{c}, \overline{c_{\text{ГО}}}, \overline{c_{\text{ВО}}}$ – відносна товщина профілю крила, горизонтального оперення, вертикального оперення;

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

$c_{\text{ха}}$ – коефіцієнт лобового опору;

c_{ya} – коефіцієнт підйомної сили;

$D_{\text{ф}}$, м – діаметр фюзеляжу;

$H_{v\ max}$, км – висота польоту з максимальною швидкістю;

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

K_c – коефіцієнт корисного навантаження;

L, км – дальність польоту;

L, м – розмах крила;

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

$L_{\text{р}}$, м – довжина розбігу при зльоті;

$L_{\text{ф}}$, м – довжина фюзеляжу;

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

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

$m_{\text{дв}}$, кг – маса двигуна;

$m_{\text{ек}}$ – маса екіпажу;

$m_{\text{п}}$, кг – маса палива;

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

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

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

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

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

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

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

$S, S_{эл}, S_{ГО}, S_{ВО}$, м² - площа крила, елеронів, горизониального оперення, вертикального оперення;

t_0 – стартова тягозброєність;

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

V_y, м/с – швидкопідйомність;

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

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

$\delta_З$ – кут відхилення закрилка;

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

$\lambda, \lambda_ф, \lambda_{ГО}, \lambda_{ВО}$ – подовження крила, фюзеляжу, горизонтального оперення, вертикального оперення;

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

А – коефіцієнт відвала поляри;

АДХ – аеродинамічні характеристики;

ВО – вертикальне оперення;

ГО – горизонтальне оперення;

ЗПС – злітно-посадкова смуга;

ІКАО – міжнародна організація цивільної авіації;

КСС – конструктивно-силова схема;

ЛА – літальний апарат;

М – число Маха;

САХ – середня аеродинамічна хорда;

СУ – силова установка;

ТГД – турбогвинтовий двигун;

ТТД – тактико-технічні дані.

1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1. Автоматизоване формування образу літака

В даний час авіабудування базується на новітніх досягненнях науки і техніки, які необхідно використовувати при розробці, створенні та введенні в експлуатацію нових зразків авіаційної техніки (АТ).

Сучасний літак являє собою складну технічну систему, елементи якої, як окремо, так і в сукупності, повинні мати максимально оптимізовані параметри і високу надійність. Літак в цілому повинен відповідати заданим вимогам і володіти високою ефективністю при відповідному технічному рівні.

При розробці проектів нових літаків важливе значення має досягнення високої техніко-економічної ефективності. Ці літаки не тільки повинні мати хороші показники до моменту виходу на авіалінії, але і мати потенційну можливість модифікації для систематичного підвищення ефективності протягом усього періоду серійного виробництва і експлуатації.

Метою конструкторського розділу дипломного проекту магістра є виконання проектування середньомагістрального пасажирського літака на 80 пасажирів з дальністю польоту 5000 км.

Завдання проектування: розробка концепції створення проектованого літака, вибір схеми літака, розрахунок злітної маси, розрахунок аеродинамічних характеристик, підбір двигунів, розробка аеродинамічних, об'ємно-масових, конструктивно-силових компоновок, створення майстер-геометрії літака за допомогою системи комп'ютерного інтегрованого проектування – Simmens NX.

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

У сучасному світі область літакобудування не тільки приносить доходи і, крім того, сприяє розвитку національної науки, впровадженню передових технологій, створенню великої кількості робочих місць. Державі, для підтримки і зміцнення свого статусу в світі в галузі літакобудування, необхідно впроваджувати нові ідеї і розвивати свою конкурентоспроможність.

Для досягнення цієї мети розробляються концепції нових літаків, в які закладаються вимоги, які перевершують своїх попередників за ваговими характеристиками, дальності, характеристикам, а також придатність майбутнього літака до різних кліматичних умов, здатність злітати не тільки з бетонних злітно-посадочних смуг (ЗПС), але і з ґрунтових і галькових аеродромів.

Розроблюваний літак повинен задовольняти ряду універсальних вимог:

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

1.1.2. Збір, обробка та аналіз статистичних даних

Збір та обробка статистичних даних в ході проектування літака дозволяє:

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

а) типів літаків, необхідних народному господарству;

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, засобів виробництва та інше.

2. Визначити тенденції та перспективи розвитку розробляється типу літака, кількісні і якісні зміни тактико-технічних вимог (ТТВ) до літака, еволюцію його призначення, умови виробництва і експлуатації.

3. Визначити ряд параметрів літака. Аналіз статистичного матеріалу дає можливість розробити ТТВ до проектованого літака, вибрати його схему.

Розроблюваний літак належить до класу середньомагістральних літаків.

Для збору статистичних даних необхідно використовувати дані літаків, аналогічних проектованому і мають близькі льотно-технічні характеристики і умови експлуатації. Ці дані вносяться в таблицю 1.1.

Як аналогів взяті такі літаки:

1) Airbus A318

2) Boeing 737

3) BRJ-X

4) Ан-148

5) Embraer E-Jet E2

Таблиця 1.1 - Статистичні дані літаків- аналогів

	Найменування літака	Airbus A318	Boeing 737	BRJ-X	Ан-148	Embraer E-Jet E2
Льотні дані	Vmax, км / год	870	870	895	870	870
	Hmax, км	12	10,6	11,8	12,2	12
	Vкрейс, км / год	840	820	850	840	830
	Hкрейс, км	12	10,6	11,8	12,2	12
	L, км	5950	2850	2410	4400	5280
	Lзл, км	1780	1290	1463	1885	1450
	Lпос, км	1230	1180	1387	1650	1240
	m0 max, кг	68000	50000	48760	43700	56400
	mпор, кг	39500	28000	29484	22000	33000
	nпас, чол	100	103	88	83	95
Дані СУ	Число і тип двигуна	2 ТРДД Pratt & Whitney PW6000	2 ТРДД Pratt & Whitney JT8D-7	2 ТРДД CFM56-9	2 ТРДД Д-436-148	2 ТРДД Pratt & Whitney PW1715G
	p0, кгс	2*10197	2*6322	2*9718	2*6400	2*9800
	Мдв, кг	2289	1543	2431	1400	1724
Геометричні дані	S, м2	122,1	91,04	101,30	87,32	103
	l, м	34,1	28,35	29,96	28,91	33,72
	ϰ, град	25	25	25	20	25
	λ	9,52	8,82	8,86	9,57	11,04
	η	5,59	4	4,25	3,75	4,49
	Lф, м	31.44	28,63	31.21	29.13	36,24
	Dф, м	3,95	3,76	3,5	3,5	3,2
	λф, м	7,95	7,61	8,92	8,32	11,32
Похідн	p_0, кг/м^2	556,92	549,2	481,34	500,45	547,57
	t_0, кВт/кг	0,29	0,25	0,39	0,29	0,34

Airbus A318 (рисунок 1.1) - найменший з сімейства Airbus A320 ближнього і середнього радіуса дії, вузькофюзеляжний, пасажирський дводвигуновий реактивний літак виробництва Airbus. A318 вміщує до 132 пасажирів і здатен долати відстані в 5700 км.

Рисунок 1.1 - Airbus A318

Boeing 737 (рисунок 1.2) - близько та середньомагістральний дводвигунний вузькофюзеляжний пасажирський реактивний літак, що був розроблений та виробляється компанією Boeing Commercial Airplanes.

Рисунок 1.2 - Boeing 737

BRJ-X (рисунок 1.3) - середньомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній розроблений канадською компанією Bombardier Aerospace. Літак є повністю новою розробкою, що розвиває лінію пасажирських літаків для місцевих авіаліній фірми Bombardier.

Рисунок 1.3 - BRJ-X

Антонов Ан-148 (рисунок 1.4) — український регіональний реактивний пасажирський літак. Літак Ан-148 призначений для пасажирських перевезень на регіональних і короткомагістральних маршрутах до 3100 км завдовжки з можливістю базування на злітно-посадкових смугах зі штучним покриттям і підготовлених ґрунтових смугах.

Рисунок 1.4 - Антонов Ан-148

Embraer E-Jet E2 (рисунок 1.5) - Сімейство двомоторних вузькофюзеляжних пасажирських літаків середньої дальності виробництва бразильської компанії Embraer. У листопаді 2011 року Embraer оголосила, що не розроблятиме новий літак, а зосередить свою увагу на розробці модернізованих версій сімейства E-Jet.

Рисунок 1.5 - Embraer E-Jet E2

Розробка тактико-технічних вимог до літака

Після збору статистичних даних переходимо до розробки ТТВ. Цей етап проводиться на основі аналізу статистичних матеріалів, доповнивши задані ТТВ проектованого літака: заданий середньомагістральний пасажирський літак на 80 осіб і дальністю польоту L = 5000 км. ТТВ занесені в таблицю 1.2.

Таблиця 1.2 – ТТВ проектованого літака

L, км	Hmax, м	Vкрейс, км / год	Hкрейс, м	nпас, чол	nек, чол
5000	12000	845	11500	80	4

Вимоги до конструкції літака

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

- літак повинен бути стійкий і керуємий на всіх режимах польоту і руху по землі, при цьому зусилля на органах управління, повинні бути в допустимих межах;

- конструкція планера повинна мати мінімально можливу вагу конструкції, при цьому повинні повністю задовольнятися вимоги міцності і жорсткості;

- конструкція планера і система управління літака повинні задовольняти вимогам живучості при наявності значних пошкоджень;

- літак повинен бути простим в експлуатації, ремонті і обслуговуванні;

- всі деталі літака повинні мати посилену антикорозійну обробку;

- літак повинен бути простим і економічним у виробництві.

1.1.3. Вибір і обґрунтування схеми літака, його основних відносних початкових параметрів

Для проектованого літака обрана нормальна аеродинамічна схема з Т-подібним хвостовим опереннням, така схема надає наступні переваги: плавне обтікання крила; горизонтальне оперення (ГО) не затінюється крилом та мотогондолами.

Але є і недоліки: хвостове оперення через розміщення ГО має більшу вагу та більш складну конструкцію.

По розташуванню крила була обрана схема високоплан. При цьому досягається ряд переваг: двигуни віддалені від ЗПС, зменшується опір інтерференції. Недоліки: необхідність посилення конструкції нижньої частини фюзеляжу.

Крило стрілоподібне, так як опір стріловидного крила менше, ніж у прямого на високих швидкостях.

Вертикальне оперення (ВО) однокільове.

На літаку встановлено два двигуни, що збільшує живучість і надійність силової установки (СУ). Тип двигунів ТРДД. Двигуни розташовані в мотогондолах під крилом, винесені вперед. При такому розміщенні СУ забезпечується аеродинамічне розвантаження крила. Але в той же час збільшується опір за рахунок гондоли; в разі відмови одного двигуна виникає великий розгортаючий момент.

Шасі виконано за трьохопорної схемою з носовою стійкою. При такій схемі літак при посадці має тенденцію до опускання носа, що призводить до зменшення кута атаки і підйомної сили. Хороша шляхова стійкість. Однак передня опора стає важчою і ускладняється, погіршується прохідність літака на ґрунтових аеродромах.

За статистичними даними були визначені основні параметри крила λ, χ, η, $\bar{c}$, відносна хорда закрилки $\bar{b}$, кут відхилення закрилки $\delta_з$, відносна площа елерона $\bar{S}_{ел}$, параметри фюзеляжу $\lambda_ф$, $D_ф$, $L_ф$, параметри оперення $\bar{S}_{го}$, $\bar{S}_{во}$, $\lambda_{го}$, $\lambda_{во}$, $\chi_{во}$, $\chi_{го}$, $\bar{c}_{го}$, $\bar{c}_{во}$, $\eta_{го}$, $\eta_{во}$, де $\chi_у$, $\chi_{го}$ - кути стрілоподібності оперення по ¼ хорди, і занесені в таблицю 1.3.

Таблиця 1.3 - Основні параметри літака

λ	χ °	η	$\bar{c}$	$\bar{b}$	$\delta_з$	$\bar{S}_{ел}$	$\lambda_ф$	$D_ф$	$L_ф$
9,6	25	3,75	0,12	0,25	25/50	0,08	8,4	3,5	30
$\bar{S}_{го}$	$\bar{S}_{во}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi_{го}$	$\chi_{во}$	$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
0,25	0,2	3	2	30	40	0,05	0,04	2	2,2

1.1.4. Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Після вибору схеми літака визначається злітна маса літака у нульовому прилиженні, згідно до формули:

$$m_0 = \frac{m_{\text{ц.н.}} + m_{\text{с.н.}}}{1 - (\underline{m_{\text{кон}}} + \underline{m_{\text{СУ}}} + \underline{m_{\text{п}}} + \underline{m_{\text{об.упр.}}})}$$

$m_0 -$ взлітна маса; $m_{\text{ц.н.}} -$ маса цільового навантаження; $m_{\text{с.н.}} -$ маса службового навантаження; $\underline{m_{\text{кон}}}, \underline{m_{\text{СУ}}}, \underline{m_{\text{п}}}, \underline{m_{\text{об.упр.}}} -$ відносна маса конструкції, систем управління, палива, оснащення управління.

Визначаємо значення цільового та службового навантажень:

$$m_{\text{ц.н.}} = 90 \cdot n_{\text{пас}} = 90 \cdot 80 = 7200 \text{ кг.;}$$

$$m_{\text{с.н.}} = 90 \cdot n_{\text{ек.}} = 90 \cdot 4 = 360 \text{ кг.}$$

Знаходимо відносну масу палива з формули:

$$\underline{m_{\text{п}}} = a + \frac{b \cdot L}{V} = 0.06 + \frac{0{,}05 \cdot 5000}{870} = 0{,}34,$$

Де: L – дальність польоту літака; a, b – коефіцієнти для літаків з ТРДД;

V – крейсерська швидкість.

Значення величин $\underline{m_{\text{кон}}}, \underline{m_{\text{СУ}}}, \underline{m_{\text{об.упр.}}}$ приймаємо з таблиці діапазонів, а саме:

$$\underline{m_{\text{кон}}} = 0{,}26;\ \underline{m_{\text{СУ}}} = 0{,}09;\ \underline{m_{\text{об.упр.}}} = 0{,}10.$$

В такому випадку m_0 буде мати значення, згідно розрахунків:

$$m_0 = \frac{7200 + 360}{1 - (0{,}26 + 0{,}09 + 0{,}34 + 0{,}10)} = 36000 \text{ кг}$$

1.1.5. Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання управління. Вибір двигуна літака

Після розрахунку нульової маси літака, розрахуємо масу крила, фюзеляжу, оперення та шасі за формулою:

$$m_{\text{і}} = \underline{m_{\text{і}}} \cdot m_0$$

Отримуємо:

$$m_{\text{кон}} = \underline{m_{\text{кон}}} \cdot m_0 = 0{,}26 \cdot 36000 = 9360 \text{ кг.}$$

$$m_{\text{СУ}} = \underline{m_{\text{СУ}}} \cdot m_0 = 0{,}09 \cdot 36000 = 3240 \text{ кг.}$$

$$m_{\text{об.упр.}} = \underline{m_{\text{об.упр.}}} \cdot m_0 = 0{,}10 \cdot 36000 = 3600 \text{ кг.}$$

$$m_{\text{п}} = \underline{m_{\text{п}}} \cdot m_0 = 0{,}34 \cdot 36000 = 12240 \text{ кг.}$$

$$m_{\text{кр}} = \underline{m_{\text{кр}}} \cdot m_{\text{кон}} = 0{,}395 \cdot 9360 = 3697{,}2 \text{ кг.}$$

$$m_{\text{ф}} = \underline{m_{\text{ф}}} \cdot m_{\text{кон}} = 0{,}352 \cdot 9360 = 3294{,}72 \text{ кг.}$$

$$m_{\text{оп}} = \underline{m_{\text{оп}}} \cdot m_{\text{кон}} = 0{,}067 \cdot 9360 = 627{,}12 \text{ кг.}$$

$$m_{\text{ш}} = \underline{m_{\text{ш}}} \cdot m_{\text{кон}} = 0{,}184 \cdot 9360 = 1722{,}24 \text{ кг.}$$

Отримані данні вносимо до Таблиці 1.4:

Таблиця 1.4

$m_{\text{кон}}$, кг	$m_{\text{СУ}}$, кг	$m_{\text{об.упр.}}$, кг	$m_{\text{п}}$, кг	$m_{\text{кр}}$, кг	$m_{\text{ф}}$, кг	$m_{\text{оп}}$, кг	$m_{\text{ш}}$, кг
9360	3240	3600	12240	3697,2	3294,72	627,12	1722,24

Зі статистичних даних обираємо тягоозброєність літака даного класу, для подальшого розрахунку його тяги. Вона становить $t_0 = 0{,}33$.

Тоді потрібна тяга буде становити:

$$P_0 = t_0 \cdot m_0 \cdot g = 0{,}33 \cdot 36000 \cdot 9{,}81 = 116542{,}8 \text{ Н} = 11880 \text{ кгс.}$$

На базі раніше визначеної кількості двигунів n, отримуємо тягу одного :

$$P_{01} = \frac{P_0}{n} = \frac{11880}{2} = 5940 \text{ кгс.}$$

Для розробленого літака обираємо двигун Д436-148 (рисунок 1.6).

Рисунок 1.6 – Двигун Д436-148

В табл.1.5 розглянуті технічні характеристики двигуна Д-436-148.

Таблиця 1.5 – Технічні характеристики двигуна Д-436-148

№	Назва	Умовне познач	Кількість	Одиниці виміру
1	Потрібна стартова тяга	Ро	68,3	[кН]
2	Питома витрата палива на зльоті	$Ср_{взл}$	0,00367	[кг / Н•год]
3	Загальна ступінь підвищення тиску на зльоті	π	14	
4	Ступінь двоконтурного	М	4	
5	Температура газу перед турбіною	tr	1172	[К]
6	Сумарна витрата повітря через двигун	$D_{дв}$	124	[кг/сек]
7	Діаметр двигуна	$d_{вд}$	11756	[мм]
8	Довжина двигуна	$L_{вд}$	2318	[мм]
9	Маса сухого двигуна (з реверсом	$М_{вд}$	1450 (1850)	[кг]

1.1.6. Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

Визначення геометричних параметрів крила:

Питома навантаження на крило при зльоті p_0 = 505 даН / м^2.

Площа крила визначається зі співвідношення:

$$S_{\text{кр}} = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot p_0} = \frac{36000 \cdot 9{,}81}{10 \cdot 505} = 69{,}93 \text{ м}^2$$

Розмах крила:

$$L_{\text{кр}} = \sqrt{\lambda S_{\text{кр}}} = \sqrt{9{,}6 \cdot 69{,}93} = 25{,}91 \text{ м},$$

Коренева b_0 і кінцева $b_к$ хорди крила визначаються за формулами:

$$b_0 = \frac{2 \cdot \eta \cdot S_{\text{кр}}}{L_{\text{кр}}(\eta + 1)} = \frac{2 \cdot 3{,}75 \cdot 69{,}93}{25{,}91 \cdot (3{,}75 + 1)} = 4{,}26 \text{ м};$$

$$b_{\text{к}} = \frac{b_0}{\eta} = \frac{4{,}26}{3{,}75} = 1{,}136 \text{ м}.$$

Середня аеродинамічна хорда (САХ) обчислюється:

$$b_{\text{А}} = \frac{2b_0}{3} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2 \cdot 4{,}26}{3} \cdot \frac{3{,}75^2 + 3{,}75 + 1}{3{,}75(3{,}75 + 1)} = 2{,}99\text{м}$$

Координата САХ по розмаху визначається за співвідношенням:

$$z_A = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{25{,}91}{6} \cdot \frac{3{,}75 + 2}{3{,}75 + 1} = 5{,}227 \text{ м}$$

Визначимо координату носка САХ по осі ОХ за формулою:

$$\text{X}_{\text{А}} = z_A \, tan \, \chi_{\text{п.к.}}$$

З неї визначаємо значення $tan\, \chi_{\text{п.к.}}$:

$$tan \, \chi_{\text{п.к.}} = tan\chi + \frac{\eta - 1}{\lambda(\eta + 1)} = 0{,}466 + \frac{3.75 - 1}{9{,}6(3.75 + 1)} = 0{,}526$$

Отримуємо:

$$\text{X}_{\text{А}} = z_A tan \, \chi_{\text{п.к.}} = 5{,}227 \cdot 0{,}526 = 2{,}749 \text{ м}.$$

Визначення геометричних параметрів фюзеляжу:

Довжина фюзеляжу:

$$L_{\text{ф}} = \lambda_{\text{ф}} \cdot d_{\text{ф}} = 8{,}4 \cdot 3.5 = 29{,}4 \text{ м}$$

Довжина носової частини фюзеляжу:

$$L_{\text{нф}} = \lambda_{\text{нф}} \cdot d_{\text{ф}} = 1{,}7 \cdot 3{,}5 = 5{,}95 \text{ м}$$

Довжина хвостовій частині фюзеляжу:

$$L_{\text{хф}} = \lambda_{\text{хф}} \cdot d_{\text{ф}} = 3 \cdot 3{,}5 = 10{,}5 \text{ м}$$

Визначення геометричних параметрів ГО:

Площа горизонтального оперення визначається за співвідношенням:

$$S_{\text{го}} = \underline{S_{\text{го}}} \cdot S = 0{,}25 \cdot 69{,}93 = 17{,}48 \text{ м}^2$$

Також визначаються такі параметри $L_{\text{го}}$, $b_{0\text{го}}$, $b_{\text{к.го}}$.

Розмах ГО:

$$L_{\text{го}} = \sqrt{\lambda_{\text{го}} \cdot S_{\text{го}}} = 7{,}24\text{м}$$

Коренева хорда ГО:

$$b_o = \frac{2 \cdot \eta \cdot S_{\text{го}}}{L_{\text{го}}(\eta + 1)} = \frac{2 \cdot 2 \cdot 17.48}{7{,}24 \cdot (2 + 1)} = 3{,}219 \text{ м}$$

Кінцева хорда ГО:

$$b_{\text{к}} = \frac{b_0}{\eta} = \frac{3{,}219}{2} = 1{,}609 \text{ м}$$

Середня аеродинамічна хорда ГО:

$$b_{A\text{го}} = \frac{2}{3} b_o \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2 \cdot 3{,}219}{3} \cdot \frac{2^2 + 2 + 1}{2(2 + 1)} = 2{,}5 \text{ м}$$

координата САХ за розмахом ГО:

$$z_{CAX\text{го}} = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{7{,}24}{6} \cdot \frac{2 + 2}{2 + 1} = 1{,}608 \text{ м}$$

Координата носка САХ по осі ОХ:

$$\text{X}_{\text{A}} = z_{CAX\text{го}} tan\, \chi_{\text{п.к.}} = 1{,}608 \cdot 0{,}577 = 0{,}927 \text{ м}$$

Визначення геометричних характеристик ВО:

Площа ВО:

$$S_{\text{во}} = \underline{S_{\text{во}}} \cdot S = 0{,}2 \cdot 69{,}93 = 13{,}986 \text{ м}^2$$

Також визначаються такі параметри $L_{во}$, $b_{0во}$, $b_{к.во}$.

Розмах ВО:

$$L_{\text{во}} = \sqrt{\lambda_{\text{во}} \cdot S_{\text{во}}} = 5{,}288 \text{ м}$$

Коренева хорда ВО:

$$b_o = \frac{2 \cdot \eta \cdot S_{\text{во}}}{L_{\text{во}}(\eta + 1)} = \frac{2 \cdot 2{,}2 \cdot 13.986}{5{,}288 \cdot (2{,}2 + 1)} = 3{,}636 \text{ м}$$

Кінцева хорда ВО:

$$b_{\text{к}} = \frac{3{,}636}{2{,}2} = 1{,}652 \text{ м}$$

Середня аеродинамічна хорда ВО:

$$b_{A\text{во}} = \frac{2}{3} b_o \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2 \cdot 3{,}636}{3} \cdot \frac{2{,}2^2 + 2{,}2 + 1}{2{,}2(2{,}2 + 1)} = 2{,}768 \text{ м}$$

Координата САХ за розмахом ВО:

$$y_{CAX\text{во}} = \frac{L}{3} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{5{,}288}{3} \cdot \frac{2{,}2 + 2}{2{,}2 + 1} = 2{,}313 \text{ м}$$

Координата носка САХ по осі ОХ:

$$\text{X}_\text{A} = y_{CAX\text{во}} tan\, \chi_{\text{п.к.}} = 2{,}313 \cdot 0{,}839 = 1{,}94 \text{ м}$$

Основними параметрами для трьох стійкового шасі є:

• База шасі b, тобто відстань між осями передньої та головних опор;

• Колія шасі B, тобто відстань між площинами симетрії головних опор;

• Винесення переднього колеса e, тобто відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака і віссю переднього колеса;

Для проектованого літака обираємо такі дані:

Винесення головних коліс:

$$e = 0{,}12 \cdot 10{,}5 = 1{,}26 \text{ м}$$

Кут торкання хвостовою п'ятою:

$$\varphi = 15°$$

База шасі:

$$b = 0{,}35 \cdot L_{\text{ф}} = 0{,}35 \cdot 30 = 10{,}5 \text{ м}$$

Винос передньої опори:

$$a = 0{,}88 \cdot b = 0{,}88 \cdot 10{,}5 = 9{,}24 \text{ м}$$

Колія шасі:

$$2H \leq B < 15 \text{ м},$$

Тоді: B = 3,89 (м).

1.1.7. Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем агрегатів літака

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається:

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

2) компонуванням фюзеляжу - наявністю достатніх обсягів для центральної частини крила в фюзеляжі;

3) вимогою жорсткості.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила використовується поняття умовного лонжерона, ширина пояса якого становить 60% хорди крила в розрахунковому перерізі. Товщина пояса умовного лонжерона визначається за формулою:

$$\delta_y = \frac{\left(p_0 \cdot S \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{kp} \cdot g \cdot z_A\right) \cdot n^p}{0.96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p},$$

Де: P_0= 480 дан/м^2 = 4800 Н/м^2 - питоме навантаження на крило при зльоті;

S = 69,93 м^2 - площа крила;

z_a = 5,27 м - координата середньої аеродинамічної хорди від поздовжньої осі літака по розмаху крила;

m_i = 11830 кг - маса вантажу, розташованого на крилі;

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

z_i = 4,73 м - координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від поздовжньої осі літака по розмаху крила;

n_p = 3,75 - коефіцієнт розрахункової перевантаження;

$m_{кр}$ = 4403 кг - маса крила;

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

b_0 = 4,26 м- коренева хорда крила.

Для виготовлення пояса лонжерона обраний матеріал з алюмінієвого сплаву Д16Т, для якого

σ_p = 330 [МПа]= 330·10^6 [па] - руйнівне напруження матеріалу;

$$\delta_y = \frac{\left(P_0 S z_a - 2 m_i g z_i - m_{кр} g z_a\right) n^p}{0{,}96 \bar{c} b_0^2 \sigma_p}$$

$$\delta_y = \frac{(4800 \cdot 69{,}93 \cdot 5{,}27 - 2 \cdot 11830 \cdot 9{,}81 \cdot 4{,}73 - 4403 \cdot 9{,}81 \cdot 5{,}27) \cdot 3{,}75}{0{,}96 \cdot 0{,}12 \cdot 4{,}26^2 \cdot 330 \cdot 10^6}$$

$$= 0{,}0024 \text{ м} = 2{,}4 \text{ мм}$$

Товщина пояса умовного лонжерона менше, ніж 3 мм (δ_y= 2,4 мм) це свідчить про те, що для проектованого літака з масових характеристик вигідніше застосовувати лонжеронну схему крила.

Величина інтенсивності моментного навантаження і перерізують сили визначається:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{\left[\left(P_0 S - m_{кр} g\right) Z_A - 2 m_i g Z_i\right] n^P}{1{,}03 (\bar{c} b_0)^3}$$

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(4800 \cdot 69{,}93 - 4403 \cdot 9{,}81) 5{,}27 - 2 \cdot 11830 \cdot 9{,}81 \cdot 4{,}73] \cdot 3{,}75}{1{,}03 \cdot (0{,}12 \cdot 4{,}26)^3}$$

$$= 12 \text{ МПа};$$

М - згинальний момент, Н · м; Н- розрахункова висота профілю перетину крила, м;

$$\frac{Q}{h^2} = \frac{(P_0 S - m_{кр} g - 2 m_i g) n^P}{1{,}28 (\bar{c} b_0)^2}$$

$$\frac{Q}{h^2} = \frac{(4800 \cdot 69{,}93 - 4403 \cdot 9{,}81 - 2 \cdot 11830 \cdot 9{,}81) \cdot 3{,}75}{1{,}28 \cdot (0{,}12 \cdot 4{,}26)^2} = 3{,}01 \text{ МПа}$$

Для даної схеми крила доцільно застосовувати крило з двома лонжеронами.

Розташування лонжеронів в крилі

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

Вибір відстані між стрінгерами і нервюрами

В крилах із стрінгерним набором прийнято обирати відстань між нервюрами а = 300 мм.

Крило складається з центроплану та двох консолей. Консоль крила утворена двома лонжеронами, нервюрами та панелями. До неї кріпляться передкрилки, закрилки, щитки та елерони. Стикування центроплана та консолей здійснюється фітинговим з'єднанням.

Поздовжній силовий набір складається з 2-х лонжеронів, та з 10 стрингерів.

Поперечний набір консолі крила складається з 46 нервюр, з них 16 посилених. До нервюр № 1, № 4, № 13, № 14, № 15, № 20, № 26, № 27, № 28, № 33, № 36, № 40 кріпляться вузли навішування механізації та керуючих поверхонь. До нервюр № 10, № 11 кріпляться вузли кріплення двигуна. Нервюри розташовані перпендикулярно передньому лонжерону, що робить їх коротшим у порівнянні з тими, що розташовуються по потоку, та їх крок за рекомендацією становить 300 мм.

Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Фюзеляж літака має стрингерного-балковий набір конструктивно силової схеми. Він складається з обшивки, стрингерів, шпангоутів. Оскільки лонжеронів немає, то весь вигинаючий момент сприймається стрінгерами та підкріпленою обшивкою. Відстань між шпангоутами становить 500 мм.

Поперечний силовий набір складається з 56 шпангоутів, з них - 14 посилених. Шпангоут №1 є передньою стінкою герметичної частини фюзеляжу. Між шпангоутами №2 та №5 знаходиться ніша передньої стійки шасі. До шпангоутів №17, №21 кріпиться центроплан крила. Шпангоути №26, №29 є стінками вирізу під основні стійки шасі. Між шпангоутами №8, №10 та №43, №45 встановлені двері-трапи. До шпангоутів №49, №53 лонжеронами кріпиться кіль.

Вибір конструктивно - силової схеми оперення

Горизонтальне оперення включає стабілізатор і кермо висоти. Стабілізатор має несиметричний профіль і виконаний за дво-лонжеронною схемлю. Лонжерони ГО кріпляться до лонжеронів ВО. Поздовжній силовий набір, крім лонжеронів, утворений ще 10-ма стрінгерами на кожній поверхні.

Поперечний силовий набір стабілізатора складається з 18 нервюр, 4 з яких силові. До нервюр № 3, № 6, № 10, № 15 кріпляться вузли навішування керма висоти. Нервюри розташовані за потоком з кроком 300 мм.

Кермо висоти однолонжеронне. Кожна половина керма висоти має конструкцію із застосуванням сотового заповнення.

Вертикальне оперення складається з кіля та керма напряму. Кіль стрілоподібний, дволонжеронної конструкції. Крок нервюр 330мм, вони розташовані перпендикулярно до переднього лонжерона. Нервюри №9, №13, №18 – силові. Конструкція керма напряму виконана із застосуванням сотового заповнювача.

Лонжерони вертикального оперення стикуються з силовими шпангоутами фюзеляжу № 49, № 53. Число стрінгерів обох панелей вертикального оперення дорівнює 11.

Вибір конструктивно-силової схеми шасі

Схема шасі – трьохопорна з передньою опорою.

Схема передньої опори балочна шасі з підкосом з напівважільною підвіскою коліс. Кріпиться до силового шпангоуту № 5. Забирається передня опора вгору – вперед в носову частину фюзеляжу.

Стійка основної опори шасі підкріплена бічним підкосом, що складається, це розвантажує верхню частину стійки від вигину. Кріпиться до силових шпангоутів №26 та №27.

1.2. Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака

Аеродинаміка грає важливу, домінуючу роль в розвитку авіації і займає ключове місце в процесі проектування літаків. Знання аеродинамічних сил і моментів, що діють на літак і його окремі елементи (крило, фюзеляж, оперення, органи управління та ін.), Дозволяє вибирати найбільш раціональну аеродинамічну компонування, що задовольняє льотно-технічним і експлуатаційним вимогам, а також вирішувати конкретні завдання динаміки польоту, міцності, аеропружності і т.п.

Сучасні інженерні методи розрахунку аеродинамічних характеристик базується на новітніх досягненнях теоретичної експериментальної аеродинаміки. Традиційним є членування літака на основні елементи (крило, фюзеляж, оперення і т.д.) і визначення аеродинамічних характеристик підсумовуванням однойменних характеристик цих елементів з урахуванням їх взаємного впливу. Широко використовується також метод поділу аеродинамічних характеристик на складові, які залежать тільки від сил тиску або сил тертя. У першому випадку достатньо надійні результати виходять чисельною або аналітичним рішенням завдань нев'язкого обтікання. У другому випадку для визначення характеристик, обумовлених силами тертя, залучається теорія течії в'язкої рідини і газу, зокрема, теорія прикордонного шару і експериментальні дані.

Для оцінки льотних якостей літака необхідно знати його аеродинамічні характеристики в широкому діапазоні зміни швидкості, висот і режимів польоту.

На динаміку польоту в різних режимах польоту літального апарату істотно впливають сили опору. Наприклад, лобове опір літака виникає в

результаті дії на кожен елемент обтічної поверхні дотичних і нормальних складових аеродинамічних сил. Перші визначають опору тертя, друге опору - тиску.

Опір тертя обумовлено в'язкістю повітря. Поява опору сил тиску залежить від різних чинників, що змінюють розподіл тиску в ідеальній рідині при безвідривному і стаціонарному обтіканні безвихровим потоком.

Зміна картини тиску на тілі, викликане впливом в'язкості і витісняющім дією прикордонного шару, створює опір тиску, яке разом з опором тертя визначають профільне опір. При швидкостях польоту, відповідних числах Маха, великим критичного, на поверхні обтічного тіла і в потоці з'являються стрибки ущільнення, також змінюють розподіл тиску, що проводить до виникнення хвильового опору. Нарешті, наявність підйомної сили і освіту за тілом просторового вихрового течії є причиною появи ще однієї складової опору тиску - індукційного опору.

Профільне, хвильовий і індукційне опір відносяться до складових частин лобового опору.

В системі літака з'являється опір інтерференції від взаємодії потоків, що обтікають елементи літака в областях зчленування.

1.2.1. Розрахунок полярності і аеродинамічної якості до злітної, посадкової і крейсерської конфігурації літака.

Конфігурація літака визначається положенням механізації крила, шасі, зовнішніх підвісок, а також інших частин і агрегатів літака. Залежно від етапу польоту застосовуються такі основні конфігурації літака:

а) злітна - шасі випущено, механізація крила при злітному положенні

(закрилки, предкрилки відхилені під кутами, встановлені для зльоту літака);

б) польотна - шасі прибрано, механізація крила в польотному положенні;

в) посадочна-шасі випущено, механізація крила і аеродинамічні

засоби гальмування в посадковому положенні.

Будемо вважати, що випуск шасі впливає тільки на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на $\Delta c_{\text{хш}}$. Механізація крила на зльоті та посадці збільшує $c_{\text{ха}}$ на $\Delta c_{\text{х мех}}$, а $c_{уа}$ на $\Delta c_{у\text{мех}}$. Водночас з випуском механізація зсуває у від'ємну область значення α_0 на $\Delta\alpha_0$, що призводить до зростання $c_{\text{уа max}}$ на $\Delta c_{\text{уа max}} = c_{\text{уа}}^{\alpha} \cdot \Delta\alpha_0$, причому $\Delta c_{\text{уа max}}$ досягається приблизно на тих самих кутах α, що й без механізації. Таким чином, поляри на зльоті та посадці можна одержати зсувом початкової поляри для польотної конфігурації праворуч на $\Delta c_{\text{ха}} = \Delta c_{\text{хш}} + \Delta c_{\text{х мех}}$ та вгору на $\Delta c_{ут}$, а залежності $c_{уа} = f(\alpha)$ - лінійним зсувом ліворуч на $\Delta\alpha_0$ з урахуванням збільшення $c_{\text{уа max}}$.

Також це можна виразити так:

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

$$c_{ха} = c_{ха\,т} + \Delta c_{\text{ха ш}} + \Delta c_{\text{ха мех}} + A \cdot \left(c_{уа} - c_{уа\,т} - \Delta c_{уа\,т}\right)^2;$$

$$\Delta c_{\text{уа max}} = c_{уа}^{\alpha} \cdot \Delta\alpha_0,$$

Отримані дані заносимо до таблиці 1.6.

Таблиця 1.6 – Основні параметри для побудови поляр

Тип поляри	Злітна	Посадочна
М, Н	0,2; 0 км	0,2; 0 км
$\delta_{\text{зак}}$	30°	45°
А	0,04222	
$c_{\text{ха 0}} = c_{\text{ха}\,т}$	0,01457	
$c_{уа}^{\alpha}$	4,00544	
$\Delta c_{уа\,т} = \Delta c_{уа\,max}$	0,3	0,5
$\frac{\Delta c_{\text{ха ш}}}{c_{ха\,0}}$	0,6	0,6
$\Delta c_{\text{ха ш}}$	0,008742	

Продовження Таблиці 1.6

$\frac{\Delta c_{\text{ха мех}}}{c_{xa\,0}}$	0,5	1,4
$\Delta c_{\text{ха мех}}$	0,007285	0,020398
$\Delta c_{\text{ха}\,m}$	0,016027	0,02914
$\Delta\alpha_0$	4°	7°

Розрахунок поляри в злітній конфігурації для кожної точки виконується по формулам:

$$c_{ya} = (c_{ya})_{\text{і}} + \Delta c_{\text{уа}\,m};$$

$$c_{xa} = (c_{xa})_{\text{і}} + \Delta c_{\text{ха}\,m}.$$

Аналогічно проводимо розрахунок поляри літака в посадковій конфігурації:

$$c_{ya} = (c_{ya})_{\text{і}} + \Delta c_{\text{уа}\,m};$$

$$c_{xa} = (c_{xa})_{\text{і}} + \Delta c_{\text{ха}\,m}.$$

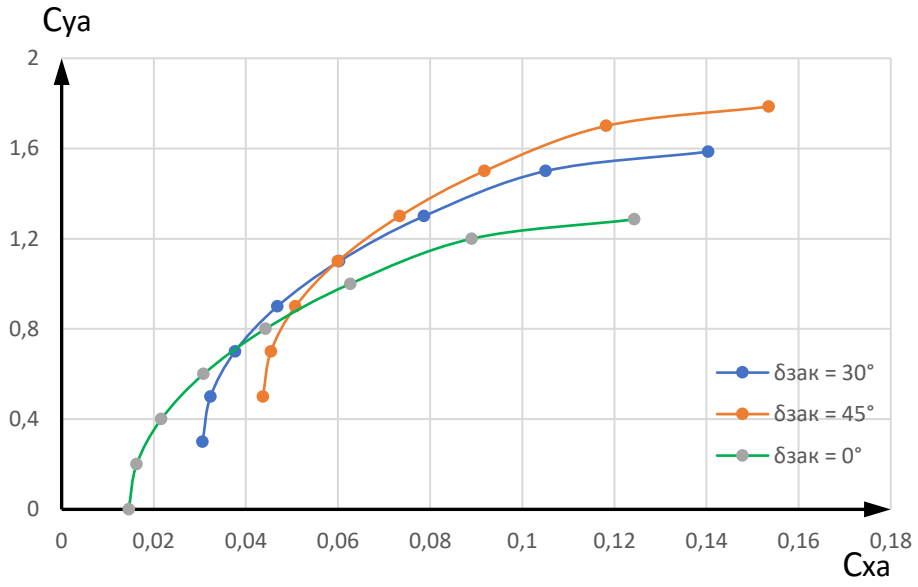


Рисунок 1.7 – Поляра ЛА в польотній, злітній і посадковій конфігураціях при M = 0,2 и H = 0 км

Польотні поляри

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

Для прийнятої розрахункової маси літака на вибраній висоті H = 0 км для кожного числа Маха польоту знаходимо потрібне для горизонтального польоту значення $c_{ya\ \text{гп}}$:

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

$$c_{ya\ \text{гп}} = \frac{G}{q_H \cdot S_{\text{кр}}} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g}{0.7 \cdot p_H \cdot M^2 \cdot S},$$

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

Значення динамічного напору для заданих чисел Маха і висот представимо в таблиці 1.7.

Таблиця 1.7 – Значення динамічного напору для заданих чисел Маха та висот

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

Підставимо всі дані в формулу та виконаємо розрахунок коефіцієнта підйомної сили потрібного для горизонтального прямолінійного усталеного польоту. Розрахунки представимо у вигляді таблиці та побудуємо залежність $c_{ya\ \text{гп}}$ від чисел Маха, рис. 1.8.

Таблиця 1.8 – Значення $c_{ya\ \text{гп}}$ для заданих чисел Маха та висот

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

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

Також значення числа M_s звалювання можна визначити за формулою:

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

де $c_{ya\ \text{мах}}$ – максимальний коефіцієнт підйомної сили відповідний висоті польоту H. Отримані дані заносимо до таблиці 1.9.

Таблиця 1.9 – Значення максимального коефіцієнта підйомної сили і швидкості звалювання при заданих висотах польоту

H, км	0	6	11
$c_{ya\ \text{мах}}$	1,28574	1,25217	1,21525
M_s	0,1760095	0,26128	0,3825

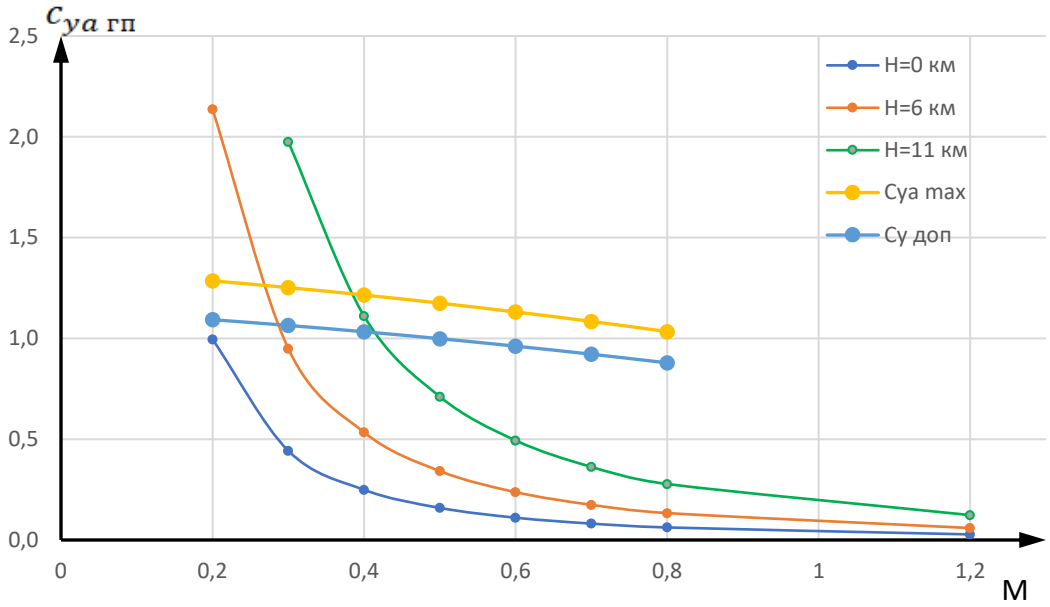


Рисунок 1.8 – Залежність потрібного коефіцієнта підйомної сили при горизонтальному усталеному польоті від чисел Маха на висотах польоту Н = 0, 6 та 11 км

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

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

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

Результати розрахунків заносимо в таблицю 1.10.

Таблиця 1.10 – Значення коефіцієнта сили лобового опору для заданих чисел Маха та висот

M / H	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
0	0,05643	0,02229	0,01627	0,01445	0,01367	0,01323	0,01292	0,16247
6	0,20833	0,05302	0,02659	0,01918	0,01637	0,01505	0,01432	0,16377
11	0,85083	0,18074	0,06768	0,03659	0,02526	0,02028	0,01776	0,16696

За отриманими значеннями будуємо графік рис. 1.9.

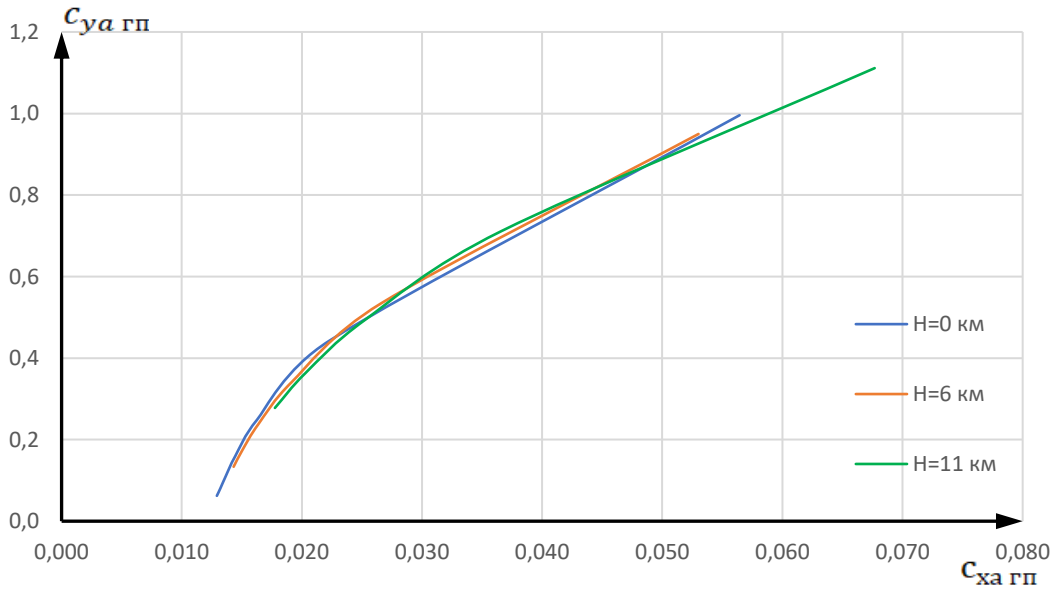


Рисунок 1.9 – Польотні поляри ЛА

1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг

Розрахунок потрібних тяг

У горизонтальній прямолінійній сталому польоті ЛА на висоті H з заданим числом M потрібна тяга у першому наближені дорівнює величині лобового опору:

$$P_{п}f(H,M) = X_{агп}f(H,M),$$

Що розраховується по формулі:

$$X_{\text{а гп}} = \frac{G}{K} = \frac{m_{\text{расч}} \cdot g}{K} = m_{\text{роз}} \cdot g \cdot \frac{C_{xa\ \text{гп}}}{C_{ya\ \text{гп}}},$$

де $m_{\text{роз}}$ – розрахункова маса ЛА; g – прискорення земного тяжіння; $c_{ya\ \text{гп}}$ – коефіцієнт аеродинамічної підйомної сили, необхідний для горизонтального прямолінійного усталеного польоту ЛА на заданому режимі; $c_{\text{ха гп}}$ – коефіцієнт сили лобового опору, при горизонтальному прямолінійному усталеному польоту ЛА на заданому режимі. Отримані дані заносимо до таблиці 1.11.

Таблиця 1.11 – Потрібна сила тяги при відповідній висоті для заданих чисел Маха

M / H	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	20014,9	17784,9	23087,6	32031,4	43620,4	57470,5	73330,8
6	34428,4	19713,4	17578,3	19811,8	24342,4	30470,7	37865,1
11	67598,1	32310,0	21509,0	18167,0	18063,4	19742,2	22571,8

За отриманими значеннями будуємо графік рис. 1.10.

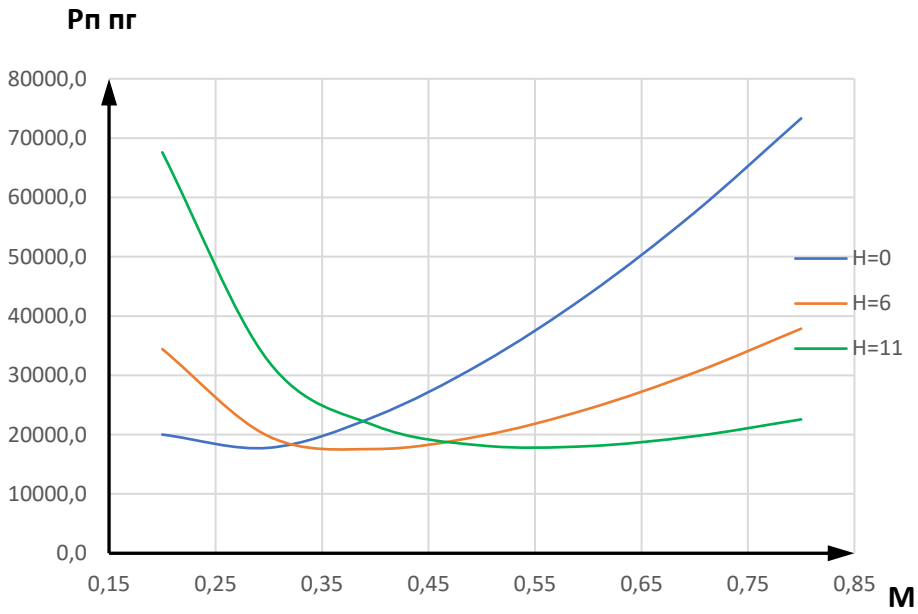


Рисунок 1.10 – Потрібні тяги для висот H = 0, 6, 11 км.

Оскільки до швидкості звалювання політ не можливий, то проводимо уточнення чисел. Результати заносимо до таблиці 1.12 и 1.13 і будуємо уточнений графік рис. 1.11.

Таблиця 1.12 – Уточнені значення коефіцієнта підйомної сили та лобового опору

Номер відмітки	1	2	3	1	2	3
Назва	$C_{уа\ доп}$	$C_{уа\ кр}$	$C_{уа\ доп}$	$C_{ха\ доп}$	$C_{ха\ 2}$	$C_{ха\ 3}$
H = 0 км	1,093	1,286	1,093	0,065	0,084	0,093
H = 6 км	1,064	1,252	1,064	0,063	0,081	0,090
H=11 км	1,033	1,215	1,033	0,062	0,078	0,087

Таблиця 1.13 – Уточнені значення швидкості звалювання та потрібної тяги

Номер відмітки	1	2	3	1	2	3
Назва	M_1	M_S	M_3	$P_{п\,1}$	$P_{п\,2}$	$P_{п\,3}$
H = 0 км	0,255	0,176	0,255	21003,5	23017,3	30117,0
H = 6 км	0,379	0,261	0,379	21019,5	22879,6	29866,0
H=11 км	0,555	0,383	0,555	21084,1	22765,3	29632,0

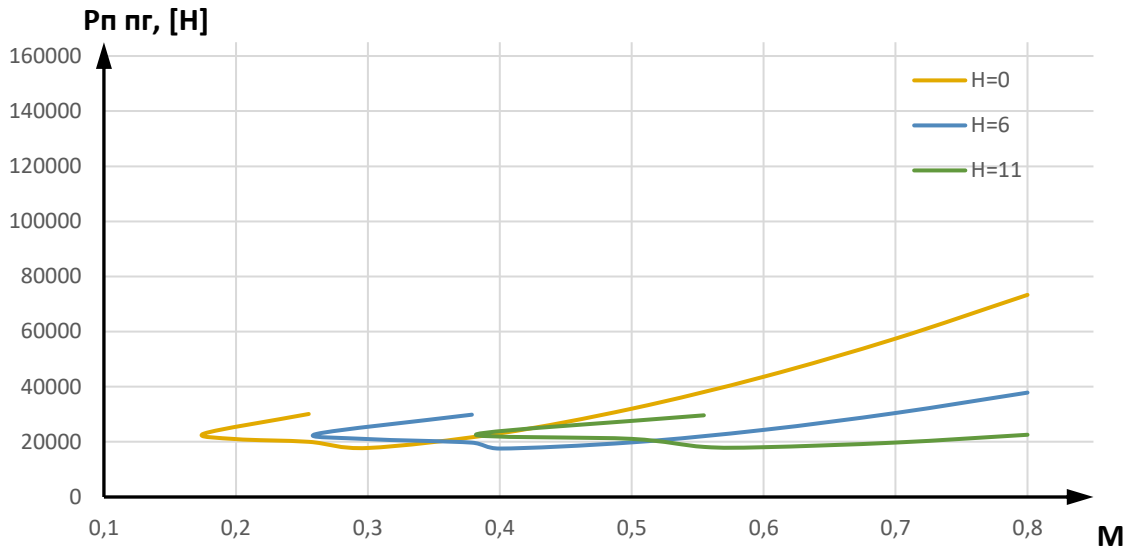


Рисунок 1.11 – Потрібні уточнені тяги для висот H= 0, 6, 11 км

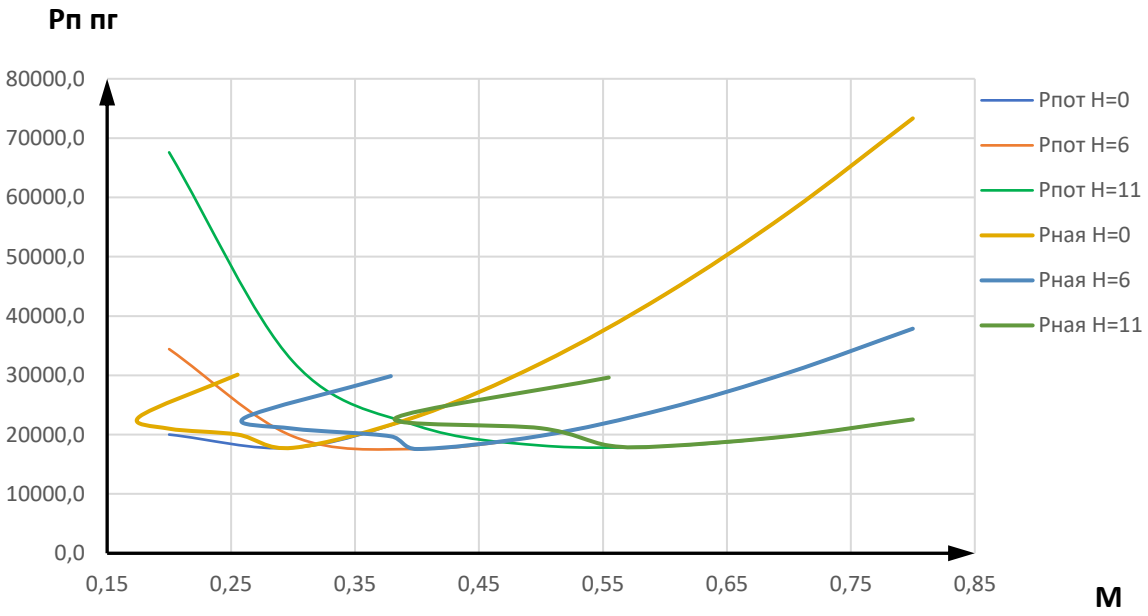


Рисунок 1.12 – Крива потрібних і наявних тяг

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

Висотно-швидкісна характеристика ТРДД – це залежність тяги двигуна та питомої годинної витрати палива від швидкості польоту або числа М для декількох фіксованих значень висоти Н.

Максимальне число Маха

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

Мінімальна теоретична швидкість

Мінімальна теоретична швидкість (швидкість звалювання) M_s - це найменше теоретично можливе значення числа М усталеного прямолінійного

горизонтального польоту літака на критичному куті атаки. Знайдені значення дають можливість побудувати ліву межу області теоретично можливих режимів горизонтальних усталених польотів літака.

Найвигідніше число М

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

$$M_{\text{нв}} = \sqrt{\frac{m_{\text{расч}} \cdot g}{0{,}7 \cdot c_{ya\ \text{нв}} \cdot p_H \cdot S}}.$$

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

Крейсерське число М

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

$$M_{\text{крейс}} = \sqrt{\frac{m_{\text{расч}} \cdot g}{0{,}7 \cdot \text{c}_{ya\ \text{крейс}} \cdot p_H \cdot S}}$$

Економічна швидкість польоту

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

Визначаємо використовуючи формулу:

$$M_{\text{ек}} = \sqrt{\frac{m_{\text{расч}} \cdot g}{0{,}7 \cdot \text{c}_{ya\ \text{ек}} \cdot p_H \cdot S}}$$

Отримані данні заносимо в таблицю 1.14.

Таблиця 1.14 – Значення характерних швидкостей прямолінійного усталеного горизонтального польоту від заданих висот

H, км	0	6	11
M_{max}	0,55	0,65	0,75
M_s	0,18	0,26	0,38
$M_{нв}$	0,27	0,39	0,56
$M_{крейс}$	0,34	0,50	0,71
$M_{ек}$	0,20	0,29	0,41

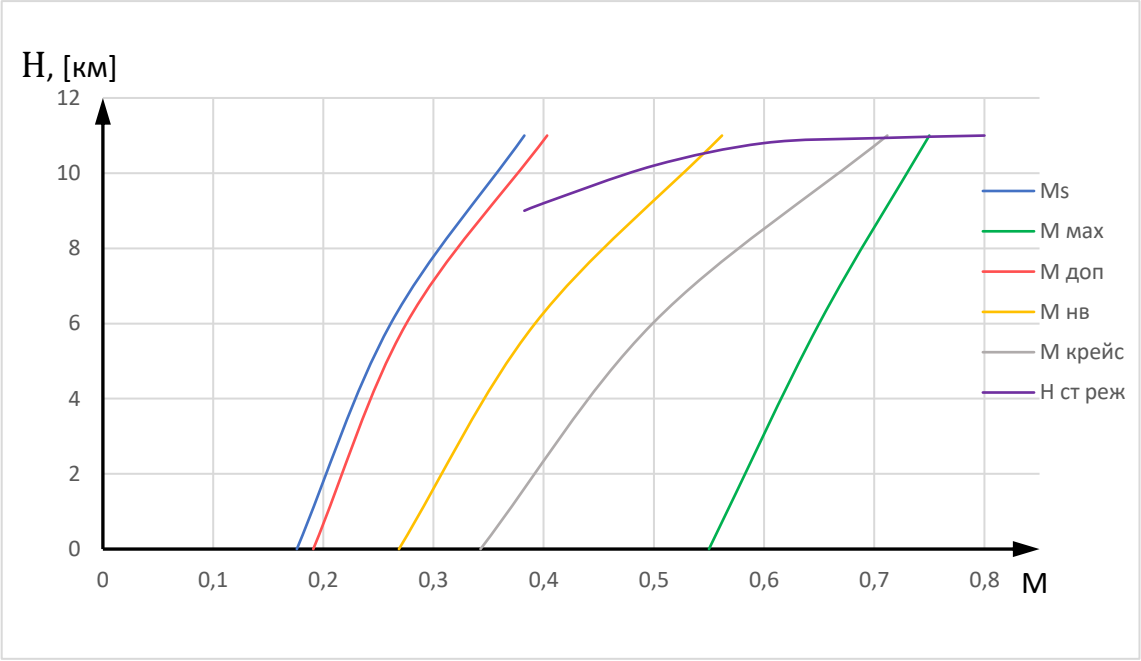


Рисунок 1.13 - Висотно-швидкістна діаграма характерних швидкостей прямолінійного усталеного польоту

Теоретична статистична гранична висота польоту

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

Динамічна гранична висота польоту ЛА - найбільша висота польоту, яку можна досягти за рахунок запасу кінетичної енергії в несталому підйомі, та на якій можна створити мінімально необхідний швидкісний напір для збереження керованості ЛА.

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

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

Атмосферний тиск на висоті статичної стелі режиму:

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

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

Знайдемо $x_{0\,11}$ використовуючи формулу:

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

Знайдемо $x_{i\,11}$ використовуючи формулу:

$$x_{i\,11} = \frac{A \cdot (mg)^2}{0.7 \cdot p_{11} \cdot M^2 \cdot S}$$

За таблицею стандартних атмосфер знаходимо висоти, які відповідають розрахованим тискам, данні заносимо в таблицю 1.15.

Таблиця 1.15 – Характеристики граничної висоти польоту

M	$x_{0\ 11}$	$x_{i\ 11}$	$x_{a\ 11}$	$P_{наяв\ 11}$	$P_{н\ ст.реж}$	$H_{ст}$	V, м/с	V, км/ч
0,3825	10248	39927	50175	32946	30106	9	116,2	418,5
0,4	10913	36493	47406	33147	29082	9,2	121,2	436,4
0,5	16690	23350	40040	34991	25641	10,2	149,3	537,6
0,6	23608	16204	39812	38307	23833	10,8	177,6	639,6
0,7	31618	11894	43512	43194	23009	10,93	206,9	744,9
0,8	40653	9095	49748	49748	22700	11	236,2	850,2

Максимальне значення - теоретична статична стеля, $H_{ст.теор.} = 11$ км.

1.2.3 Характеристики набору висоти

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

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

де V_y^* – скоропідйомність літака, м/с; $P_{наяв}$ – наявна тяга, Н; $P_{потр\ гп}$ – потрібна тяга для горизонтального польоту, Н; M – швидкість польоту в числах Маха; a_H – швидкість звуку при відповідній висоті, м/с. Отримані данні заносимо до таблиці 1.16.

Таблиця 1.16 – Значення скоропідйомності ЛА для заданих висот польоту та при заданих числах Маха

M / H	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	2,74	4,52	4,17	1,81	-2,57	-8,97	-17,31
6	-	0,64	1,73	1,72	0,83	-0,81	-3,05
11	-	-	-2,10	-0,96	-0,34	-0,08	0,00

Результати представимо у вигляді графіка на рис. 1.14.

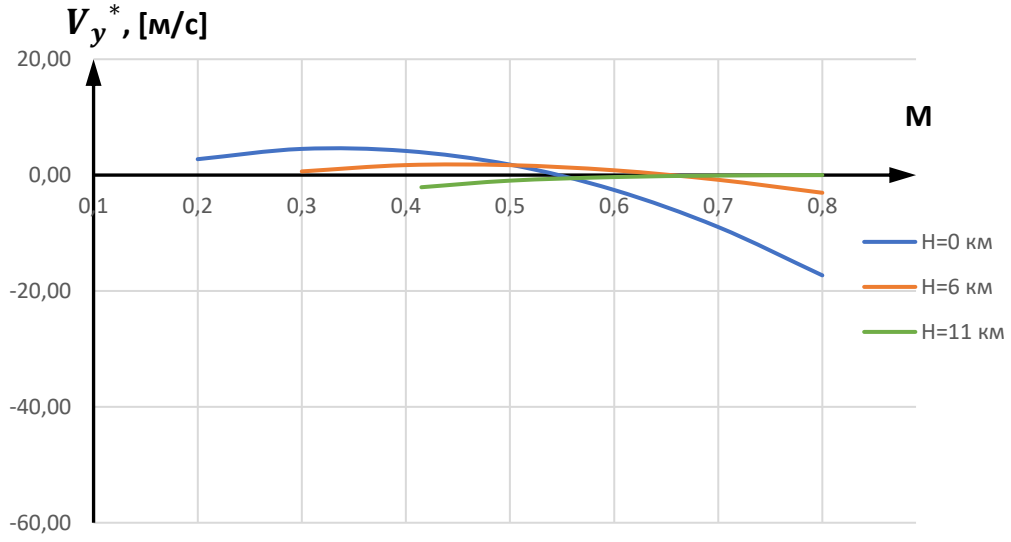


Рисунок 1.14 – Енергетична швидкопідйомності ЛА від числа Маха та заданих висот H = 0, 6, 11 км

1.3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання, підбір літака

1.3.1. Розробка майстер-геометрії літака

Моделювання літака виконано за допомогою програмного забезпечення SIMMENS NX. Це тривимірна система, яка дозволяє відтворити майже будь-яку геометричну форму, оперуючи числами з подвоєною точністю.

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

Крило будується за допомогою команди Through Curve Mesh (побудова поверхонь). Перед цим необхідно побудувати криві, що описують кінцевий і кореневий перетин крила, а також перетин в місцях заламу крила. Після цього будуються закінцівки крила.

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

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

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

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

Майстер-геометрія проектованого літака представлені на рисунку 1.15.

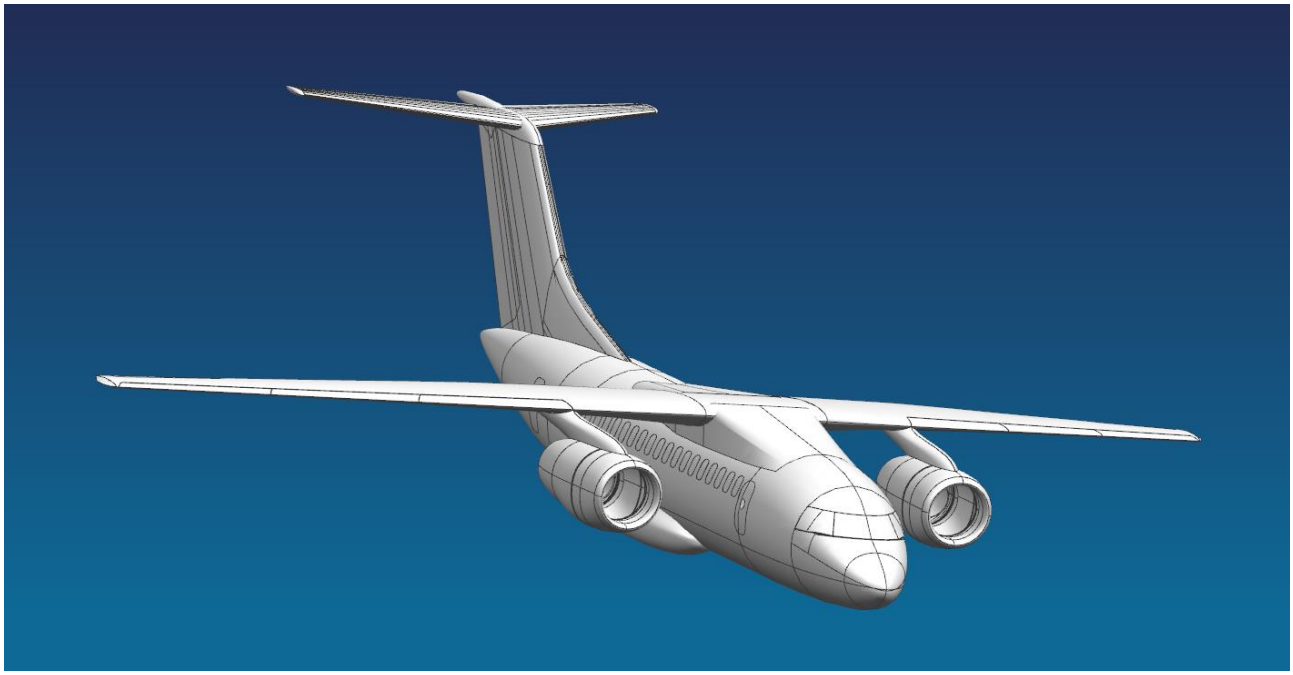


Рисунок 1.15 - Майстер - геометрія проектованого літака

1.3.2. Опис майстер - моделі літака

Проектований літак нормальної схеми з високорозміщенним крилом, на якому розміщені два ТРДД. Крило стріловидне, як механізації є закрилки, інтерцептори та передкрилки.

Хвостове оперення має Т-подібний вигляд, з ГО розміщеним на ВО.

В виконаний за однокільовою схемою. На кілі розташоване кермо напряму.

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

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

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

По лівому та правому борту розміщені двері, для потрапляння пасажирів та членів екіпажу до салону літака. Вантажний відсік передбачений для

перевезення багажу в контейнерах і без, в обох випадках кріплення здійснюється за допомогою сталевих тросів. Для цього в підлозі передбачені спеціальні скоби.

ВИСНОВКИ

Проектований середньомагістральний літак призначений для 80 пасажирів на відстань до 5000км. Літак має гарні льотно-технічні та злітно-посадкові характеристики. Загальний вигляд і конструктивно-силова схема літака представлені на кресленнях в додатках 1, 2.

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

Майстер-геометрія проектованого літака розроблена за допомогою в системи SIMMENS NX.

2. ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1. Система протизледеніння літака, загальні відомості.

Система протизледеніння (далі ПОС) призначена для захисту літака від зледеніння.

ПОС включає в себе:

- ПОС планера (ПОС крила та оперення);
- ПОС повітрязабірників двигунів;
- ПОС переднього скла кабіни екіпажу;
- Сигналізатори зледеніння.

ПОС планера – повітряно-теплова, призначена для запобігання утворення або

видалення льоду з відхиляючих і невідхиляючих носків крила, передкрилки і носків стабілізатора.

ПОС повітрязабірників двигунів – повітряно-теплова, призначена для запобігання утворення або видалення льоду з носків повітрозабірників двигунів.

ПОС переднього скла – призначена для запобігання утворенню льоду на поверхні переднього скла кабіни екіпажу.

Сигналізатори зледеніння EW 164 призначені для сигналізації наявності зледеніння та видачі команд на автоматичне увімкнення підсистем ПОС.

2.2. Система протизледеніння проектованого літака і її принципова схема

Відбір повітря для ПОС планера проводиться від СПП (ПОВ1 та ПОВ2 сьома або четверта ступінь КВТ двигунів № 1, № 2), для ПОС повітрозабірників двигунів − від 4-го ступеня КВТ двигунів.

Кількість повітря, що подається на обігрів повітрозабірників двигунів, крила та оперення регулюється кранами-регуляторами. Управління кранами-

регуляторами, а також краном кільцювання СПП проводиться приладами ПУКП-148 № 1і № 2 (далі ПУКП) за заданим алгоритм управління.

Для забезпечення заданого алгоритму управління ПУКП має отримувати та обробляти наступну інформацію:

- температуру зовнішнього повітря (загальмовану та незагальмовану), абсолютний тиск повітря, швидкість та висоту польоту;
- сигнали про наявність зледеніння − від сигналізаторів зледеніння;
- сигнали про включення в автоматичний або ручний режим роботи − від кнопок-табло в кабіні екіпажу;
- сигнал "ВІДМОВИ ДВИГУНА 1, 2" − від датчика тиску масла;
- сигнал "ШАСІ НЕ ОБЖАТИ" - від СУЗЛО;
- стан та режим роботи СПП − від контролерів СПП;
- температуру та тиск повітря, що подається в ПОС від СПП − від контролерів СПП;
- тиск у магістралях ПОС після кранів-регуляторів – від датчиків тиску;
- температуру повітря в магістралі ПОС оперення та ПОС повітрозабірників двигунів – від датчиків температури у системі;
- температуру поверхні, що обігрівається (крило та оперення) − від датчиків температури поверхні;
- режим роботи двигуна та положення клапанів перепуску повітря від IV ступені КВД двигуна – від БУК-148;
- інформація про запуск та вихід на режим ДСУ − від БУК-МС2.

Кожен ПУКП має 5 каналів керування:

- 2 канали для ПОС повітрязабірників двигунів;
- 2 канали для обігріву крила;
- 1 канал для обігріву оперення.

У штатній ситуації ПОС планера керується ПУКП №1 (3 канали управління), ПОС повітрязабірників двигунів – ПУКП №2 (2 канали управління). Управління по кожному каналу незалежне від роботи інших каналів.

Кожен канал має два контури керування. У штатній ситуації тиск повітря, що надходить в систему, регулюється контуром №1 у функції від температури поверхні, що обігрівається, а контур №2 обмежує регулювання тиску в заданому діапазоні. У разі відмови контуру №1 управління системою забезпечує контур №2 відповідно до заданого алгоритму.

У разі відмови контуру №1 та №2 будь-якого каналу одного ПУКП управління підсистеми ПОС цього каналу автоматично перемикається на контур №2 другого приладу.

Під час обігріву консолей крила витримується симетрія температурних режимів. У разі відмови основного контуру та переходу на резервний контур каналу управління однієї консолі крила, канал керування другою консоллю також переходить на резервний контур управління.

Між приладами ПУКП №1 та №2 здійснюється обмін інформацією про стан системи.

ПУКП забезпечує три режими роботи: автоматичний, ручний та режим контролю.

Автоматичне включення ПОС відбувається по сигналу від сигналізаторів зледеніння. До кожного ПУКП підключено два сигналізатори зледеніння. При цьому один сигналізатор є основним, другий - дублюючим. Для ПУКП №1 основним є сигналізатор, встановлений по борту правому, для ПУКП № 2 - по лівому. Основний сигналізатор видає сигнали про наявність зледеніння, відмови сигналізатора, справності сигналізатора і включення ПОС. Дублюючий сигналізатор видає сигнали про наявність зледеніння та відмову сигналізатора.

Ручне включення здійснюється натисканням кнопки-табло ручного включення ПОС. При цьому кнопки-табло підготовки підсистем до автоматичного вмикання повинні бути натиснуті.

Контроль системи проводиться автоматично при включенні живлення на борт, автоматично польоті з інтервалом (4±1) с та на землі за допомогою БСТО.

Прилад ПУКП-148 №3 призначений для контролю герметичності та формування інтегральної інформації щодо функціонування систем

життєзабезпечення та ПОС. Прилад має два незалежних каналу А та В. Обробка та видача інформації забезпечується двома каналами одночасно.

ПУКП-148 №3 згідно із закладеними алгоритмами виробляє:

- контроль герметичності СПП;
- обчислення витрати повітря, що відбирається від ДСУ;
- формування інтегральної інформації щодо функціонування систем життєзабезпечення та ПОС.

Прилад видає інформацію в СУЗЛО та БСТО через ПУКП-148 № 1 та № 2.

Електроживлення управління ПОС планера та повітрозабірників двигунів здійснюється постійним струмом напругою 27 В від основних шин лівого і правого РУ 27 В.

На літаку встановлено електротеплову ПОС (ЕТ ПОС) переднього скла циклічної дії та система підігріву повітря для обдування переднього та бокового скла.

ЕТ ПОС забезпечує температурний режим скла в діапазоні температур, відповідний зміні величини опору ланцюга датчиків температури від (144±0,5) Ом до (146±0,5) Ом.

Системи керування обігрівом переднього скла та підігрівом повітря для обдування скла – автономні для лівого та правого скла. Управління здійснюється пристроями ПУТС-140М №1 та №2: №1 – для лівого скла, №2 – для правого скла. ПУТС-140М забезпечує роботу ПОС скла в режимах: автоматичного керування, ручного керування та контролю.

У режимі автоматичного керування при включенні ПОС скла обігрів проводиться в ослабленому режимі. При появі умов зледеніння за сигналом сигналізатора зледеніння ПУТС-140М перемикає обігрів на інтенсивний режим. При ручному керуванні (натиснутих кнопках-табло ручного увімкнення та відключення ПОС скла) обігрів проводиться спочатку в ослабленому режимі, а потім інтенсивному режимі.

В ослабленому режимі живлення здійснюється напругою 115 В, в інтенсивному - 200 В.

Для очищення поверхні скла на лівому та правому склі встановлені склоочисники.

Інформація про параметри та стан системи протизледеніння передається в СУЗЛО, БСТО, БПР.

СУЗЛО на підставі отриманої інформації та закладених програм функціонування реалізує:

- формування команд видачі сигнальної інформації для КСЕІС;
- прийом інформації про відмови;
- контроль справності мережі збору інформації.

БСТО забезпечує запам'ятовування інформації про відмови у поточному та попередніх польотах.

БПР забезпечує реєстрацію інформації, отриманої із системи та від СУЗЛО.

Функціональна схема ПОС наведена на рисунку 2.1.

Органи управління та контролю показані на рисунку 2.2.

Інформація по системі протизледеніння, що виводиться на КІСС, наведена на рисунку 2.3.

Монтажна схема ПОС показана на рисунку 2.4.

Функціональне призначення органів управління та контролю наведено у таблиці 2.1.

Значення та колір символів на кадрі КІСС наведено в таблиці 2.2.

Повідомлення, що виводяться на КСЕІС, та їх звуковий супровід наведено в таблиці 2.3.

ПОС проектованого літака включає в себе:

1 - елементи обігріву переднього скла;

2 – датчик температури в склі;

3 – датчик температури поверхні 92294А010000;

4 – протиобледнювач повітрязабірника двигунів;

5 – датчик тиску 92295А010000;

6 – кран-регулятор 60088А010000 ПОС повітрязабірника двигуна;

7 – датчик температури П109М1 повітря в системі;

8 – фланець відбору повітря від 4-ї ступені КВТ;

9 – протиобледнювач відхиляючого носка;

10 – протиобледнювач невідхиляючого носка;

11 – протиобледнювач I секції передкрилку;

12 – протиобледнювач II секції передкрилку;

13 – протиобледнювач III секції передкрилку;

14 – кран-регулятор 60090A010000 ПОС крила;

15 – кран кільцювання СПП;

16 – заслінка відбору повітря від ДСУ;

17 – кран-регулятор 60088A010000 горизонтального оперення;

18 – протиобледнювач стабілізатора;

19 – трубка Вентури;

20 – датчик температури ($t_{\text{ДСУ}}$);

21 - датчик тиску ($P_{\text{ДСУ}}$);

22 - датчик перепаду тиску ($\Delta P_{\text{ДСУ}}$);

23 – з'єднувальні муфти протиобледнювачів передкрилків;

24 – вузол підводу повітря до передкрилку;

25 – вузол підводу повітря до відхиляючого носка.

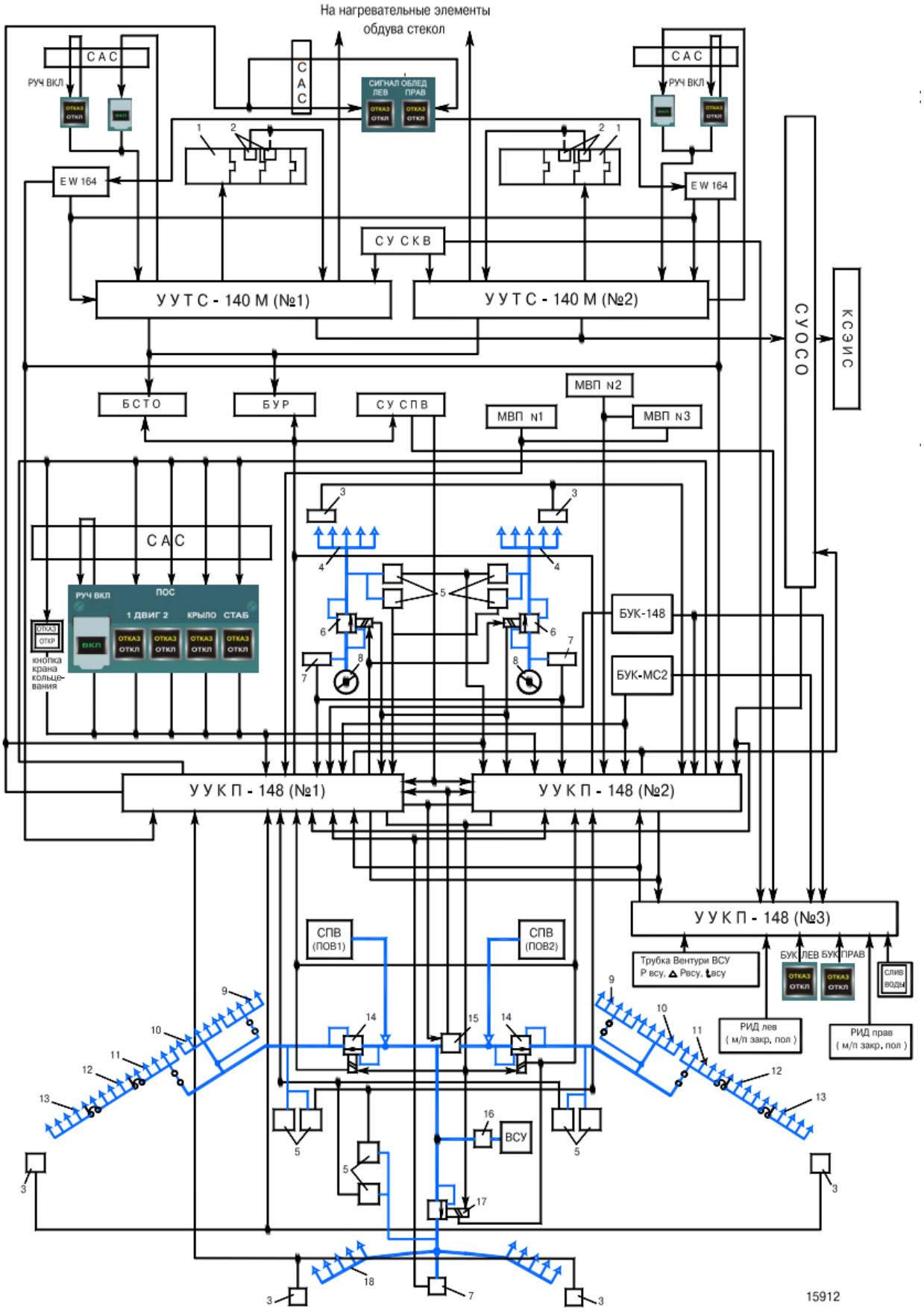


Рисунок 2.1 - Функціональна схема ПОС

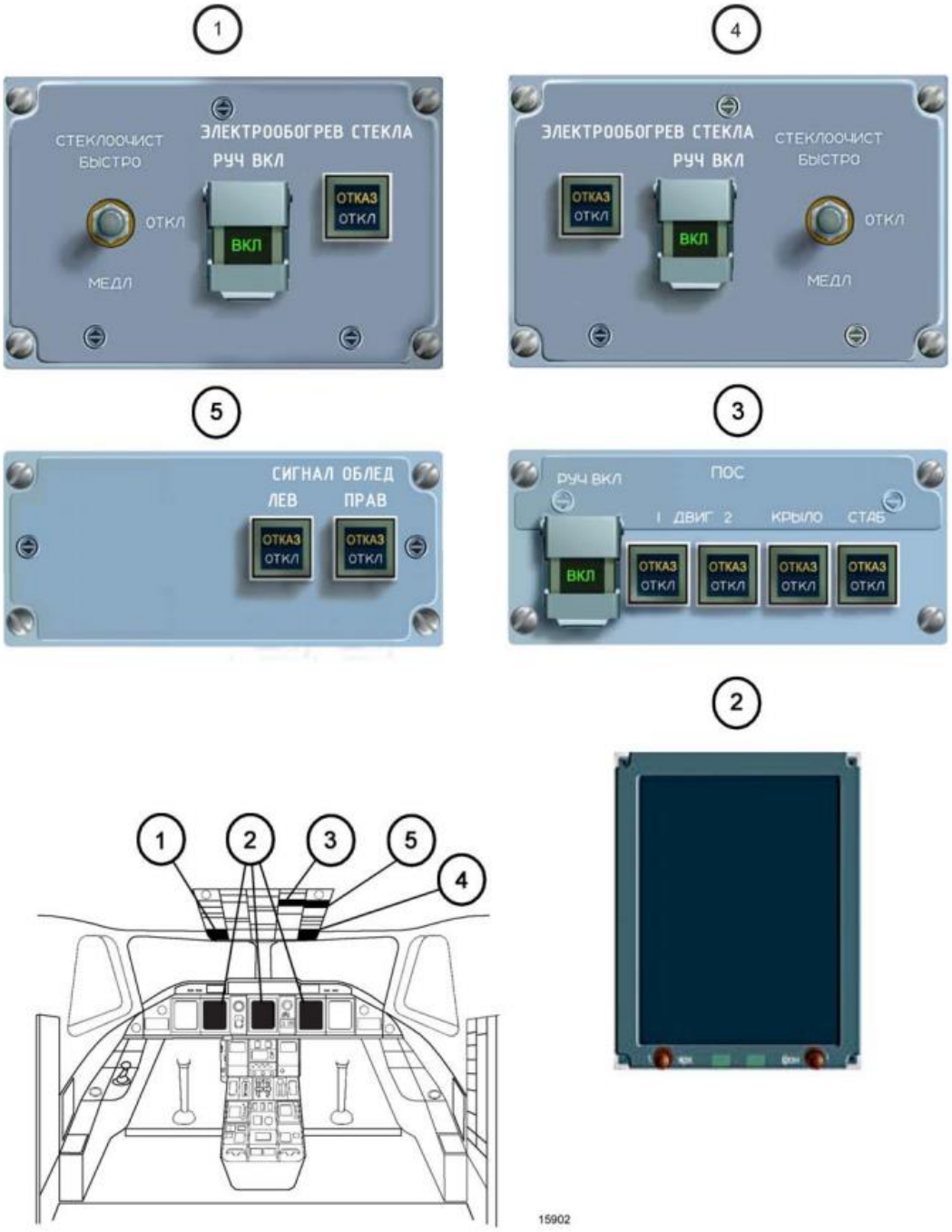


Рисунок 2.2 - Органи керування та контролю ПОС

Таблиця 2.1 – Функціональне призначення органів керування та контролю

Органи керування та контролю	Призначення
Верхній пульт Щиток ПОС	
Кнопки-табло «ДВИГ 1, 2», «КРИЛО», «СТАБ» (з фіксацією) з сигнальними полями	Підготовка для автоматичного вмикання ПОС повітрязабірників двигунів, крила та горизонтального оперення (при натиснутій кнопці) і сигналізація
«ВІДМОВА» жовтого кольору	Відмова керування відповідної підсистеми в автоматичному режимі
«ВИМКН» білого кольору	Вимкнення відповідної системи (при віджатій кнопці)
Кнопка-табло під ковпачком «РУЧ ВКЛ» (з фіксацією) з сигнальним полем зеленого кольору «ВКЛ»	Ручне ввімкнення ПОС повітрязабірників двигунів, крила, горизонтального оперення (при натиснутій кнопці), якщо натиснуті кнопки-табло відповідних підсистем
Кнопки-табло «СИГНАЛ ОБЛЕД ЛЕВ, ПРАВ» (з фіксацією) з сигнальними полями	Увімкнення сигналізаторів зледеніння та сигналізація
«ВІДМОВА» жовтого кольору	Відмова сигналізатора зледеніння
«ВИМК» білого кольору	Вимкнення сигналізаторів зледеніння (при віджатій кнопці)
Щиток склоочисників (лівий, правий)	
Перемикач «СТЕКЛООЧИСТ» з положеннями	Керування режимами роботи лівого та правого склоочисників
«ШВИДКО»	Увімкнення режиму швидкої роботи
«ВИМК»	Вимкнення управління склоочисників

Продовження Таблиці 2.1

Органи керування та контролю	Призначення
«ПОВІЛЬНО»	Увімкнення режиму повільної роботи
Кнопка-табло з фіксацією «ЕЛЕКТРООБІГРІВ СКЛА» з полями	Підготовка автоматичного ввімкнення обігріву скла (при натиснутій кнопці) та сигналізація
«ВІДМОВА» жовтого кольору	Відмова керування обігрівом в автоматичному режимі
«ВИМК» білого кольору	Вимкнення обігріву (при віджатій кнопці)
Кнопка-табло під ковпачком «РУЧ ВКЛ» (з фіксацією) з сигнальним полем зеленого кольору «ВКЛ»	Ручне ввімкнення обігріву скла (при натиснутій кнопці), якщо натиснуті кнопки-табло «ЕЛЕКТРООБІГРІВ СКЛА»
Середня панель приладової дошки	
КІСС КСЕІС	Індикація попереджуючих, повідомляючих, статусних повідомлень, кадра ПОС
МФІ КСЕІС	Індикація попереджуючих, статусних повідомлень

Рисунок 2.3 – Інформація по ПОС на КІСС

Таблиця 2.2 – Значення та колір символів на кадрі ПОС

№ символу по Рисунку 3	Значення, колір символу
1	ПОС стабілізатора: - голубий – увімкнена; - жовтий – відмова; - білий – вимкнена.
2	ПОС стабілізатора: - голубий – увімкнена; - жовтий – відмова; - білий – вимкнена.
3	ПОС стабілізатора: - голубий – увімкнена; - жовтий – відмова; - білий – вимкнена.
4	ПОС стабілізатора: - голубий – увімкнена; - жовтий – відмова; - білий – вимкнена.

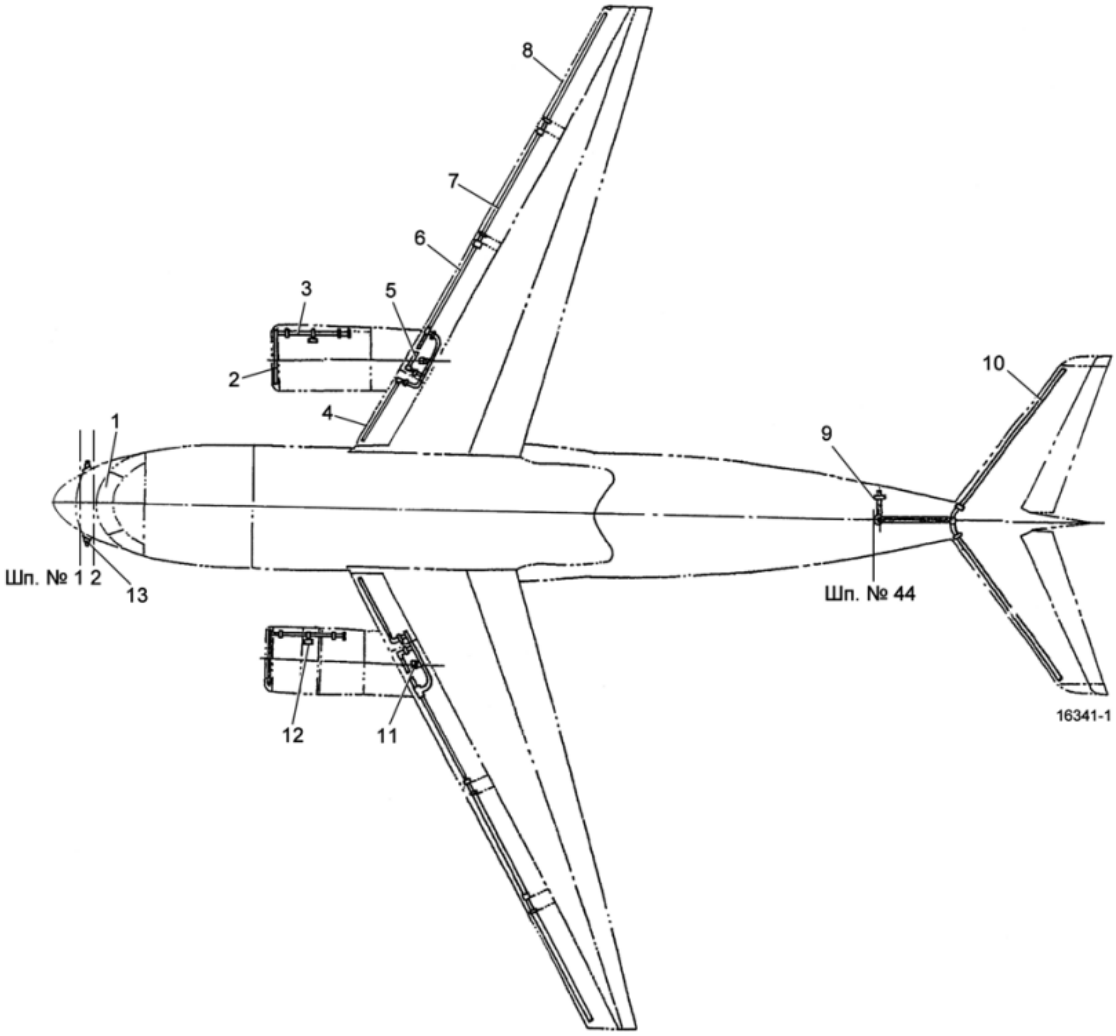


Рисунок 2.4 – Монтажна схема ПОС: 1 – нагрівальні елементи переднього скла; 2 – ПОС повітрязабірника двигуна; 3 – трубопроводи ПОС на двигуні; 4 – розподільна труба обігріву відхиляючого носка; 5 – розподільна труба обігріву невідхиляючого носка; 6 – розподільна труба обігріву 1-ї секції передкрилку; 7 - розподільна труба обігріву 2-ї секції передкрилку; 8 - розподільна труба обігріву 3-ї секції передкрилку; 9 – кран-регулятор 60088A010000 ПОС горизонтального оперення; 10 - розподільна труба обігріву носка стабілізатора; 11 – кран-регулятор 60090A010000 ПОС крила; 12 – кран-регулятор 60088A010000 ПОС повітрязабірника двигуна; 13 – сигналізатор зледеніння EW 164.

2.3.Технологія обслуговування системи протизледеніння літака

Одна з робіт, що виконується на системі це – перевірка працездатності.

Перевірка виконується на працюючих двигунах або при під'єднаному аеродромному живленні.

Перевірка ПТ ПОС включає в себе такі дії:

1. Ввімкнення системи БСТО, СУОСО, СУСКВ, ІКВСП, КСЕІС.
2. Переконатися, що кнопки-табло «ДВИГ 1, 2», «КРИЛО», «СТАБ» віджаті та горять білі поля «ВИМК» цих кнопок-табло.
3. Ввімкнути СПВ та СКВ.
4. Натиснути кнопки-табло «ДВИГ 1, 2», «КРИЛО», «СТАБ». Білі поля «ВИМК» цих кнопок-табло погаснуть.
5. Натиснути кнопку-табло «РУЧ ВКЛ». На кнопці-табло загориться зелене поле «ВКЛ».
6. Переконатись, що КІСС в зоні оповіщень відсутні сигналізації про відмови ПОС.
7. Переконатись, що на кадрах МФІ «ПОВІТРЯ» та «СТАТУС» також відсутня сигналізація про відмови ПОС.
8. На МФПУ ПСС оберіть пункт меню «< OMS».
9. В отриманому меню натиснути на кнопку «ACARS FAULT LIST». Переконатися, що в списку систем нема назв блоків «IRPC-1» та «IRPC-2».
10. Віджати кнопку-табло «РУЧ ВКЛ». На кнопці-табло погасне зелене поле «ВКЛ».
11. Віджати кнопки-табло «ДВИГ 1, 2», «КРИЛО», «СТАБ». Білі поля «ВИМК» цих кнопок-табло загоряться.
12. Вимкнути СПВ та СКВ.
13. Вимкнути БСТО, СУОСО, СУСКВ, ІКВСП, КСЕІС.

Також виконується перевірка ЕТ ПОС, та системи обдуву скла:

1. Ввімкнення системи БСТО, СУОСО, СУСКВ, ІКВСП, КСЕІС.
2. Переконатись, що кнопки-табло «ЕЛЕКТРООБІГРІВ СКЛА» віджаті та горять білі поля «ВИМК» цих кнопок-табло.
3. Ввімкнути СПВ та СКВ.
4. Натиснути на кнопки-табло «ЕЛЕКТРООБІГРІВ СКЛА». Білі поля «ВИМК» погаснуть.
5. Натиснути кнопку-табло «РУЧ ВКЛ». На кнопці-табло загориться зелене поле «ВКЛ».
6. Встановити ручку «ОБДУВ СКЛА» на рожеве поле.
7. Переконатись, що КІСС в зоні оповіщень відсутні сигналізації про відмови.
8. Переконатись, що на кадрах МФІ «ПОВІТРЯ» та «СТАТУС» також відсутня сигналізація про відмови.
9. На МФПУ ПСС оберіть пункт меню «< OMS».
10. В отриманому меню натиснути на кнопку «ACARS FAULT LIST». Переконатися, що в списку систем нема назв блоків «WHCU-1» та «WHCU-2».
11. Встановити ручку «ОБДУВ СКЛА» на червоне поле.
12. Повторити перевірку за пунктами 6-9.
13. Віджати кнопку-табло «РУЧ ВКЛ». На кнопці-табло погасне зелене поле «ВКЛ».
14. Віджати кнопки-табло «ЕЛЕКТРООБІГРІВ СКЛА». Білі поля «ВИМК» загоряться.
15. Встановити ручки «ОБДУВ СКЛА» в крайнє положення на голубе поле.
16. Вимкнути СПВ та СКВ.
17. Вимкнути БСТО, СУОСО, СУСКВ, ІКВСП, КСЕІС.

Ще виконується огляд трубопроводів та агрегатів ПОС. Огляд включає в себе:

1. Встановити драбини для доступу до носка лівої консолі крила та лівому двигуну.
2. Зняти панелі на носку між нервюрами № 7-9 крила, відкрити кришки капоту двигуна та люки на повітрязабірнику двигуна.
3. Зняти теплоізоляційні чохли зі стиків трубопроводів.
4. Оглянути монтаж трубопроводів та агрегатів.

   Не допускаються:

   - Корозія;

   - Пошкодження теплоізоляції та трубопроводів;

   - Тріщини на кронштейнах, деталях стиків, агрегатах та деталях їх кріплення;

   - Порушення контрування з’єднань;

   - Ослаблення кріплення агрегатів та стиків трубопроводів.
5. Встановити теплоізоляційні чохли.
6. Закрити люки повітрязабірника, кришки капоту двигуна, встановити панелі, зняті по п. 2, прибрати драбину.
7. Виконати роботи по пунктам 1-6 для правої консолі крила та правого двигуна.
8. Встановити драбину, відкрити люк для доступу відсіку фюзеляжу між шп. № 42-45.
9. Виконати роботи по пунктам 3-5.
10. Закрити люк, прибрати драбину.

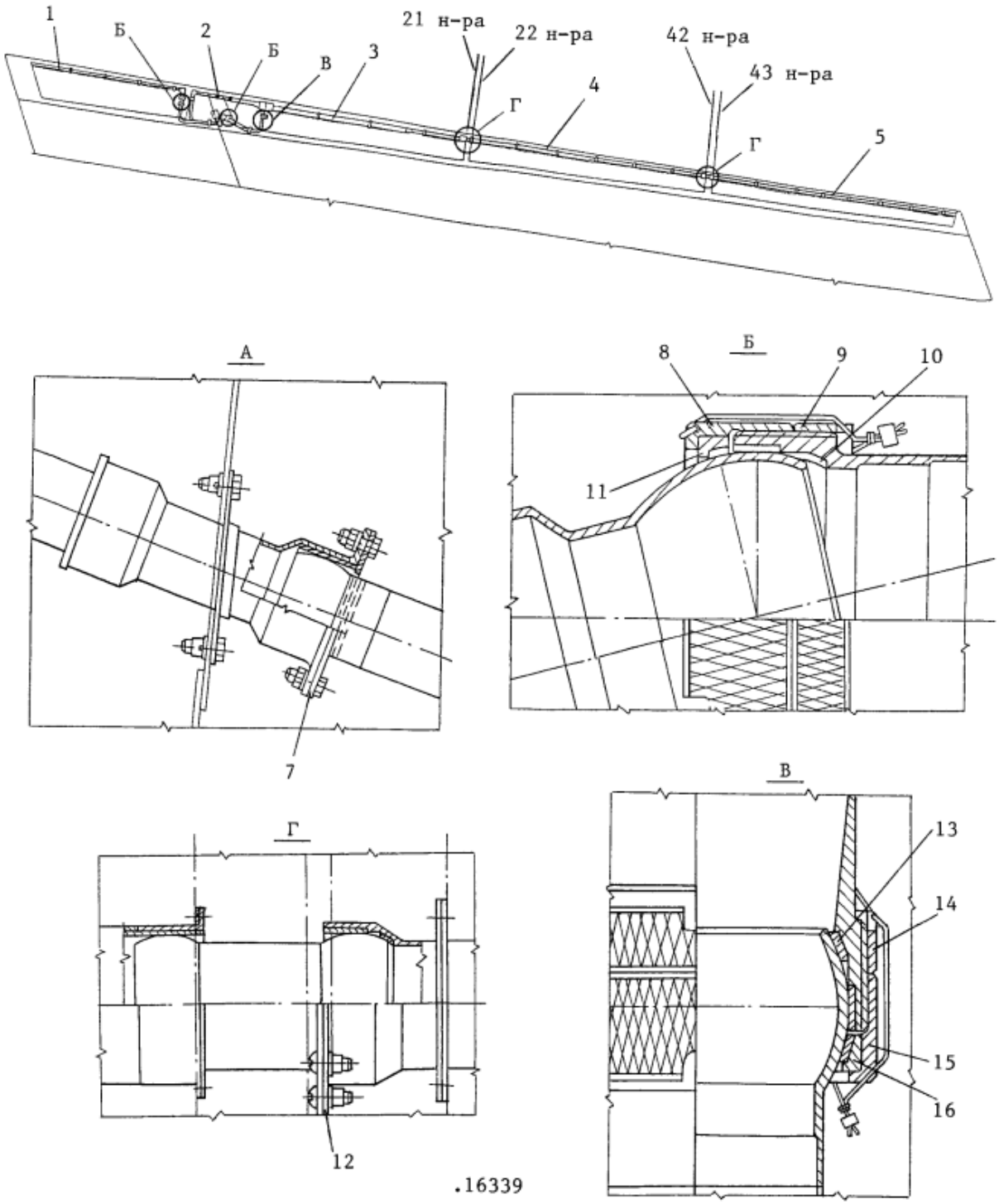


Рисунок 2.5 – ПОС в крилі: 1 – розподільна труба в носку що відхиляється; 2 - розподільна труба в носку що не відхиляється; 3 - розподільна труба 1-й секції передкрилка; 4 - розподільна труба 2-й секції передкрилка; 5 - розподільна труба 3-й секції передкрилка; 6 – кран регулятор; 7, 10, 11, 13, 16 – кільця; 8, 9, 14, 15 – гайка; 12 – напівкільце.

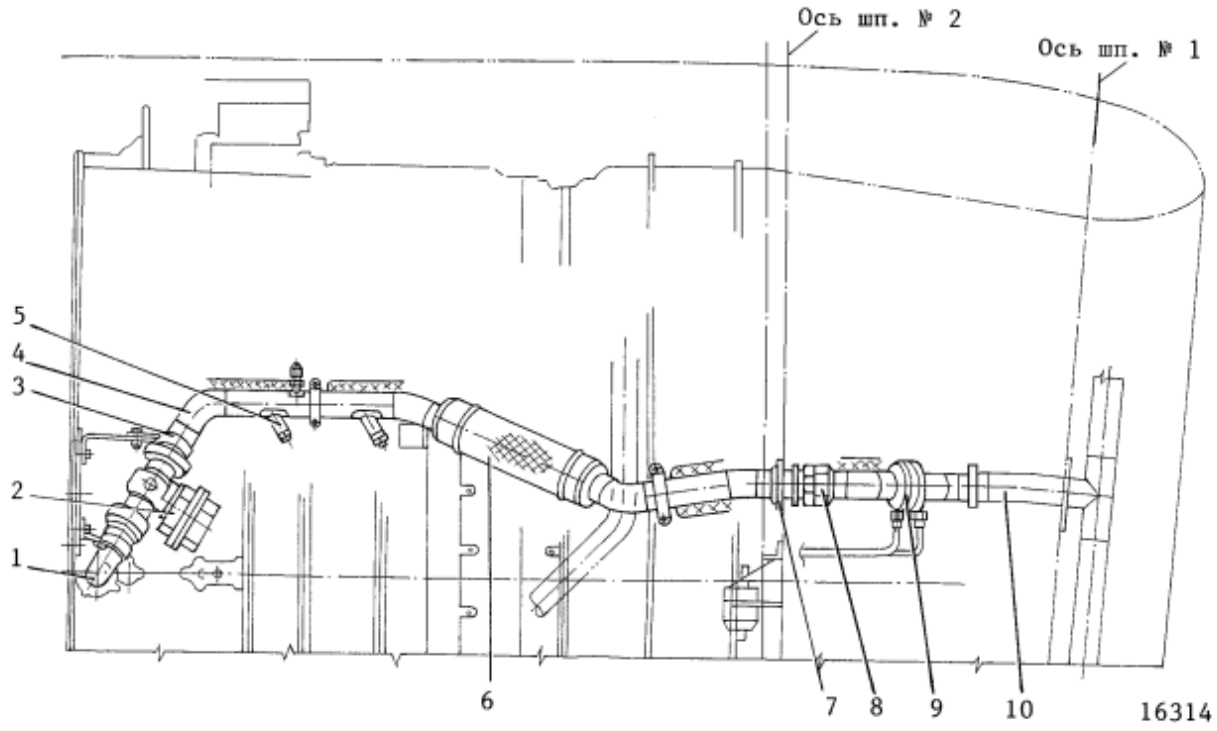


Рисунок 2.6 – Монтаж ПОС на двигуні: 1 – фланець відбору; 2 – кран регулятор; 3 – хомут стрічковий; 4 – патрубок; 5 – датчик температури; 6 – трубопровід; 7 – кронштейн; 8 – гайка; 9 – діафрагма; 10 – патрубок.

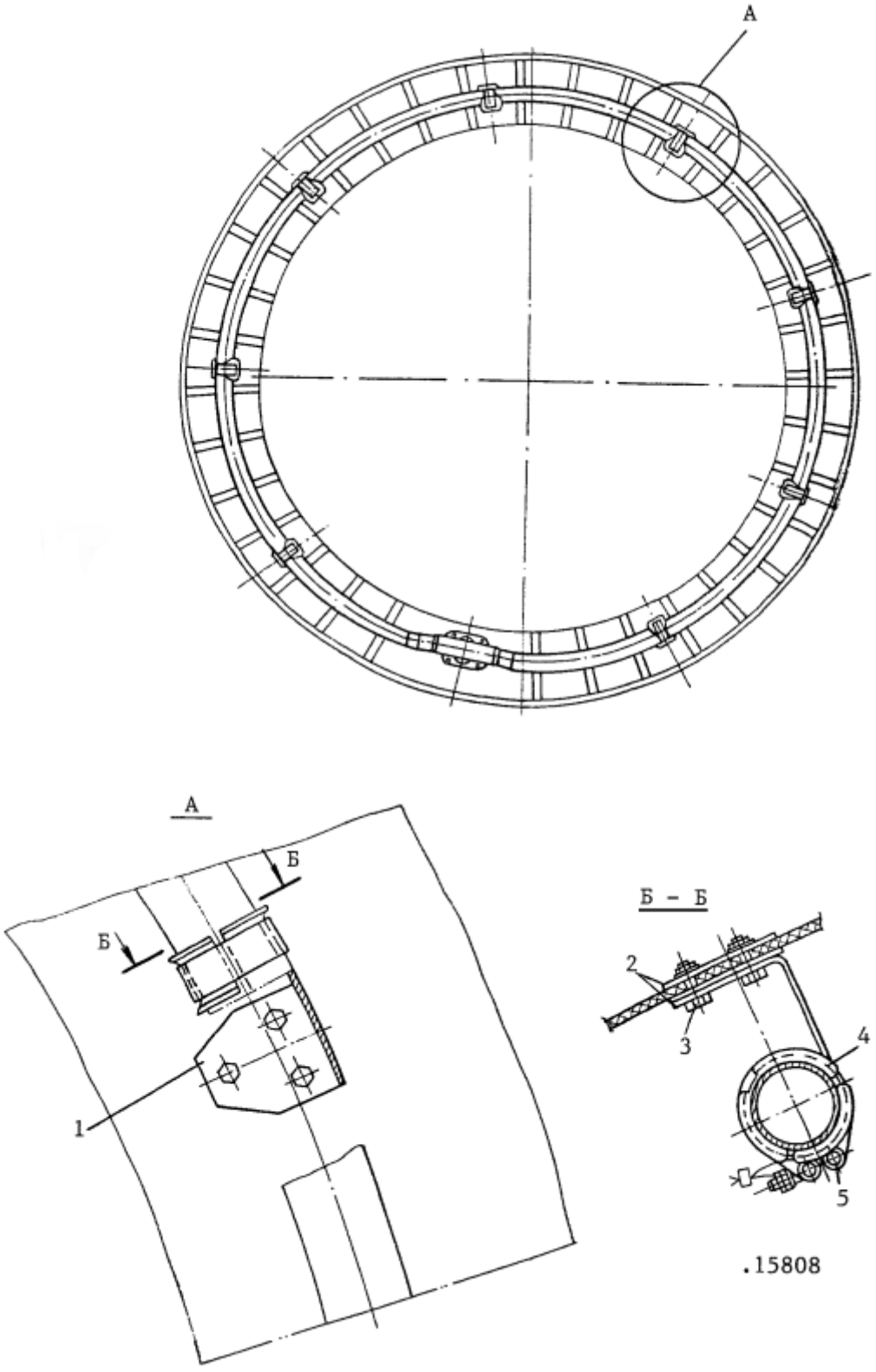


Рисунок 2.7 – ПОС в носку повітрязабірника двигуна: 1 – кронштейн; 2 – прокладка; 3 – болт; 4 – обойма; 5 – хомут стрічковий.

Огляд трубопроводів ПОС в кілі та стабілізаторі, виконується разом з роботами з огляду хвостового оперення:

1. Зняти теплоізоляційні чохли.
2. Оглянути по доступним місцям трубопроводи ПОС та деталі їх кріплення.

   Не допускаються:

   - Корозія;
   - Тріщини, руйнування кронштейнів, хомутів, трубопроводів;
   - Пошкодження металізації;
   - Ослаблення стиків трубопроводів, порушень контрування.
3. Встановити теплоізоляційні чохли.

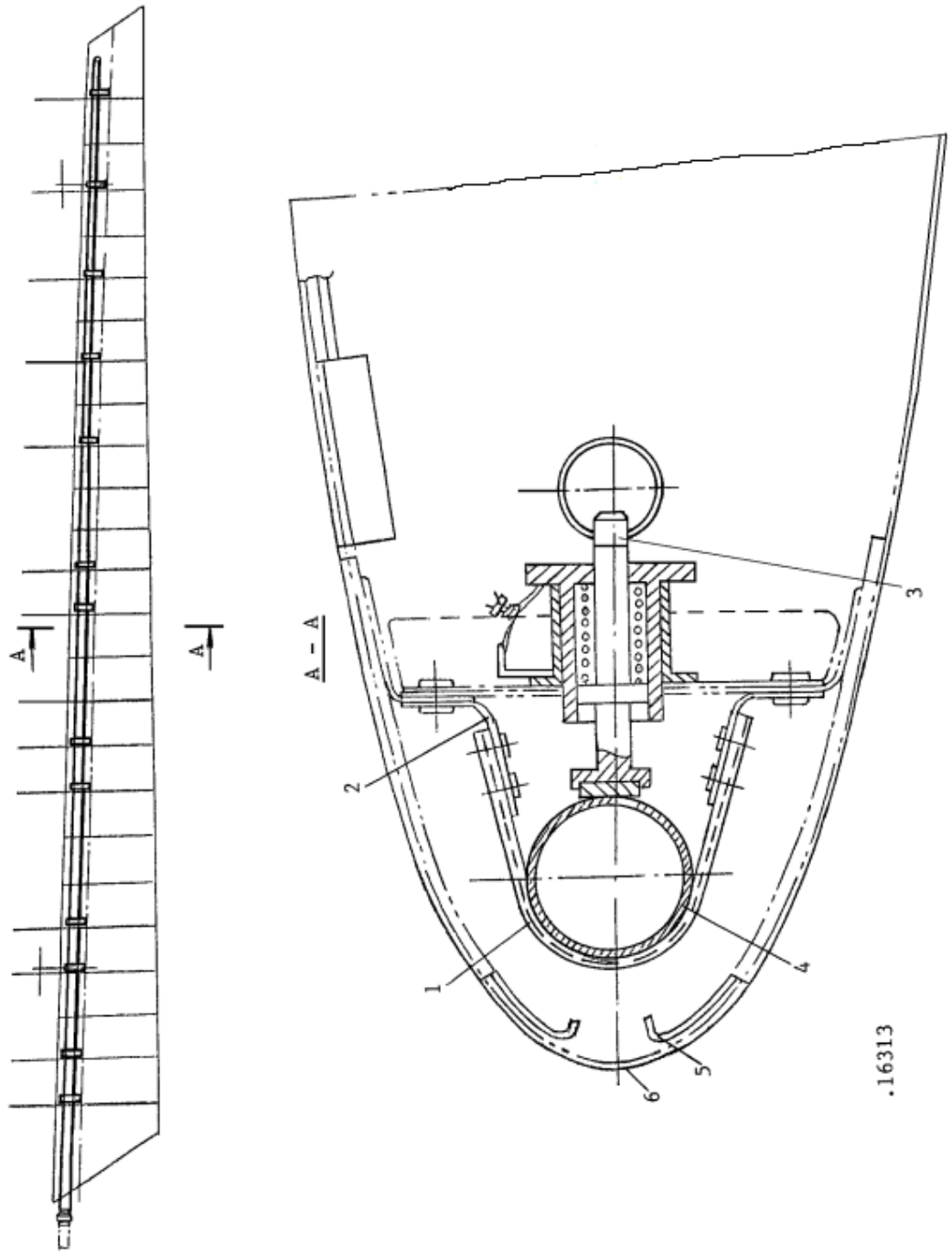


Рисунок 2.8 – ПОС в носку стабілізатора: 1 – скоба; 2 – кутик; 3 – упор; 4 – розподільча труба; 5 – гофр; 6 – обшивка.

Ще виконуються технічні роботи із заміни щіток, перевірки працездатності та огляду склоочистника.

Роботи із заміни щіток виконуються в такій послідовності:

1. Розшплінтування та відвертання гайки кріплення ричагу поводка до валу приводу склоочистника, витягнути болт.

2. Від’єднати поводок, розшплінтувати та відвернути гайку, витягнути болт кріплення щітки до поводка.
3. Встановити нову щітку в поводок, закріпити болтом та гайкою, законтрити.
4. Встановити поводок на місце, суміщуючи відмітки на ричагу поводка та в торце вала приводу склоочистника, встановити болт, закрутити та зашплінтувати з’єднання.

Перевірка працездатності склоочистника:

Примітка. Під час перевірки механізмів склоочистників в русі потрібно забезпечити постійне змочування поверхні скла водою.

1. Переконатися в наявності напруги 27 В постійного току та напруги 115 В перемінного току в бортмережі літака.
2. Перевірити працездатність лівого склоочистника, для чого потрібно встановити перемикач «СКЛООЧИСТ» в положення:
   - «ПОВІЛЬНО» - щітка повинна виконувати гойдалкові рухи;
   - «ШВИДКО» - щітка повинна виконувати гойдалкові рухи підвищеної частоти;
   - «ВИМК» - щітка повинна залишитися в крайньому положенні.
3. Аналогічно перевірити правий склоочистник.

Огляд склоочистників:

1. Оглянути електромеханізми склоочистників.

   Не допускаються:
   - Послаблення кріплення електромеханізму;
   - Корозія та вологі сліди.
2. Оглянути поводково-щітковий механізм.

   Не допускаються:
   - Вигнутість та пошкодження поводків та щіток;
   - Надриви та тріщини резинових профілів щіток;
   - Нещільне прилягання щітки по зоні відметання.

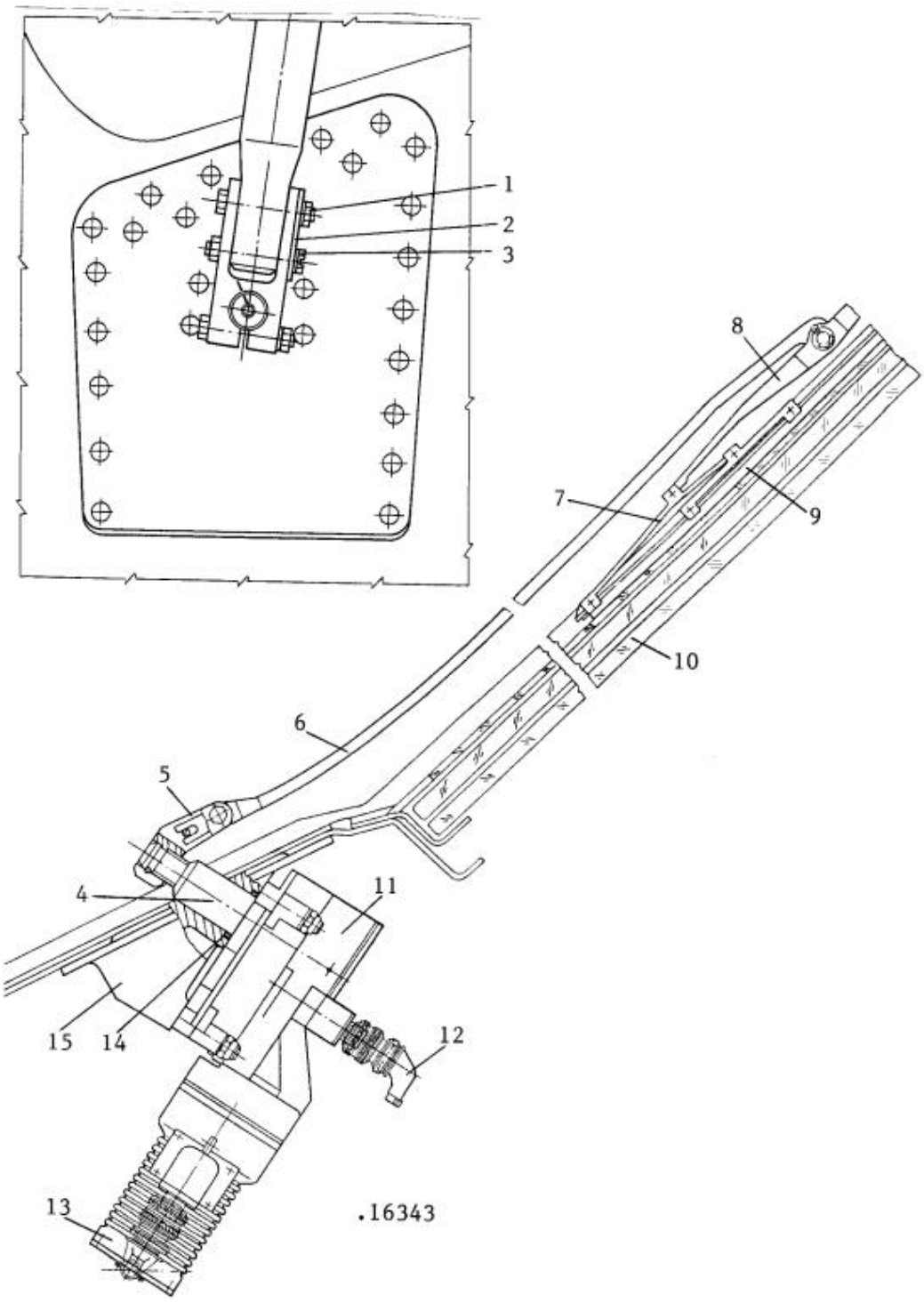


Рисунок 2.9 – Установка склоочистника: 1 – гайка; 2 – стопор; 3 – ексцентрик; 4 – вал привода; 5 – ричаг; 6 – поводок; 7,8 – коромисло; 9 – профіль; 10 – переднє скло; 11 – електромеханізм; 12, 13 – роз’єм; 14 – кільце; 15 – кронштейн.

Огляд сигналізатора зледеніння:

1. Зняти захисний кожух.
2. Оглянути сигналізатор.

Не допускається:

- Послаблення кріплення;
- Механічні ушкодження;
- Забруднення поверхні.

3. Встановити захисний кожух.

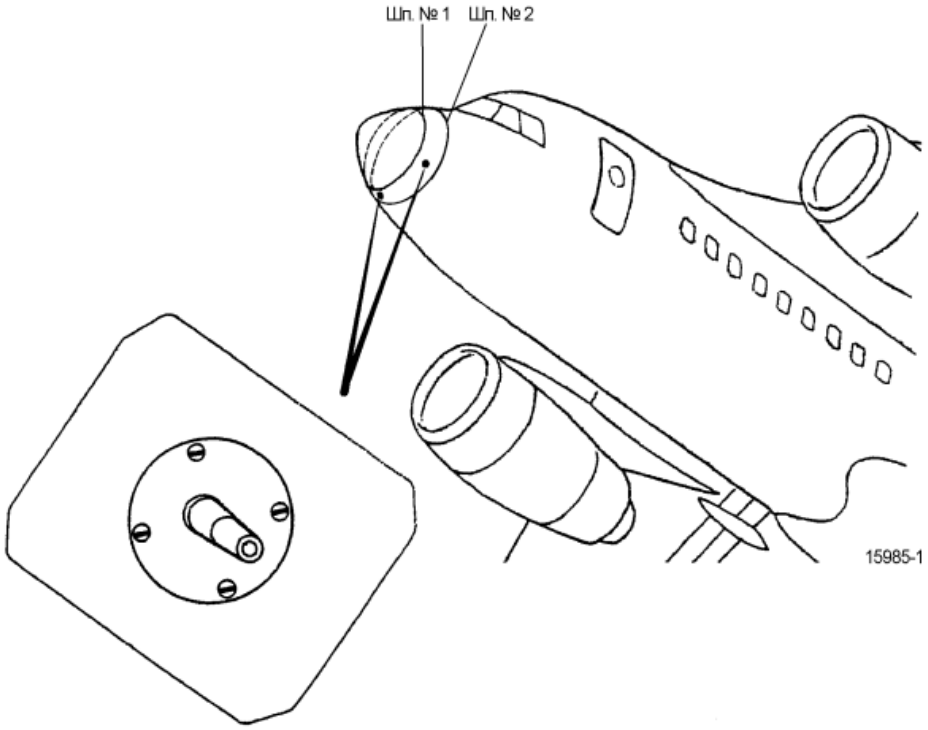


Рисунок 2.10 – Установка сигналізатора зледеніння.

2.4. Методи вдосконалення технічного обслуговування

Регулярне та ретельне технічне обслуговування систем захисту від зледеніння має важливе значення для забезпечення безперервної безпеки та надійності експлуатації літака, особливо під час польотів в умовах, коли накопичення льоду є потенційною загрозою для безпеки польотів. Відповідність нормативним вимогам і рекомендаціям виробника має

першочергове значення для підтримки льотної придатності систем протизледеніння.

Удосконалення технічного обслуговування систем проти зледеніння може бути спрямоване на підвищення ефективності, надійності та безпеки. Ось кілька потенційних областей для покращення:

1. Розширені системи моніторингу - впровадження передових датчиків і систем моніторингу можуть надавати дані в режимі реального часу про стан компонентів системи. Ці дані можна використовувати для прогнозованого технічного обслуговування, дозволяючи проактивне втручання до загострення проблем;
2. Інтегрований моніторинг стану - розробка інтегрованих систем моніторингу стану, які не тільки контролюють систему протизледеніння, але й аналізують дані для прогнозування можливих збоїв. Прогнозне обслуговування на основі аналізу даних може допомогти запобігти незапланованим простоям і підвищити загальну надійність системи;
3. Автоматизація та самодіагностика - впровадження засобів автоматизації та самодіагностики в систему протизледеніння. Системи, які можуть виконувати самоперевірку та автоматичну діагностику проблем, можуть оптимізувати процеси технічного обслуговування та зменшити потребу в тривалих ручних перевірках;
4. Стандартизація та сумісність - сприяти стандартизації компонентів та інтерфейсів програмного забезпечення системи протизледеніння для підвищення сумісності. Стандартизовані компоненти можуть спростити процедури технічного обслуговування, зменшити потребу в спеціалізованому навчанні та полегшити інтеграцію нових технологій;
5. Навчання та розвиток навичок - покращення навчальних програм для обслуговуючого персоналу, щоб переконатися, що він добре оснащений для роботи з новітніми технологіями та системами протизледеніння.

Добре навчений персонал може виконувати більш ефективні завдання з технічного обслуговування та ефективніше усувати проблеми.

6. Регулярні оновлення програмного забезпечення - для систем з програмними компонентами необхідно встановити процес регулярних оновлень програмного забезпечення для усунення помилок, підвищення продуктивності та включення нових функцій. Це гарантує, що система працює з останніми вдосконаленнями та залишається у відповідності зі стандартами безпеки.
7. Співпраця з виробниками - сприяти співпраці між експлуатантами повітряних суден і виробниками для обміну ідеями, відгуками та досвідом, пов’язаними з обслуговуванням систем протизледеніння. Ця співпраця може призвести до постійного вдосконалення проектування системи та процедур обслуговування.

Постійне вдосконалення технічного обслуговування систем протизледеніння має важливе значення, щоб йти в ногу з технологічним прогресом і зміною галузевих стандартів. Застосування сучасних технологій, акцентування уваги на профілактичному технічному обслуговуванні та сприяння співпраці можуть сприяти більш ефективним і надійним методам технічного обслуговування систем протизледеніння.

ВИСНОВКИ

Для попередження відмов в роботі агрегатів та системи, необхідно приділяти увагу на забезпечення контролю стану елементів системи та її агрегатів.

Будь які пошкодження трубопроводів, кріплень та теплоізоляції мають бути виправлені та замінені на нові.

Пошкодження електро моторів та агрегатів керування недопустиме та вони мають бути замінені.

При наявності корозії її необхідно видалити за допомогою спеціальних засобів.

При експлуатації необхідно приділяти велику увагу на культуру технічного обслуговування, через її поганий рівень виникають пошкодження трубопроводів, агрегатів, захисних поверхонь. Низька якість технічного обслуговування є причиною відмов протизледнювальної системи, і може призводити до небажаних наслідків.

3. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

3.1 Загальні поняття і визначення

Згідно міжнародного Керівництва з управління безпекою польоту Part 9859 та Управління безпекою польотів додаток 19 маємо такі визначення стосовно безпеки польотів (БзП)

Безпека польотів - це стан, при якому фактори ризику, пов'язані з авіаційною діяльністю, що відноситься до експлуатації повітряних суден або безпосередньо забезпечує таку експлуатацію, знижені до прийнятного рівня або містяться на ньому.

Державна програма з безпеки польотів (ДержПБП) - комплекс правил і заходів, спрямованих на підвищення рівня безпеки польотів.

Дані про безпеку польотів - певний набір фактів або значущих результатів, що стосуються безпеки польотів та отриманих з різних пов'язаних з авіацією джерел, що використовуються для підтримки або підвищення рівня безпеки польотів.

Контроль за забезпеченням безпеки польотів - функція, що здійснюється державою для забезпечення дотримання особами та організаціями, що здійснюють авіаційну діяльність, національних законодавчих актів і нормативних положень в галузі безпеки польотів.

Нагляд - діяльність держави, в рамках якої держава шляхом проведення інспекцій та перевірок, проактивно перевіряє неухильне виконання власниками авіаційних свідоцтв, сертифікатів, дозволів або повноважень встановлених вимог і їх функцій на такому рівні кваліфікації та безпеки, який вимагає держава.

Показник ефективності забезпечення безпеки польотів - заснований на фактичних даних параметрах, який використовується для моніторингу та оцінки ефективності забезпечення безпеки польотів.

Прийнятний рівень забезпечення ефективності безпеки польотів - погоджений державними повноважними органами і встановлений державною

програмою з безпеки польотів рівень забезпечення ефективності безпеки польотів, якого передбачається досягти в системі цивільної авіації тієї чи іншої держави, виражений у вигляді цільового рівня і показників ефективності забезпечення безпеки польотів.

Система управління безпекою польотів (СУБП) - системний підхід до управління безпекою польотів, включаючи необхідну організаційну структуру, ієрархію відповідальності, обов'язки, керівні принципи і процедури.

Засоби захисту - комплекс заходів щодо зменшення ризиків, профілактичні заходи контролю і відновлювальні заходи, здійснювані з метою недопущення реалізації небезпечних факторів або їх ескалації до небажаних наслідків.

Зменшення ризиків - процес, що включає в себе засоби захисту, профілактичні заходи контролю та відновлювальні заходи з метою зменшення ступеня серйозності і / або ймовірності прогнозованих наслідків реалізації небезпечних факторів.

Управління змінами - формальний процес управління змінами в організації, систематично здійснюваний таким чином, щоб зміни, які можуть надати вплив на виявлені небезпечні фактори і стратегії зменшення ризиків, враховувалися до того, як вони будуть реалізовані на практиці.

Ризик для безпеки польотів - передбачувана ймовірність і серйозність наслідків або результатів небезпеки.

Цільовий рівень ефективності забезпечення безпеки польотів - планований або передбачуваний державою або постачальником обслуговування цільовий рівень для показника ефективності забезпечення безпеки польотів на заданий період, що відображає цілі в галузі безпеки польотів.

Цілі в області безпеки польотів формуються виходячи з головних ризиків для безпеки польотів, що існують в організації, і їх слід враховувати в ході подальшої розробки показників та цільових рівнів ефективності забезпечення безпеки польотів.

Ефективність забезпечення безпеки польотів - досягнутий державою або постачальником обслуговування рівень безпеки польотів, визначається встановленими ними цільовими рівнями ефективності забезпечення безпеки польотів і показниками ефективності забезпечення безпеки польотів.

Авіаційна подія (АП) - подія, пов'язана з використанням повітряного судна, яке, в разі пілотованого повітряного судна, має місце з моменту, коли будь-яка особа піднімається на борт повітряного судна з наміром здійснити політ, до моменту, коли всі, хто знаходився на борту покинули повітряне судно, або, в разі безпілотного повітряного судна, відбувається з моменту, коли повітряне судно готово рушити з місця з метою здійснити політ, до моменту його зупинки в кінці польоту та вимкнення основної силової установки, в ході якого:

a) будь-яка особа отримує тілесне ушкодження зі смертельними наслідками або серйозне тілесне пошкодження в результаті:

- знаходження в даному повітряному судні;

або

- безпосереднього зіткнення з будь-якої частиною повітряного судна, включаючи частини, які відокремилися від даного повітряного судна;

або

- безпосереднього впливу струменя газів реактивного двигуна, за винятком тих випадків, коли тілесні ушкодження отримані в результаті природних причин, нанесені самому собі, або нанесені іншими особами, або коли тілесні ушкодження нанесені безквитковим пасажиром, що ховається поза зонами, куди зазвичай відкритий доступ пасажирам та членам екіпажу;

або

b) повітряне судно отримує пошкодження або відбувається руйнування його конструкції, в результаті чого:

- порушується міцність конструкції, погіршуються технічні або льотні характеристики повітряного судна;

- звичайно потрібен великий ремонт або заміна пошкодженого елемента, за винятком випадків відмови або пошкодження двигуна, коли пошкоджено лише один двигун (включаючи його капоти чи допоміжні агрегати), повітряні гвинти, закінцівки крила, антени, датчики, лопатки, пневматики, гальмові пристрої, колеса, обтічники, панелі, стулки шасі, лобові скла, обшивка повітряного судна (наприклад, невеликі вм'ятини або пробоїни), або є незначні пошкодження лопатей несучого гвинта, лопатей хвостового гвинта, шасі та пошкодження, викликані градом чи зіткненням з птахами (включаючи пробоїни в обтічнику антени радіолокатора);

або

с) повітряне судно зникає безвісти або виявляється в такому місці, де доступ до нього абсолютно неможливий.

Державна програма з безпеки польотів (ДержПБП) - єдиний комплекс правил і видів діяльності, націлених на підвищення безпеки польотів.

Інцидент - будь-яка подія, крім авіаційної події, пов'язана з використанням повітряного судна, яке впливає або могло б вплинути на безпеку експлуатації.

Небезпека - стан або об'єкт, які можуть викликати авіаційний інцидент або авіаційну подію, або сприяти його виникненню.

Ризик для безпеки польотів - передбачувана ймовірність і серйозність наслідків або результатів небезпеки.

Експлуатаційний персонал - персонал, пов'язаний із забезпеченням авіаційної діяльності та має можливість представляти інформацію про безпеку польотів.

3.2. Фактори, що впливають на безпеку польотів

Фактори, які впливають на авіаційні події та інциденти: рівень кваліфікації командно-керівного складу, служби керування повітряним рухом, екіпажу і інженерно-авіаційної служби; стан матеріально-технічного забезпечення служб (метеорологічної, аеродромної, світлотехнічної, організації перевезень, паливно-мастильних матеріалів); правильність рішень; дотримання технології виробництва; якість технічного обслуговування.

Сюди відносяться також відмови елементів функціональних систем і умови, пов'язані з діяльністю людини, недоліками авіаційної техніки і впливом зовнішнього середовища.

Аналіз причин АП та інцидентів свідчить, що в більшості випадків в процесі розвитку АП виникають події, які послідовно ускладнюють ситуацію в польоті. За статистичними даними, понад 70% АП обумовлені виникненням в польоті сукупності несприятливих факторів. Як правило, це сукупність декількох факторів, пов'язаних з діяльністю екіпажу, функціональної ефективністю ПС і умовами зовнішнього середовища.

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

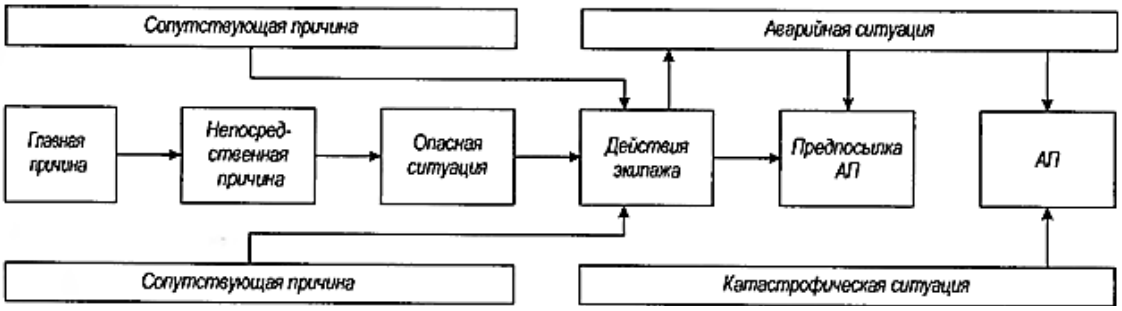


Рисунок 3 - Схема розвитку авіаційної події як складного події

3.3. Вплив людського фактора на безпеку польотів

Країнами, авіакомпаніями, міжнародною спільнотою в цілому зроблено багато для зменшення втрат, пов'язаних з використанням авіації, але тим не менше кількість АП, що завдають матеріальних збитків або навіть людей, що забирають життя, залишається на високому рівні. За статистичними даними, кількість АП не є постійною з року в рік. Статистика показує, наскільки актуальні зусилля всіх фахівців, пов'язаних з авіацією, спрямовані на те, щоб визначити, скасувати або максимально зменшити вплив причин, що викликають авіаційні події. Підвищуються вимоги до безвідмовності техніки, апаратури, агрегатів і авіаційних систем, створюються, впроваджуються і використовуються новітні авіаційні матеріали і технології, удосконалюється інформаційне забезпечення роботи льотчика та авіадиспетчера, їх професійний відбір і навчання. Але зменшення кількості АП відбувається не так швидко, а доля АП внаслідок помилки людини зростає.

Поняття «Людський фактор» міцно увійшло в авіаційний лексикон, та, на жаль, саме в зв'язку з негативними моментами. Перш за все, про нього згадують у зв'язку з антропогенними аваріями і катастрофами. Свого часу під цим фактором розуміли психічні процеси, стани, властивості і якості людини, які визначають ефективність його діяльності як оператора. В авіації під людським фактором зазвичай розуміють сукупністю особистих, медичних і біологічних факторів, які визначають оптимальні умови експлуатації повітряних суден та управління повітряним рухом. На сучасному етапі розвитку науки це поняття розглядається в рамках ергономічного підходу системно і міждисциплінарно. Таким чином, людських фактор і ергономіка - комплементарні поняття, перше з яких ставить проблему, а друге пропонує адекватні шляхи її вирішення. Ця позиція широко відображена в міжнародних методичних матеріалах, присвячених людському фактору.

Багатоаспектність цього поняття вимагає розгляду на підставі наукових знань, робити поправку на умови, в яких люди живуть і працюють, особливості їх взаємодії з літальним апаратом, нормативами, правилами, навколишнім

середовищем, а також між собою в спільну діяльність. Під людським фактором в авіації можна розуміти сукупність соціальних, особистісних, психофізіологічних і медико-біологічних факторів, що впливають на показники експлуатації ПС і управління повітряним рухом.

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

- мотивації і цінності персоналу;

- детермінанти працездатності: поведінкові особливості;

- особливості прийняття рішень і інших пізнавальних психічних процесів;

- використовувані інформаційні технології (засоби зв'язку, програмне забезпечення, документація);

- особливості компонування обладнання на робочому місці;

- система професійного відбору та підготовки персоналу.

І в авіаційній, і в загальнотехнічній літературі поняття «Людський фактор», слідуючи термінологічної традиції США, часто використовується в значенні, що збігається зі значенням терміна «ергономіка». Наприклад, в циркулярі ІСАО відзначається, що тисячоліття тому, коли людство тільки навчилося виготовляти керівництвом виробництва, застосування елементарної ергономіка підвищило продуктивність праці. Але тільки за останні сто років відбулася сучасна еволюція ергономіки або людського фактора.

Під ергономікою розуміється науково-практична дисципліна, що комплексно вивчає людину і його діяльність, використовувані засоби і знаряддя, а також навколишнього середовища в процесі їх взаємодії з метою забезпечення ефективності, безпеки та комфорту життєдіяльності людини.

Людський фактор - інтегральна характеристика предметно-просторового середовища, яка обумовлена специфікою життєдіяльності людини (групи людей) і визначає вплив людини (групи людей) на функціонування соціотехнічної системи.

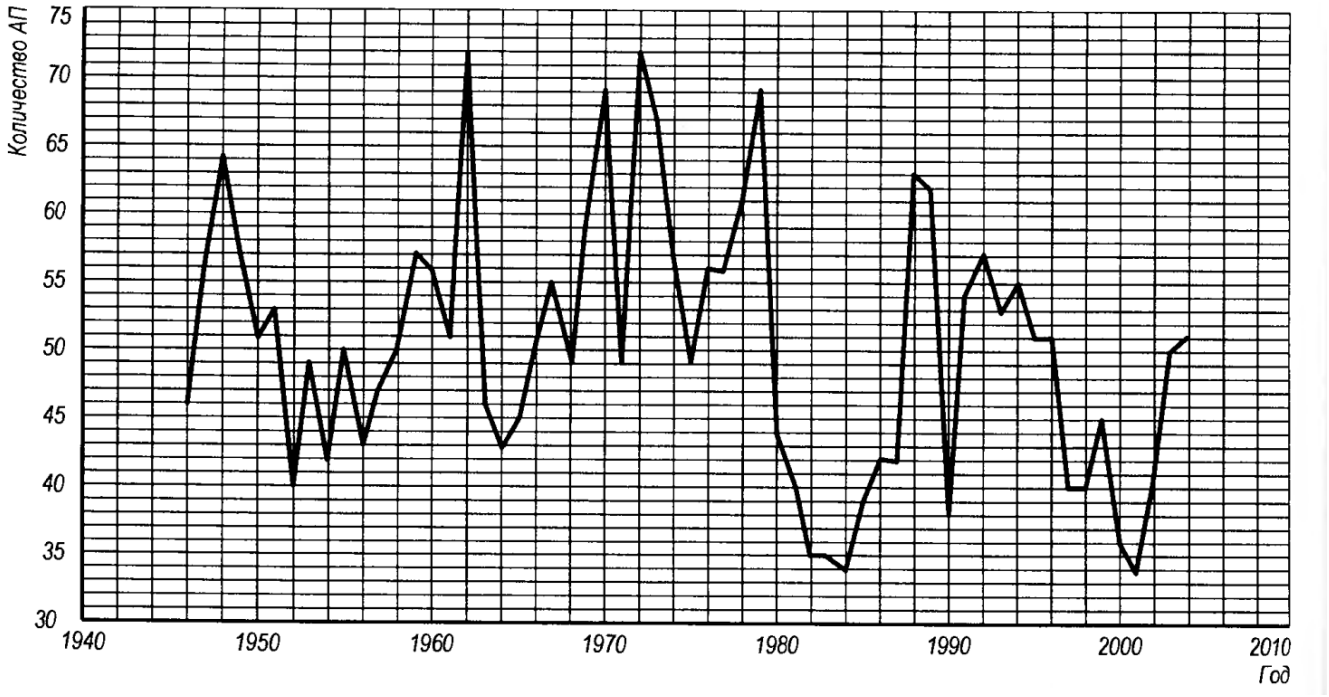


Рисунок 3.1 - Динаміка кількості авіаційних подій з 1945р.

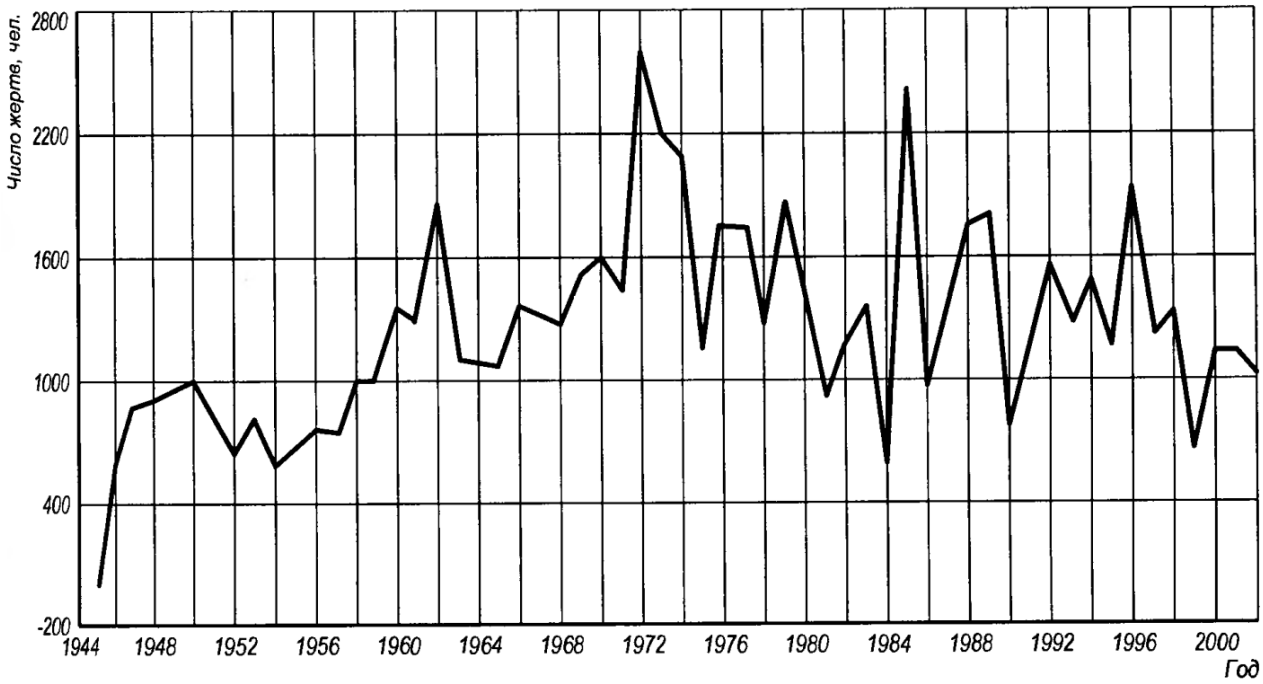


Рисунок 3.2 - Динаміка кількості загиблих в авіаційних подіях з 1945р.

Обидва поняття пов'язані з системою «людина-техніка-середовище» (СЧТС), яке визначається як система, що містить взаємодіючих між собою складників: людини, технічні засоби діяльності і середовище, в якій діяльність реалізується.

Безпека СЧТС - рівень ергономічного СЧТС, що відображає загальну безпеку СЧТС для здоров'я людей, безпеку діяльності людини і безпечність використаних технічних засобів.

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

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

З загальновизнаних статистичних даних щодо долі впливу людського фактору на кількість аварій видно, що втрати великі як в соціальному (загиблі люди), так і в матеріальному аспекті.

Аналіз структури помилкових дій свідчить, що в переважній більшості вони є наслідком дій персоналу, не має достатнього здоров'я, кваліфікації та мотивацію.

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

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

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

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

Значно гірше вирішується питання оцінки функціонального стану пілота. Заміна приборів безпосереднього вимірювання на інтегровані комп'ютеризовані

системи породжує нові проблеми людського фактору, пов’язані з когнітивними можливостями людини, особливо в надзвичайних ситуаціях.

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

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

- підвищення ефективності медичного, психологічного і ергономічного забезпечення діяльності персоналу, який приймає участь в обслуговуванні авіаційних перевезень, сприяє оптимізації його функціонального стану і професійному довголіттю;

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

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

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

- ефективність екіпажу в значній мірі залежить від лідерських якостей командира і його вміння управляти роботою команди, а також від уміння членів екіпажу будувати оптимальні взаємини один з одним; важливе значення в цивільній авіації має також вміння борт-провідників знаходити

взаєморозуміння з пасажирами і впливати на їх поведінку, особливо в позаштатних ситуаціях.

ВИСНОВКИ

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

Для запобігання авіаційних подій необхідно приділяти увагу на:

- рівень професійної підготовки керівного складу, який бере участь в організації і проведенні профілактичної роботи, а також їхнє ставлення (рівень відповідальності, уваги) до виконання службових обов'язків з цього питання;
- використовувані на практиці форми, способи, методи, інструменти виявлення дійсних причин авіаційних подій, інцидентів, помилкових дій авіаційного персоналу, відмов авіаційної техніки;
- використовувані на практиці форми, способи, методи, інструменти визначення доцільних форм профілактичних заходів;
- використовувані на практиці форми, способи, методи і інструменти діяльності з виявлення небезпечних факторів льотної роботи.

4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1. Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна і собівартості перевезення однієї тони вантажу на один кілометр шляху

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

$$С_{чп} = А + Б,$$

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

Б - непрямі витрати, що припадають на один льотну годину, дол..

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

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

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

$$С_{ТКМ} = \frac{А + Б}{m_{ГР} \cdot K_З \cdot V_Р},$$

де $m_{ГР}$ = 7200 кг, - максимальне комерційне навантаження літака;

$V_Р$ - рейсова швидкість літака;

$K_З$ = 0,65 - 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 в аеропорту посадки. Рейсову швидкість розрахуємо за формулою:

$$V_P = \frac{L \cdot V_{KP}}{L + V_{KP} + \Delta t},$$

де Vкр = 845 км / год - крейсерська швидкість літака;

L = 5000 км - безпосадочна дальність польоту;

t = 0,220 - 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 (в годинах). Величина цих втрат залежить від висоти польоту літака.

Підставляємо значення до формули:

$$V_P = \frac{5000 \cdot 845}{5000 + 845 + 0{,}220} = 723 \text{ км/год}$$

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

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

де A_1 - витрати на амортизацію і капітальні ремонти літака (планера);

A_2 - витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів;

A_3 - витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера;

A_4 - витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установок;

A_5 - заробітна плата льотно-підйомного складу з нарахуваннями;

A_6 - вартість палива;

A_7 - інші прямі витрати.

Всі значення A_i, беремо в розрахунку на одину льотну годину.

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

$$\mathrm{A_1} = \mathrm{К_1} \cdot \mathrm{Ц_С} \frac{1 + \mathrm{К_{РС}} \cdot \left(\frac{T_C}{t_C} - 1\right)}{T_C},$$

де $К_1 = 1{,}065$ - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт (тренування, навчання, обліт і т.д.).

$Ц_С$ - ціна літака без двигунів, дол.

При проведенні дослідження світового ринку регіональних пасажирських літаків, встановлено, що середня ціна літаків-аналогів становить 49-90 млн. доларів. Для того щоб проектований літак був конкурентноздатним вже існуючим машинам не тільки по ЛТХ але і за ціною приймемо ціну з урахуванням ПДВ 30 млн. доларів

Ціна без ПДВ, що дорівнює 20%, становитиме:

$$Ц_С = \frac{Ц_{СНДС} \cdot 100}{120} = \frac{30 \cdot 100}{120} = 25 \text{ млн. дол}$$

Також розрахуємо коефіцієнт серійності проектованого літака:

$$К_{СЕР} = \left(\frac{35 \cdot 10^5}{m_{ПС} \cdot \sum n_С}\right)^{0,4},$$

Де $\sum n_С = 50$ - кількість літаків в серії;

$$К_{СЕР} = \left(\frac{35 \cdot 10^5}{9360 \cdot 50}\right)^{0,4} = 2{,}23$$

Коефіцієнт, що враховує розрахункову швидкість польоту проектованого літака:

$$К_V = \frac{1}{2} \cdot \left(1 + \frac{V_{KP}}{800}\right) = \frac{1}{2} \cdot \left(1 + \frac{845}{800}\right) = 1{,}028$$

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

$$К_{РС} = 0{,}11 + \frac{3 \cdot 10^4}{Ц_С} = 0{,}112$$

Для літаків місцевих повітряних ліній:

$$T_C = 30000 \text{ год};\ t_C = 5000 \text{ год}$$

Підставляємо значення до формули з розрахунку $А_1$:

$$А_1 = 1{,}065 \cdot 25 \cdot \frac{1 + 0{,}112 \cdot \left(\frac{30000}{5000} - 1\right)}{30000} = 138{,}4 \text{ дол/год}$$

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

$$А_2 = К_2 \cdot n_{ДВ} \cdot Ц_{ДВ} \cdot \frac{1 + К_{РДВ} \cdot \left(\frac{T_{ДВ}}{t_{ДВ}} - 1\right)}{T_{ДВ}}$$

де $К_2 = 1{,}07$ - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт;

$n_{ДВ} = 2$ - кількість двигунів, встановлених на літаку;

$Ц_{ДВ}$ - ціна одного двигуна дол.

$T_{ДВ} = 4000$ год; $t_{ДВ} = 2000$ год; $К_{РДВ} = 0{,}6$

Підставляємо значення до формули з розрахунку $А_2$:

$$А_2 = 1{,}07 \cdot 2 \cdot 3 \cdot \frac{1 + 0{,}6 \cdot \left(\frac{4000}{2000} - 1\right)}{4000} = 256{,}8 \text{ дол/год}$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування планера ($А_3$) та двигунів ($А_4$), 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:

$$А_3 = 0{,}24 \cdot К_3 \cdot К_4 \cdot (0{,}39 - 0{,}121 \cdot 10^{-5} \cdot m_{ПС}) \cdot m_{ПС}$$

Де $К_3 = 0{,}35$ - коефіцієнт, що враховує метод технічного обслуговування;

$К_4 = 1{,}113$.

Підставляємо значення до формули:

$$А_3 = 0{,}24 \cdot 0{,}35 \cdot 1{,}113 \cdot (0{,}39 - 0{,}121 \cdot 10^{-5} \cdot 9360) \cdot 9360 = 33{,}1 \text{ дол/год}$$

$$А_4 = \frac{0{,}024 \cdot 16 \cdot К_2 \cdot К_5 \cdot n_{ДВ} \cdot \sqrt{R_{max}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{ДВ}}$$

Де $К_2 = 1{,}07$ - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт;

$К_5 = 1$;

$R_{max} = P_{max} = 6400$ кгс.

Отримуємо:

$$А_4 = \frac{0{,}024 \cdot 16 \cdot 1{,}07 \cdot 1 \cdot 2 \cdot \sqrt{6400}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 4000} = 51{,}36 \text{ дол/год}$$

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

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

$n_{пас} = 80$ людей - максимально можливе число пасажирських місць на даному літаку.

Тоді:

$$A_5 = 1{,}5 \cdot (0{,}9 \cdot 80 - 0{,}00237 \cdot 80^2 - 2{,}9 \cdot 10^{-6} \cdot 80^3) = 83{,}02 \text{ дол/год}$$

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

$$A_6 = \frac{\overline{m_п} \cdot m_0}{t_\Sigma \cdot n_{ДВ}},$$

Де $\overline{m_п} = 0{,}34$ - відносна маса палива;

$m_0 = 36000$ кг- злітна маса літака;

$t_\Sigma = 8$ год- сумарний час польоту;

Отримуємо:

$$A_6 = \frac{0{,}34 \cdot 36000}{8 \cdot 2} = 765 \text{ дол/год}$$

Інші витрати складають для літака:

$$A_7 = 0{,}7 \cdot \sum_{i=6}^{6} A_i = 0{,}07 \cdot (138{,}4 + 256{,}8 + 33{,}1 + 51{,}36 + 83{,}02 + 765)$$
$$= 92{,}93 \text{ дол/год.}$$

$$A_\Sigma = \sum_{i=1}^{7} A_i = 138{,}4 + 256{,}8 + 33{,}1 + 51{,}36 + 83{,}02 + 765 + 92{,}93$$
$$= 1420{,}61 \text{ дол/год.}$$

Непрямі витрати (Б) включають в себе витрати по амортизації, поточного ремонту та утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів і заробітну плату наземного складу (крім заробітної плати технічних працівників, зайнятих технічним обслуговуванням і поточним ремонтом літако-моторного парку).

Непрямі витрати залежать від класності аеродрому і кількості зльотів-посадок, що припадають на годину польоту.

Отже, для даного літака непрямі витрати складуть:

$$Б = 0{,}4 \cdot А_{\Sigma} = 0{,}4 \cdot 1420{,}61 = 568{,}24$$

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

$$С_{ЧП} = А + Б = 1420{,}61 + 568{,}24 = 1988{,}85 \text{ дол/год.}$$

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

$$С_{ТКМ} = \frac{А + Б}{m_{гр} \cdot K_З \cdot V_P} = \frac{1988{,}85}{4{,}68 \cdot 0{,}65 \cdot 723} = 0{,}905 \text{ дол/ткм.}$$

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

$$В_{АК} = С_{ТКМ} + П_{АК},$$

Де $П_{АК} = 0$ (Умова беззбитковості), і поклавши невідомої ціну квитка (ЦБ) в виручці, отримаємо:

$$\frac{Ц_К \cdot 80 \cdot 0{,}65}{4{,}68 \cdot 723 \cdot 8} = 0{,}905,$$

Отримуємо $Ц_К = 471$ дол.

При рентабельності 25%, ціна квитка:

$$Ц_К = 1{,}25 \cdot 471 = 588{,}75 \approx 589 \text{ дол.}$$

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

$$В_{АК} = \frac{Ц_К \cdot n_{пас} \cdot К_З}{m_{гр} \cdot V_P \cdot \tau} = \frac{589 \cdot 80 \cdot 0{,}65}{4{,}68 \cdot 723 \cdot 8} = 1{,}132 \text{ дол/ткм.}$$

τ - середній час польоту, год.

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

$$П_{АК} = В_{АК} - С_{ТКМ} = 1{,}132 - 0{,}905 = 0{,}227 \text{ дол/ткм.}$$

ВИСНОВКИ

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

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти літака 138,4 дол/год;

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів 256,8 дол/год;

Витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера 33,1 дол/год;

Витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установок 51,36 дол/год.

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху 0,905 дол/ткм.

Виручка, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку літаків даного типу, яка припадає на один тонно-кілометр 1,132 дол/ткм.

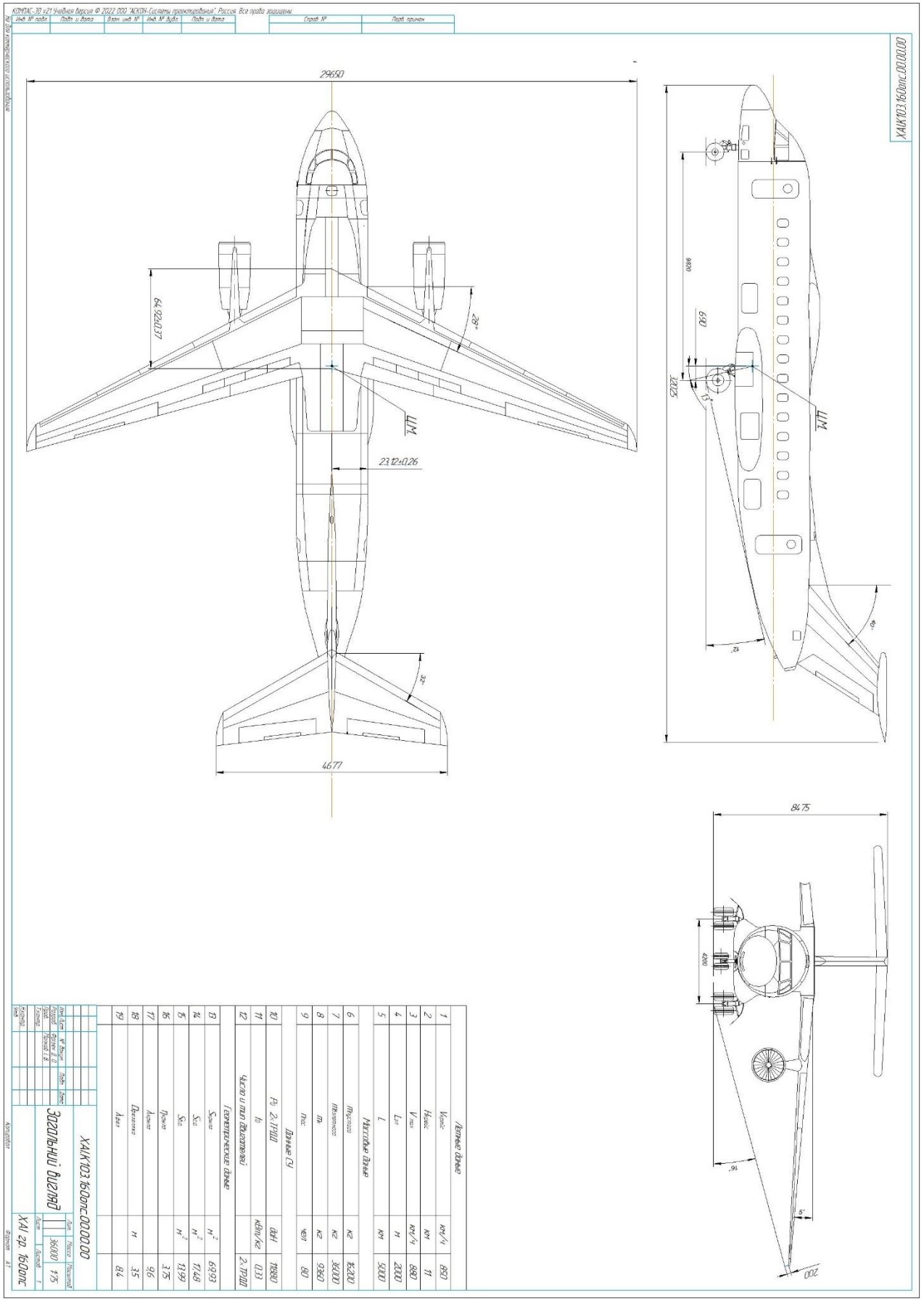
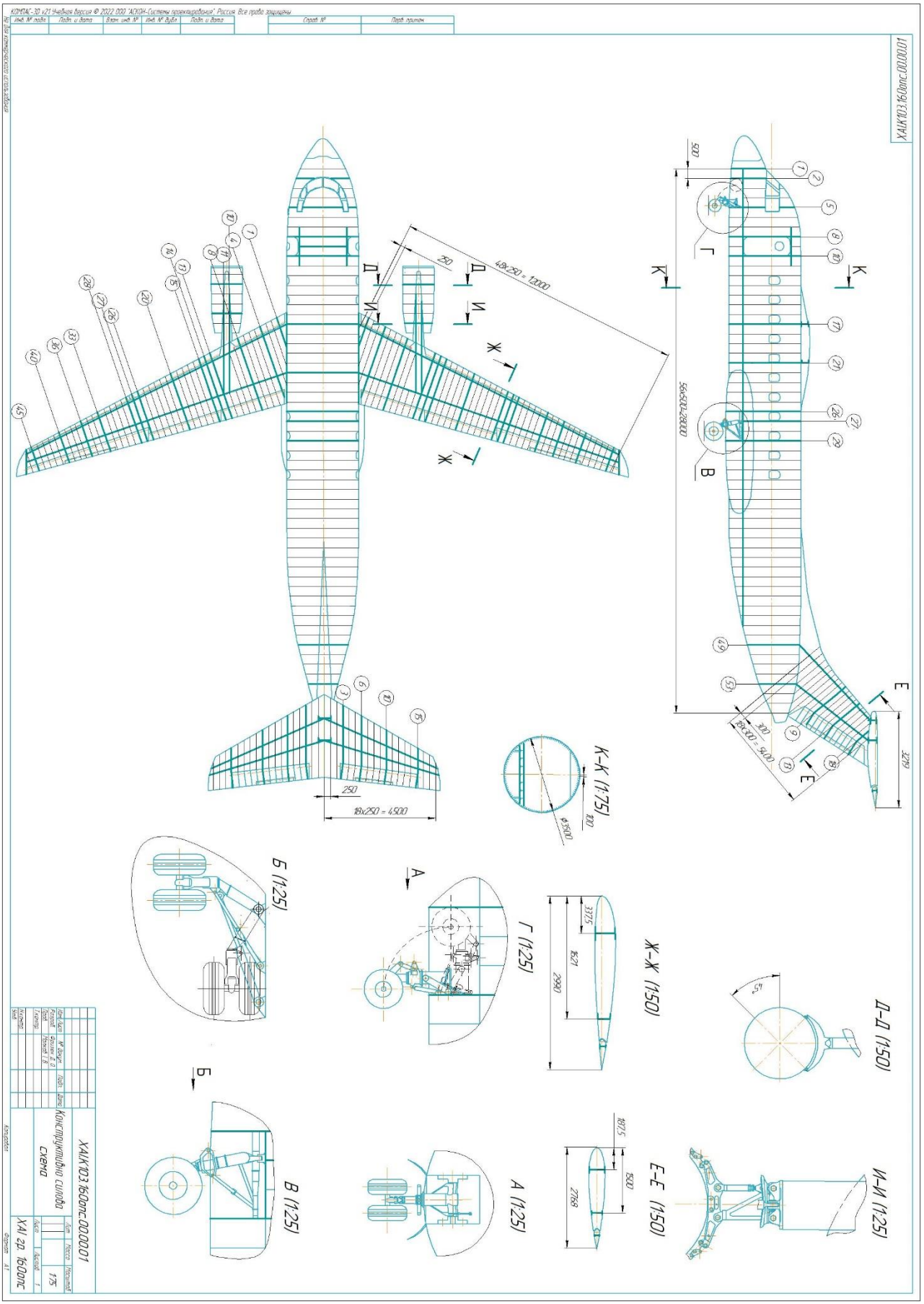
А також була розрахована собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр 0,227 дол/ткм, і визначена ціна квитка яка склала в середньому 589 дол на політ тривалістю 8 години.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ:

1. Основні положення повітряного кодексу України та норм льотної придатності літаків транспортної категорії. - Учеб. посібник / Е. Т. Василевський, В. А. Гребеніков, В. Н. Ніколаєнко. - Х .: Нац. аерокосм. ун т «ХАІ», 2006. - 322 с.
2. Авіаційні правила. Частина 1. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії. - М. МАК, 1993. - 483 с.
3. Основи аерокосмічної техніки (Ч1, Ч2). В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. - Х .: ХАІ, 2003.
4. Наближене визначення основних параметрів літака (Ч1, Ч2). В.Н. Клименко, А.А. Кобилянський, Л.А. Малашенко. Х .: ХАІ, 1986. -40 с.
5. Конструкція літаків. Житомирський Г.І. - М .: Машинобудування, 1991. - 400 с .: іл.
6. Проектування конструкцій літаків. Войт Е.С., Ендогур А.І., Алявдін І.М. - М .: Машинобудування, 1987. - 416 с .: іл.
7. Розрахунок аеродинамічних характеристик літака. Ч1. В.І. Холявко. - Х .: ХАІ. 1991. - 72 с.
8. Льотно-технічні характеристики, поздовжня стійкість і керованість літака. Г.П. Курочка. - Х .: ХАІ, 1999. - 188 с.
9. Аеродинаміка та динаміка польоту. В.А. Семенчін, В.А. Захаренко, В.В. Чмовж. - Конспект лекцій. - Х .: ХАІ, 2003. - 381 с.
10. Техніко-економічне обґрунтування літаків і двигунів в дипломних проектах. А. І. Бабушкін, В. А. Пильщиків, В. А. Різьбяр. Х .: ХАІ, 1995. - 38 с.
11. Н. Т. Домотенко, А. С. Кравець, А. І. Пугачов, Т. І. Сивашенко. Авіаційні силові установки. Транспорт. Москва. 1970р. - 352 стор.
12. Лебединський А. Г. Системи кріплення двигунів на літаку. - Х .: ХАІ, 1980.- 32 с.
13. Малашенко Л. А., Рябков В. І. Проектування деталей, вузлів і агрегатів літака. Х.: ХАІ, 1987. -102с.

14. А. Г. Гребеніков, С.В. Удовиченко, А.М. Гуменний, В.В. Парфенюк, В.А. Никифоров, С.В. Воронов Основи комп'ютерного моделювання за допомогою інтегрованої системи CAD / CAM / CAE / PLM UNIGRAPFICS NX. Навчальний посібник. Харків: Харківський авіаційний інститут, 2004 р 198с.
15. Безпека АВІАЦІЇ / В.П. Бабак, В. П. Марченко, В.О. Максимов та ін ..; за ред. В.П. Бабака. - К .: Техніка, 2004. -584 с.
16. Новожилов Г.В., Неймарк М.С., Цісарський Л.Г. Безпека польоту літака. Концепція і технологія. - М .: Машинобудування, 2003. - 144 с.
17. Літак АН-148 КЕРІВНИЦТВО З ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ
18. Гончаренко О.Д. «Основні положення вимог щодо організації технічної експлуатації і ремонту авіаційної техніки цивільної авіації». Харків Національний Аерокосмічний університет «ХАІ» 2001, 212с.
19. Орловський М.Н., Яковлєв Ю.А. Технічна експлуатація повітряних суден - Харків: НАКУ "ХАІ", 2011.- 180 с.

Додаток 1. Загальний вигляд літака



Додаток 2. КСС літака