

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 «Розробка заходів протикригової обробки
літаків фірми «Боїнг»

ХАІ.103.196.22В.272.245-9/20-1 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи №1- 96 авт1

Галузь знань 27 «Транспорт»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

(шифр спеціальності)

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

Прусак П.В.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Орловський М.М.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Шеметов О.Ю.

(прізвище й ініціали)

Харків – 2022

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

Факультет Літакобудування
(повне найменування)

Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»
(повне найменування)

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Галузь знань 27 «Транспорт»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
(код та найменування)

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доц. Андрій ГУМЕННИЙ

“ ___ ” _____ 2022 рік

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Прусака Павла Вікторовича

(прізвище, ім'я та по батькові)

1.Тема кваліфікаційної роботи «Розробка заходів протикригової обробки літаків фірми «Боїнг»

керівник кваліфікаційної роботи к.т.н., доцент Орловський М.М.

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № уч від « » _____ 202 року

2.Термін подання студентом кваліфікаційної роботи _____

Вихідні дані до проекту: $V_{\max} = 920$ км/г; $V_{кр} = 900$ км/г; $V_y = 5,3$ м/с; $H_{\max} = 11\ 300$ м; $L = 4500$ км; $L_{раз} = 2200$ м; $n_{пас} = 170$; $K_{\max} = 15$; $R = 50\ 000$ год.

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

1 Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Розробка концепції створення проєктованого літака та науково-технічної програми досягнення його характеристик

1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз. Вибір основних відносних початкових параметрів літака

1.1.3 Призначення, ТТВ до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами під час проєктування літака

1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

1.1.5 Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні

1.1.6 Підбір двигунів та перевірка довжини розбігу

1.1.7 Визначення та оптимізація проєктних параметрів літака та його агрегатів

1.1.9 Розробка майстер-геометрії середньомагістрального літака

1.2 Аналіз впливу змін проєктних параметрів агрегатів літака за їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака

1.2.1 Розрахунок поляр та аеродинамічної якості у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака

1.2.2 Розрахунок льотних показників літака шляхом тяг (потужностей)

2 Експлуатаційний розділ

2.1 Вплив наземного зледеніння на повітряне судно та силову установку

2.2 Умови виникнення та види наземного обледеніння

2.3 Заходи щодо оптимізації наземного обслуговування, протикригової обробки в аеропортах

2.4 Методи протикригової обробки

2.5 Типи протикригових рідин (ПКР)

2.6 Правила нанесення протикригової рідини

2.7 Розробка заходів щодо збирання та повторного використання протикригової рідини

2.7.1 Збір відпрацьованої ПКР

2.7.2 Пристрої для очищення ПКР від різних забруднень та принцип їх роботи

3 Забезпечення безпеки польотів

3.1 Норми льотної придатності та сертифікація

3.2 Системи забезпечення безпеки польотів та бортові засоби об'єктивного контролю

3.3 Забезпечення безпеки польотів в особливих умовах та випадках польоту

Забезпечення БП за умов грозової діяльності

Забезпечення БП у зоні сильної турбулентності

3.4 Ергономічні аспекти безпеки польотів

3.5 Питання забезпечення безпеки польотів при конструкторських розробках та доопрацювання функціональних систем, планера та силових установок

3.6 Організація та проведення розслідування авіаційних пригод, пошукових та аварійно-рятувальних робіт

4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1 Цілі та завдання економічного розрахунку

4.2 Оцінка техніко-економічної ефективності літака

4.2.1 Розрахунок витрат на проектування літака в ДКБ

4.2.2 Розрахунок витрат на виготовлення, випробування та доведення дослідних зразків літака

4.3 Розрахунок собівартості, прибутку та ціни літака

4.4 Розрахунок ціни літака з двигунами

Список використаних джерел

Розділ	Прізвище, ініціали та посада Консультанта	Підпис, дата	
		завдання надав	завдання отримав
1.	Орловський М.М., доцент каф.103		
2.	Орловський М.М., доцент каф.103		
3.	Орловський М.М., доцент каф.103		
4.	Ковальчук В.Г., зав. каф. 601		

Нормоконтроль _____ « ____ » _____ 20__ р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата надання завдання « ____ » _____ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

/п	Назва етапів дипломного Проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітки
	Конструкторський розділ		
	Експлуатаційний розділ		
	Забезпечення безпеки польотів		
	Економічний розділ		

Студент Прусак П.В. _____
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник проекту Орловський М.М. _____
(підпис) (прізвище та ініціали)

ЗМІСТ

РЕФЕРАТ.....	10
1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ	12
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака.....	12
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака та науково-технічної програми досягнення його характеристик	12
1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз. Вибір основних відносних початкових параметрів літака	12
1.1.3 Призначення, ТТВ до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами під час проектування літака	20
1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки ...	21
1.1.5 Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні	22
1.1.6 Підбір двигунів та перевірка довжини розбігу	24
1.1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів	26
1.1.9 Розробка майстер-геометрії середньомагістрального літака	31
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака за їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака.....	35
1.2.1 Розрахунок поляр та аеродинамічної якості у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака.....	35
1.2.2 Розрахунок льотних показників літака шляхом тяг (потужностей)	40
Висновки з розділу 1	43
2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ	44
2.1 Вплив наземного зледеніння на повітряне судно та силову установку ..	44
2.2 Умови виникнення та види наземного обледеніння	48

2.3 Заходи щодо оптимізації наземного обслуговування, протикригової обробки в аеропортах	53
2.4 Методи протикригової обробки	54
2.5 Типи протикригових рідин (ПКР).....	56
2.6 Правила нанесення протикригової рідини	59
2.7 Розробка заходів щодо збирання та повторного використання протикригової рідини	60
2.7.1 Збір відпрацьованої ПКР.....	61
2.7.2 Пристрої для очищення ПКР від різних забруднень та принцип їх роботи	62
Висновки з розділу 2	64
3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ	65
3.1 Норми льотної придатності та сертифікація.....	65
3.2 Системи забезпечення безпеки польотів та бортові засоби об'єктивного контролю.....	68
3.3 Забезпечення безпеки польотів в особливих умовах та випадках польоту.....	68
Забезпечення БП за умов грозової діяльності.....	70
Забезпечення БП у зоні сильної турбулентності	71
3.4 Ергономічні аспекти безпеки польотів.....	72
3.5 Питання забезпечення безпеки польотів при конструкторських розробках та доопрацювання функціональних систем, планера та силових установок	74
3.6 Організація та проведення розслідування авіаційних пригод, пошукових та аварійно-рятувальних робіт	80
Висновки з розділу 3	87

	9
4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	89
4.1 Цілі та завдання економічного розрахунку	89
4.2 Оцінка техніко-економічної ефективності літака.....	89
4.2.1 Розрахунок витрат на проектування літака в ДКБ	89
4.2.2 Розрахунок витрат на виготовлення, випробування та доведення дослідних зразків літака	90
4.3 Розрахунок собівартості, прибутку та ціни літака	91
4.4 Розрахунок ціни літака з двигунами	99
Висновки з розділу 4	101
Список використаних джерел.....	102

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту магістра містить 104 с., 29 рис., 20 табл., 33 джерел.

ТАКТИКО-ТЕХНІЧНІ ВИМОГИ, ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ, ЗЛІТНА МАСА ЛІТАКА, ПИТОМЕ НАВАНТАЖЕННЯ НА КРИЛО, ЦЕНТРУВАННЯ ТА КОМПОНУВАННЯ, ХОРДА КРИЛА, СТРИНГЕР, ЛОНЖЕРОН, СТАБІЛІЗАТОР, СОБІВАРТІСТЬ, ПРИБУТОК, РЕНТАБЕЛЬНІСТЬ.

Об'єкт дослідження – середньомагістральний пасажирський літак із ТРДД.

Мета роботи – інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання пасажирського літака із заданими параметрами; розробка засобів наземного обслуговування, зокрема для протикригової обробки літаків; розрахунок ціни літака.

Методи дослідження – статистичний, аналітичний, графічний методи, метод проектування на ЕОМ.

В конструкторському розділі проекту за статистичними даними літаків-аналогів було визначено тактико-технічні вимоги до літака, що проектується; виходячи з отриманих ТТВ було визначено масові характеристики літака та основні геометричні параметри його агрегатів; розроблено майстер-геометрія середньомагістрального пасажирського літака за отриманими геометричними параметрами; здійснено розрахунок поляр у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака, знайдено аеродинамічну якість та визначено льотні характеристики літака методом тяг.

В експлуатаційному розділі проведено аналіз причин зледеніння літака, засобів протикригової обробки в умовах аеропорту; запропоновано метод, який дозволяє значною мірою скоротити витрати на протикригову обробку (до 70 % при великих обсягах переробки) і зменшити витрати на утилізацію, а також значно зменшити екологічне забруднення.

В розділі «Забезпечення безпеки польотів» проаналізовано причини авіаційних подій та надано рекомендації з їх недопущення.

В економічному розділі розраховано повна собівартість літака, середня ціна одного літака з двигунами, яка становила 14,055 млн. долл. Внаслідок розрахунку встановлено, що підприємство є прибутковим.

Робота була виконана на ЕОМ, із застосуванням різних програмних продуктів: Unigraphics NX2.0, Компас 3D версія 10, Microsoft Word 2007, Microsoft Excel 2007, для пошуку статистичних даних використовувалась міжнародна мережа Інтернет.

Умови отримання дипломного проекту: дипломний проект знаходиться на кафедрі проектування літаків та вертольотів, і може бути виданий лише з дозволу завідувача кафедри за письмовою заявою.

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

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

Метою виконання розділу є закріплення знань, отриманих у ході лекційних, практичних занять; придбання початкових навичок щодо виконання ескізного проекту літака. Для цього було проаналізовано основні тактико-технічні вимоги (ТТВ), що пред'являються до літаків, їх льотно-технічні характеристики, схеми, основні параметри, загальні пристрої літаків та їх агрегатів, силове ув'язування основних силових елементів агрегатів літака, правила створення креслень загального виду літака та його агрегатів.

Завдання передбачає виконання наступного обсягу робіт:

- а) збирання та обробка статистичних даних (льотних, масових, геометричних характеристик літака, параметрів силової установки);
- б) доповнення заданих ТТВ з метою отримання потрібних характеристик літака;
- в) вибір та обґрунтування аеродинамічної схеми літака та його основних параметрів;
- г) визначення злітної маси літака та його основних геометричних характеристик у нульовому наближенні;
- д) виконання креслення загального виду літака.

Вихідними даними для виконання конструкторського розділу є:

- а) призначення літака;
- б) найважливіші ТТВ: число пасажирів $n_{нас}$, дальність польоту L , крейсерська швидкість $V_{кр}$.

1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз. Вибір основних відносних початкових параметрів літака

Збір та обробка статистичних даних у ході проектування літака дозволяє:

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

а) типів необхідних народному господарству літаків;

б) завдань, що літаки виконують;

в) льотно-технічної якості;

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

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

3. Визначити низку параметрів літака.

Для збору статистичних даних було використано дані літаків, аналогічних проєктованому і які мають близькі льотно-технічні характеристики та умови експлуатації. Ці дані вносяться до статистичної таблиці (таблиця 1.1).

Таблиця 1.1 – Льотно-технічні характеристики літаків-аналогів

Літак-аналог	Airbus A310-200	Boeing 757-200	Boeing 737-300	Ty-204	Ty-154M
Розмах крила, м	43,90	47,57	28,88	42,00	37,55
Довжина літака, м	46,66	48,51	33,40	46,22	47,90
Висота літака, м	15,81	15,85	11,13	13,88	11,40
Площа крила, м ²	219,0	283,3	105,4	182,4	202,0
Маса порожнього спорядженого літака, кг	80 600	81 000	32 460	58 300	54 800
Максимальна злітна маса, кг	142 000	143 000	62 820	94 600	100 000
Тип двигуна	2 ТРДД General Electric CF6-80C2A8 (Pratt Whitney PW4156)	2 ТРДД Pratt Whitney JT9D-7R4D (PW4050 або CF6-80A)	2 ТРДД CFM International CFM56-3C1	2 ТРДД Солов'єв ПС-90А	3 ТРДД Д-30КУ-154
Тяга двигуна, Н	2×254 200 (254 200 або 267 800)	2×217 720 (227 000 або 226 800)	2×99 700	2×161 400	3×105 00
Максимальна швидкість, км/год	940	967	942	900	850
Крейсерська швидкість, км/год	895	910	910	850	950
Практична дальність, км	4 070 – 6 670	4 350	4 670	3 700	3 900 – 5 200
Практична границя, км	11 300	13 100	10 200	12 600	10 900
Екіпаж, чол.	2	2	2	3	3
Корисне навантаження, кг	191 пасажирів у кабіні трьох класів або 220 пасажирів у кабіні двох класів або 255 пасажирів в економічному класі або 280 максимально або 34200 кг вантажу	216 пасажирів у салоні змішаного класу (18 – у салоні першого класу та 198 пасажирів у салоні туристичного класу), або 255–290 пасажирів у салоні туристичного класу	130 пасажирів у кабіні двох класів або у туристичному класі 149 осіб, або 16 370 кг вантажу	168 пасажирів у кабіні трьох класів, 196 пасажирів у кабіні двох класів, 210 пасажирів в економічному класі або 21 000 кг вантажу	158/180 пасажирів або 18 000 кг вантажу

1) **Airbus A310-200** (рисунок 1.1) [].

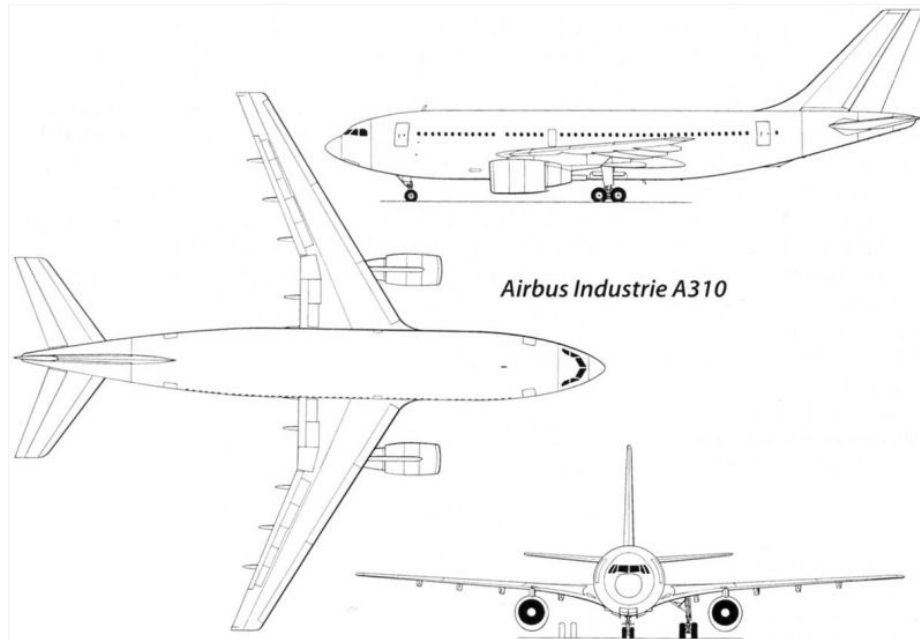


Рисунок 1.1 – Літак-аналог А310-200

Аеродинамічна схема – нормальна (класична); за конструктивними ознаками – моноплан; схема розташування крила щодо фюзеляжу за висотою – низькоплан; крило стрілоподібне; на законцівках крила вінглети; схема оперення – однокільова; схема шасі – триопорне з носовою опорою; тип опорного елемента – колісний; схема прибирання основних стійок шасі – колеса прибираються у фюзеляж; схема фюзеляжу – нормальна; тип фюзеляжу – напівмонокок; конструкція крила – двохлонжеронна кесонна; тип силової установки – General Electric CF6-80C2A8 (Pratt Whitney PW4156); два двигуни розташовані під крилом.

2) **Boeing 757-200** (рисунок 1.2).

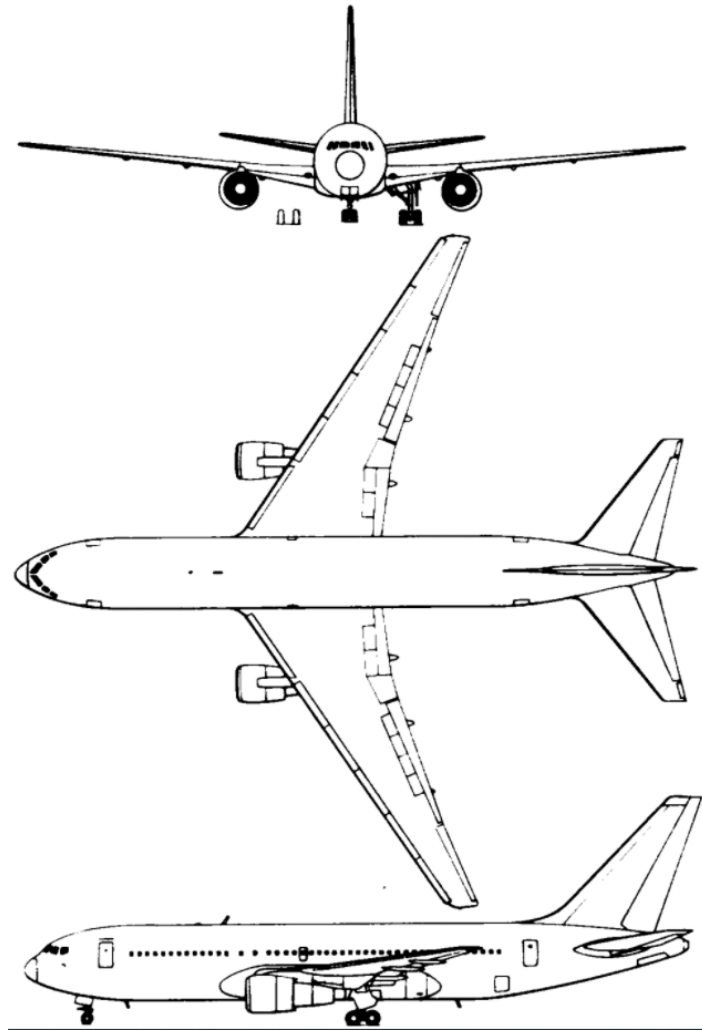


Рисунок 1.2 – Літак-аналог Boeing 757-200

Аеродинамічна схема – (класична); за конструктивними ознаками – моноплан; схема розташування крила щодо фюзеляжу за висотою – низькоплан; крило стрілоподібне; схема оперення однокільова; схема шасі триопорне з носовою опорою; тип опорного елемента – колісний; схема прибирання основних стійок шасі – колеса забираються у фюзеляж. Схема фюзеляжу – нормальна; тип фюзеляжу – напівмонокок; конструкція крила – двохлонжеронна кесонна; тип силової установки ТРДД Rolls-Royce RB211; два двигуни розташовані під крилом.

3) Boeing 737-300 (рисунок 1.3).

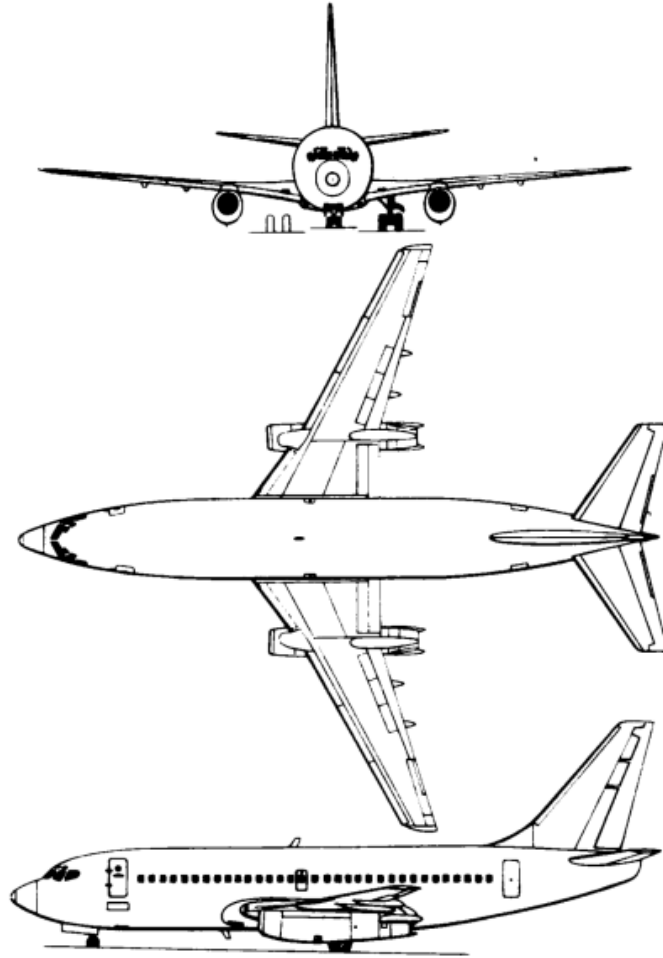


Рисунок 1.3 – Літак-аналог Boeing 737-300

Аеродинамічна схема – нормальна (класична); тип фюзеляжу – напівмонокок; схема розташування крила щодо фюзеляжу за висотою – низькоплан; крило стрілоподібне; механізація крила містить висувні закрилки та елерони; схема шасі – триопорне з носовою опорою; тип опорного елемента – колісний; схема прибирання основних стійок шасі – колеса прибираються у фюзеляж; конструкція крила – кесонна; тип силової установки – турбовентиляторні двигуни з великим ступенем двоконтурності; два двигуни розташовані на пілонах під крилом.

4) Ту-204 (рисунок 1.4).

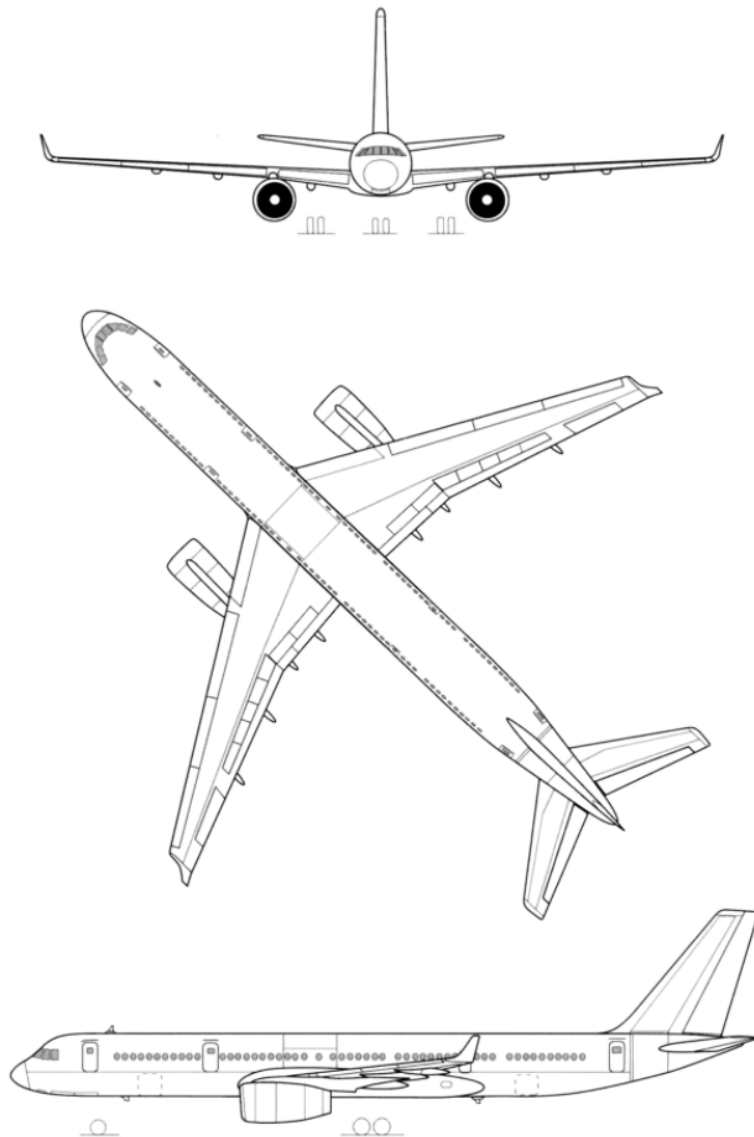


Рисунок 1.4 – Літак-аналог Ту-204

Аеродинамічна схема – нормальна (класична); за конструктивними ознаками – моноплан; схема розташування крила щодо фюзеляжу за висотою – низькоплан; крило стрілоподібне; на законцівках крила вінглети; схема оперення – однокільова; схема шасі – трьохопорне з носовою опорою; тип опорного елемента – колісний; схема прибирання основних стійок шасі – колеса прибираються в крило; схема фюзеляжу – нормальна; тип фюзеляжу – напівмонокок; конструкція крила – двохлонжеронна кесонна; тип силової установки – General Electric CF6-80C2; два двигуни розташовані під крилом.

5) Ту-154М (рисунок 1.5).

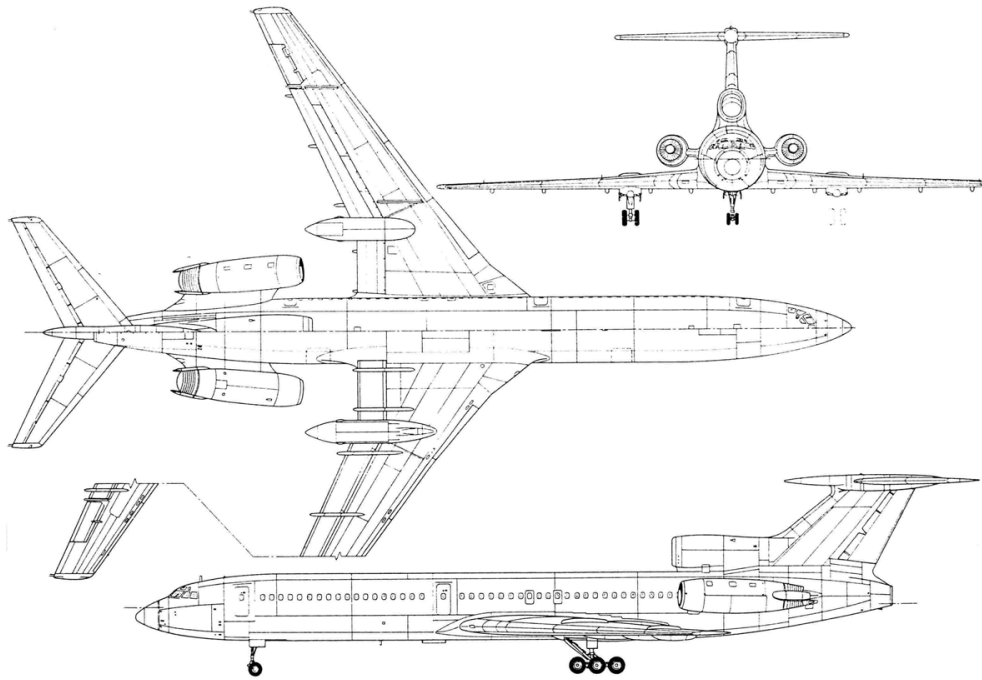


Рисунок 1.4 – Літак-аналог Ту-154М

Аеродинамічна схема – нормальна (класична); за конструктивними ознаками – моноплан; схема розташування крила щодо фюзеляжу за висотою – низькоплан; крило – стрілоподібне; механізація крила містить двощільні закрилки, передкрилки та елерони, на кожному з яких знаходяться тримери; схема оперення Т-образне; схема шасі триопорне з носовою опорою; тип опорного колісного елемента; схема прибирання основних стійок шасі – в гондолої на крилі; схема фюзеляжу – нормальна; тип фюзеляжу – напівмонокок; конструкція крила – двохлонжеронна кесонна; тип силової установки – ТРДД; три двигуни розташовані у хвостовій частині фюзеляжу.

Враховуючи статистичні дані (див. таблицю 1.1) та поставлене завдання, уточнюємо ТТВ до літака та заносимо їх до таблиці 1.2.

Таблиця 1.2 – Тактико-технічні вимоги до літака, що проектується

V_{max} , км/год	$V_{кр}$, км/год	V_y , м/с	H_{max} , км	$H_{кр}$, м	L , км	$L_{роз}$, м	$n_{пас}$, чол.	$n_{ек}$, чол.
920	900	5,3	11 300	11 000	4 500	2 200	170	2

1.1.3 Призначення, ТТВ до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами під час проектування літака

На підставі обробки статистичних даних можна сформулювати ТТВ до літака, що проектується.

Призначення літака: літак призначений для перевезення пасажирів на відстань до 4500 км.

Літні характеристики: літак повинен забезпечити безпосадкову дальність польоту на відстань до 4500 км без дозаправки. Крейсерська висота польоту $H_{кр} = 11$ км. Крейсерське число Маха $M_{кр} = 0,86$. Довжина розбігу має бути в межах 2200 м.

При проектуванні літака необхідно прагнути зменшення його маси. Це дозволяє покращити льотно-технічні характеристики літака та знизити його вартість.

Вимоги до обладнання: літак повинен бути обладнаний необхідним навігаційним обладнанням для виконання польотів за візуальної видимості та в умовах хмарності на великих висотах польоту вдень та вночі над водним простором або рівниною.

Вимоги до кабіни екіпажу та пасажирських кабін: кабіни мають бути герметичними, розмір повинен бути достатнім для розміщення екіпажу та пасажирів. Повинна бути забезпечена зручність входу та виходу, в кабіні та пасажирських салонах необхідно передбачити обігрів та систему кондиціонування. Засклення кабіни екіпажу повинне забезпечити найповніший огляд без істотної зміни положення пілота. Пасажирська кабіна має бути комфортабельною.

Вимоги до силової установки: повинно бути забезпечено надійна робота двигуна з оптимальним використанням характеристик двигуна за тягою та витратою палива. Двигун має бути оснащений реверсом тяги для швидкої зупинки повітряного судна (ПС). Силовий агрегат повинен видавати шум, що не перевищує нормованих, а також мати малотоксичні вихлопні гази. У місцях

розташування двигунів мають стояти протипожежні перегородки.

Вимоги до міцності, жорсткості та надійності: жорсткість та міцність літака повинна забезпечити безпечну експлуатацію у всьому діапазоні розрахункових навантажень. Повинна бути забезпечена безвідмовна робота всіх систем та механізмів за всіх можливих випадків.

1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

За статистичними даними переважає класична аеродинамічна схема. За зовнішньою формою, відповідно до статистики, призначаю крило прямої стріловидності. Форму профілю крила приймаю несиметричну.

У чотирьох літаків схема шасі – триопорне, шасі з носовим колесом, колеса прибираються у фюзеляж. Вибираємо цю схему шасі. До переваг цієї схеми можна віднести такі: невелика ймовірність капотажу, невелика ймовірність ковзання під час посадки, колійна стійкість, немає обмежень на посадкову швидкість, можливість ефективного гальмування, комфорт пасажирів, гарний огляд пілота, немає пошкодження вихлопним струменем.

Приймаю кількість двигунів – два. Ця кількість двигунів забезпечує необхідну тягу та оптимально впливає на масові характеристики ПС.

Розташування двигунів вибираю на пілонах під крилом літака, бо ця схема розташування двигунів дозволяє розвантажити конструкцію крила в польоті, демпфірувати коливання крила при польоті в турбулентній атмосфері та є протифлатерним балансиrom, забезпечити хороші підходи до двигунів при їх обслуговуванні, знизити шум у пасажирському салоні.

Розташування двигунів впливає на розташування горизонтальне оперення (ГО), воно має класичну схему та розташовуватиметься у задній частині фюзеляжу. Цей вид ГО не обтяжує вертикальне оперення (ВО) літака.

За формою поперечного перерізу фюзеляжу призначаю фюзеляж з круглою формою, який має меншу поверхню при заданому об'ємі і, отже, менший опір тертя. Крім того, обшивка фюзеляжу круглого перерізу при

надмірному внутрішньому тиску працює тільки на розтяг, не відчуваючи згинальних напружень.

За статистичними даними (див. таблицю 1.1) визначаємо та записуємо в таблицю 1.3 основні параметри крила з механізацією: відносну хорду закрилка \overline{b}_3 , кути відхилення закрилка δ_3 , відносну площу елерона $\overline{S}_{ел}$; параметри фюзеляжу, ГО та ВО.

Таблиця 1.3 – Основні параметри крила

χ 1/4, град	η	\overline{c}	\overline{b}_3	δ_3 , град	λ	$\overline{S}_{ел}$	λ_ϕ	D_ϕ , м	L_ϕ , м	\overline{S}_ϕ	$\overline{S}_{ГО}$
32	3	0,125	0,244	28 /45	7,5	0,089	10	4,0	44	0,0782	0,278

Продовження таблиці 1.3

$\overline{S}_{РВ}$	$\overline{S}_{ВО}$	$\overline{S}_{РН}$	$\lambda_{ГО}$	$\lambda_{ВО}$	$\chi_{ГО}$ 1/4, град	$\chi_{ВО}$ 1/4, град	$\overline{C}_{ГО}$	$\overline{C}_{ВО}$	$\eta_{ГО}$	$\eta_{ВО}$
0,23	0,15	0,11	3,87	1,07	37	35	0,05	0,06	2,24	1,39

1.1.5 Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні

Злітна маса літака нульового наближення визначається за формулою, отриманою з рівняння відносних мас з використанням статистичних даних [1]:

$$m_0 = \frac{m_{нав} + m_{ек}}{1 - (m_k + m_{СУ} + m_n + m_{об.упр})}, \quad (1.1)$$

де m_0 – злітна маса літака нульового наближення;

$m_{нав}$ – маса комерційного навантаження;

$m_{ек}$ – маса екіпажу.

Комерційне навантаження для пасажирського літака визначимо з умови, що з одного пасажира припадає 95 кг маси:

$$m_{нав} = 95 \cdot n_{нас} = 95 \cdot 170 = 16\,150 \text{ кг.}$$

Маса екіпажу визначимо з умови, що кожен член екіпажу має 80 кг маси:

$$m_{ек} = 80 \cdot n_{ек} = 80 \cdot 2 = 160 \text{ кг.}$$

При визначенні злітної маси літака необхідно знати такі відносні маси:

конструкції \bar{m}_k , силової установки \bar{m}_{CV} , обладнання та управління $\bar{m}_{об.упр}$, палива \bar{m}_n .

Значення \bar{m}_n визначимо, згідно [3], за формулою

$$\bar{m}_n = a + \frac{b \cdot L}{V}, \quad (1.2)$$

де L – дальність польоту, км;

V – швидкість польоту, км/год;

a, b – коефіцієнти, що залежать від типу літака.

Відповідно до [3] коефіцієнти a і b для пасажирських дозвукових літаків мають значення $a = 0,06 \dots 0,07$, $b = 0,05 \dots 0,06$, де менші значення коефіцієнта відповідають літакам більшого тоннажу.

Оскільки крейсерська швидкість літака становить $M_{кр} = 0,86$, то призначаємо наступні значення коефіцієнтів:

$$a = 0,06 \text{ і } b = 0,05.$$

Використовуючи формулу (1.2) знаходимо \bar{m}_n

$$\bar{m}_n = 0,06 + \frac{0,05 \cdot 4500}{900} = 0,31.$$

Відповідно до [1, 7] відносні маси \bar{m}_k , \bar{m}_{CV} , і $\bar{m}_{об.упр}$ для середньомагістральних пасажирських літаків перебувають у наступних діапазонах значень:

$$\bar{m}_k = 0,30 \dots 0,32, \quad \bar{m}_{CV} = 0,12 \dots 0,14, \quad \bar{m}_{об.упр} = 0,12 \dots 0,14.$$

Враховуючи дальність та призначення літака, призначаємо наступні значення відносних мас \bar{m}_k , \bar{m}_{CV} , і $\bar{m}_{об.упр}$:

$$\bar{m}_k = 0,31, \quad \bar{m}_{CV} = 0,13, \quad \bar{m}_{об.упр} = 0,13.$$

Використовуючи формулу (1.1) обчислимо злітну масу літака:

$$m_0 = \frac{16150 + 160}{1 - (0,31 + 0,13 + 0,31 + 0,13)} = 135\,917 \text{ кг.}$$

Знаючи злітну масу літака та відносні маси конструкції, палива, СУ, обладнання та управління знаходимо їх маси:

$$m_k = \bar{m}_k \cdot m_0 = 0,31 \cdot 135\,917 = 42\,134 \text{ кг};$$

$$m_n = \bar{m}_n \cdot m_0 = 0,31 \cdot 135\,917 = 42\,134 \text{ кг};$$

$$m_{СУ} = \bar{m}_{СУ} \cdot m_0 = 0,13 \cdot 135\,917 = 17\,699 \text{ кг};$$

$$m_{об.упр} = \bar{m}_{об.упр} \cdot m_0 = 0,13 \cdot 135\,917 = 17\,699 \text{ кг}.$$

Використовуючи злітну масу літака та його призначення, визначаємо, згідно [1], відносну масу крила, оперення, фюзеляжу та шасі. Певні значення відносних мас заносимо до таблицю 1.4.

Таблиця 1.4 – Значення відносних мас літака

$\bar{m}_{кр}$	$\bar{m}_{ф}$	$\bar{m}_{оп}$	$\bar{m}_{ш}$
0,391	0,357	0,071	0,181

Використовуючи значення відносних мас елементів конструкції визначаємо їх маси:

$$m_{кр} = \bar{m}_{кр} \cdot m_k = 0,391 \cdot 42\,134 = 16\,474 \text{ кг};$$

$$m_{ф} = \bar{m}_{ф} \cdot m_k = 0,357 \cdot 42\,134 = 15\,042 \text{ кг};$$

$$m_{оп} = \bar{m}_{оп} \cdot m_k = 0,071 \cdot 42\,134 = 2\,992 \text{ кг};$$

$$m_{ш} = \bar{m}_{ш} \cdot m_k = 0,181 \cdot 42\,134 = 7\,626 \text{ кг};$$

Обчислені значення мас заносимо до таблиці 1.5.

Таблиця 1.5 – Маси елементів конструкції літака

m_0 , кг	$m_{нав}$, кг	$m_{ек}$, кг	m_k , кг	$m_{кр}$, кг	$m_{ф}$, кг	$m_{оп}$, кг	$m_{ш}$, кг	$m_{об.упр}$, кг	m_n , кг	$m_{СУ}$, кг
135 917	16 150	160	42 134	16 474	15 042	2 992	7 626	17 699	42 134	17 699

1.1.6 Підбір двигунів та перевірка довжини розбігу

Знаходимо стартову тягу одного двигуна за формулою [1]

$$P_0 = \frac{t_0 \cdot m_0 \cdot g}{n}, \quad (1.3)$$

де t_0 – тягоозброєність літака;

n – число двигунів;

g – прискорення вільного падіння, $g = 9,8 \text{ м / с}^2$.

Використовуючи статистичні дані, середнє значення тягоозброєність літака становить $t_0=0,307$.

Використовуючи формулу (1.3) знаходимо стартову тягу двигуна:

$$P_0 = \frac{0,307 \cdot 135\,917 \cdot 9,8}{2} = 204\,460 \text{ Н.}$$

По стартовій тязі підбираємо двигун.

Турбореактивний двоконтурний двигун Rolls-Royce RB211-524В (рисунок 1.5) – трьохвальний з великим ступенем двоконтурності (4,3–4,1). Двигун має поодинокий широкохордний вентилятор, 7-ступінчастий осьовий компресор низького тиску (КНТ), 6-ступінчастий осьовий компресор високого тиску (КВТ), одиночну кільцеву камеру згоряння з 18 паливними форсунками (з 24 на модифікаціях G/H-T), поодинокую турбіну високого тиску (1-й вал), поодинокую проміжну турбіну (2-й вал), вбудовану турбіну низького тиску (3-й вал). Ці двигуни було встановлено на літаки Boeing 747-100, Boeing 747-200, Boeing 747SP, Lockheed L-1011-250, Lockheed L-1011-500 [5].

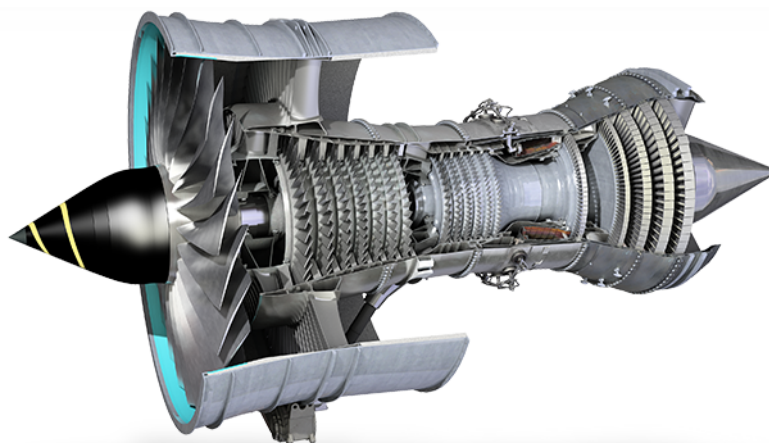


Рисунок 1.5 – Схема турбореактивного двоконтурного двигуна
Rolls-Royce RB211-524В

Технічні характеристики двигуна [5–6]:

злітний режим:

- максимальна тяга двигуна, кН..... 222,46;
- ступінь двоконтурності..... 4,5;
- повний рівень підвищення тиску 28,4;
- витрата повітря, кг/с 687;

крейсерський режим:

- висотність, м..... 10 668;
- максимальне число М польоту..... 0,85;
- тяга двигуна, кН..... 48,94;
- питома витрата палива на крейсерському режимі, (кг/год)/Н 6,3.

1.1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів

Площу крила визначимо із співвідношення

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{P_0}, \quad (1.4)$$

де P_0 – питома навантаження на крило при зльоті, яке за статистичними даними в середньому становить 550 даН/м² [4].

Отже, площа крила дорівнює:

$$S = \frac{135\,917 \cdot 9,8}{5\,500} = 242,18 \text{ м}^2.$$

Подовження крила є параметром, що суттєво впливає на величину індуктивного опору та максимальної якості крила літака. Крім того λ впливає на вагові та жорсткісні характеристики конструкції крила.

Дозвукові транспортні літаки мають крила з нульовою та малою стрілоподібністю. Подовження таких крил лежить у досить широкому діапазоні $\lambda=6,5\dots 10$, причому більші значення подовжень відносяться, як правило, до великогабаритних літаків з великою дальністю польоту. Збільшені значення подовження крила іноді обираються і для літаків з невеликою дальністю польоту для покращення їх злітно-посадкових характеристик. Приймаємо $\lambda=7,5$.

Обчислюємо розмах крила:

$$L = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{7,5 \cdot 242,18} = 42,6 \text{ м.}$$

Звуження крила η суперечливе впливає на аеродинамічні, вагові та жорсткісні характеристики крила. Збільшення звуження η призводить, також, до збільшення будівничої висоти та об'єму центральної частини крила, що полегшує розміщення палива та різноманітних агрегатів. Однак збільшення звуження має негативні сторони. Головна з них – тенденція крила з великим звуженням до зриву потоку та зниження ефективності елеронів. У зв'язку зі вказаними обставинами та рекомендаціями [4] приймаємо $\eta=3$.

Коренева (по осі симетрії літака) b_0 і кінцева b_k хорди крила визначимо виходячи із значень S , η і L [4]:

$$b_0 = \frac{S}{L} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = \frac{242,18}{42,6} \cdot \frac{2 \cdot 3}{3 + 1} = 8,5 \text{ м;}$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{8,5}{3} = 2,8 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда крила (САХ) обчислимо за формулою

$$b_A = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 8,5 \cdot \frac{3^2 + 3 + 1}{3 \cdot (3 + 1)} = 6,1 \text{ м.}$$

Координата САХ за розмахом крила визначимо із співвідношення

$$z_A = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{42,6}{6} \cdot \frac{3 + 2}{3 + 1} = 8,9 \text{ м.}$$

Координата носіння САХ по осі симетрії літака

$$x_A = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \cdot \left(\text{tg } \chi + \frac{\eta - 1}{4 \cdot (\eta + 2)} \right) = \frac{42,6}{6} \cdot \frac{3 + 2}{3 + 1} \cdot \left(\text{tg}(32^\circ) + \frac{3 - 1}{4 \cdot (3 + 2)} \right) = 6,4 \text{ м}$$

Розміри фюзеляжу $l_{н.ч}$ і $l_{хв.ч}$ визначаємо за статистичними даними. Відповідно до [1] для проєктованого літака вибираємо наступні значення подовження частин та самого фюзеляжу:

$$\lambda_\phi = 10, \quad \lambda_{н.ч} = 1,8, \quad \lambda_{хв.ч} = 3.$$

Визначаємо розміри фюзеляжу l_ϕ , $l_{н.ч}$ і $l_{хв.ч}$:

$$l_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi = 10 \cdot 4 = 40 \text{ м;}$$

$$l_{н.ч} = \lambda_{н.ч} \cdot D_{\phi} = 1,8 \cdot 4 = 7,2 \text{ м};$$

$$l_{хв.ч} = \lambda_{хв.ч} \cdot D_{\phi} = 3 \cdot 4 = 12 \text{ м}.$$

Площі ГО та ВО відповідно рівні (див. таблицю 1.3):

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S = 0,278 \cdot 242,18 = 67,3 \text{ м}^2;$$

$$S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} \cdot S = 0,15 \cdot 242,18 = 36,3 \text{ м}^2.$$

Знайдемо розмах ГО та висоту ВО:

$$l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}} = \sqrt{3,87 \cdot 67,3} = 16,1 \text{ м};$$

$$l_{ВО} = \sqrt{\lambda_{ВО} \cdot S_{ВО}} = \sqrt{1,07 \cdot 36,3} = 6,2 \text{ м}.$$

Кореневу b_0 і кінцеву b_{κ} хорди ГО та ВО визначимо таким чином:

$$b_{0ГО} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{ГО}}{\eta_{ГО} + 1} = \frac{67,3}{16,1} \cdot \frac{2 \cdot 2,24}{2,24 + 1} = 5,8 \text{ м};$$

$$b_{0ВО} = \frac{S_{ВО}}{l_{ВО}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{ВО}}{\eta_{ВО} + 1} = \frac{36,3}{6,2} \cdot \frac{2 \cdot 1,39}{1,39 + 1} = 6,8 \text{ м};$$

$$b_{\kappaГО} = \frac{b_{0ГО}}{\eta_{ГО}} = \frac{5,8}{2,24} = 2,6 \text{ м}, \quad b_{\kappaВО} = \frac{b_{0ВО}}{\eta_{ВО}} = \frac{6,8}{1,39} = 4,9 \text{ м}.$$

Середню аеродинамічну хорду ГО обчислимо за формулою

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} \cdot b_{0ГО} \cdot \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{\eta_{ГО} \cdot (\eta_{ГО} + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 5,8 \cdot \frac{2,24^2 + 2,24 + 1}{2,24 \cdot (2,24 + 1)} = 4,4 \text{ м}.$$

Координата САХ ГО за розмахом ГО визначимо із співвідношення

$$z_{АГО} = \frac{l_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ГО} + 2}{\eta_{ГО} + 1} = \frac{16,1}{6} \cdot \frac{2,24 + 2}{2,24 + 1} = 3,5 \text{ м}.$$

Координата носіння САХ ГО по осі симетрії літака

$$\begin{aligned} x_{АГО} &= \frac{l_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ГО} + 2}{\eta_{ГО} + 1} \cdot \left(\operatorname{tg} \chi_{ГО} + \frac{\eta_{ГО} - 1}{4 \cdot (\eta_{ГО} + 2)} \right) = \\ &= \frac{16,1}{6} \cdot \frac{2,24 + 2}{2,24 + 1} \cdot \left(\operatorname{tg}(37^\circ) + \frac{2,24 - 1}{4 \cdot (2,24 + 2)} \right) = 2,9 \text{ м}. \end{aligned}$$

Визначимо параметри шасі [7]. Для трьохопорного шасі це: база шасі b ; колія шасі B ; винос головних коліс e ; винос переднього колеса a ; висота шасі h ; висота центру мас літака H (рисунок 1.6).

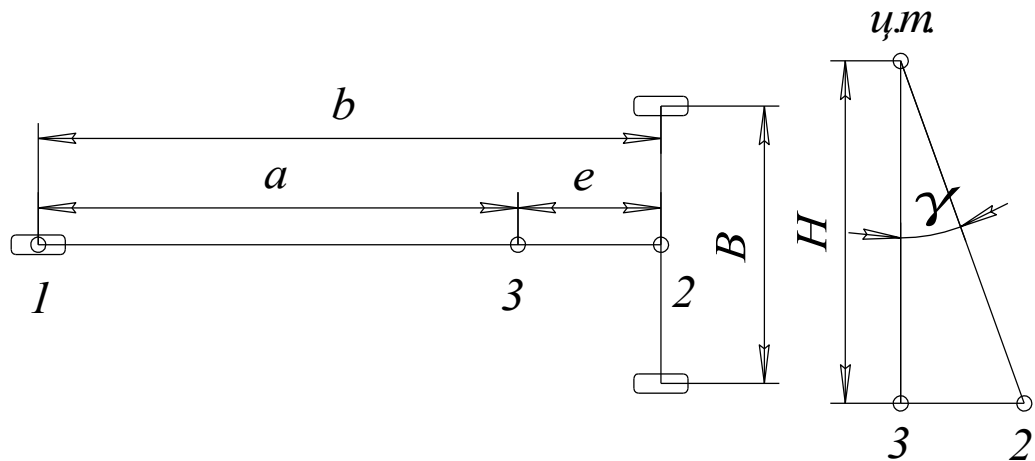


Рисунок 1.6 – Схема триопорного шасі

Похідними від цих параметрів будуть: кут виносу коліс головних опор γ ; кут перекидання на хвіст φ .

Кут торкання хвостової п'ятої φ повинен забезпечувати використання задніх посадкових кутів. Враховуючи цю вимогу, приймаємо кут перекидання на хвіст $\varphi = 12^\circ$.

Кут виносу головних коліс γ повинен забезпечувати не перевалювання літака на хвіст при посадці. Умовою цієї вимоги є перевищення кута γ на $1 \dots 2^\circ$ кута φ . Отже, приймаємо $\gamma = 14^\circ$.

Величина винос головних коліс e знаходиться в таких межах:

$$e = (0,15 \dots 0,20) \cdot b_A. \quad (1.5)$$

Звідси

$$e = 0,15 \cdot 6,1 = 0,9 \text{ м.}$$

База шасі b повинна забезпечувати хороші експлуатаційні якості літака при маневруванні аеродромом. Згідно зі статистикою приймаємо

$$b = (0,3 \dots 0,4) \cdot L_\phi = 0,35 \cdot 44 = 15,4 \text{ м.}$$

Тоді винос переднього колеса становитиме

$$a = b - e = 15,4 - 0,9 = 14,5 \text{ м.}$$

З рисунку 1.6 знаходимо висоту центру мас літака H :

$$H = e \cdot \text{ctg} \gamma = 0,9 \cdot \text{ctg}(13^\circ) = 3,9 \text{ м.}$$

Колія шасі знаходиться в межах

$$2 \cdot H \leq B < 15 \text{ м.}$$

Для забезпечення оптимальної маневреності літака при рулюванні призначаємо

$$B = 9 \text{ м.}$$

Плецо $L_{ГО} \approx L_{ВО}$ для нормальної схеми літака (відстань від центру мас літака до центру тиску горизонтального оперення), згідно з [1], знаходимо із співвідношення

$$L_{ГО} = 3,28 \cdot b_A = 3,28 \cdot 6,1 = 20,0 \text{ м.}$$

Значення величини x_T , згідно [1], приймаємо

$$x_T = 0,26 \cdot b_A = 0,26 \cdot 6,1 = 1,59 \text{ м.}$$

Побудову загального виду літака виконуємо у такому порядку (рисунок 1.7):

1. будуємо фюзеляж літака;
2. будуємо ГО та ВО;
3. будуємо САХ горизонтального оперення;
4. плече ГО відкладаємо від точки, віддаленої на $0,25 \cdot b_{АГО}$ від носіння САХ горизонтального оперення;
5. знаходимо положення носка САХ крила (від центру мас відкладаємо розмір x_T);
6. за координатою x_A знаходимо положення носка кореневої хорди крила;
7. будуємо крило літака.

1.1.9 Розробка майстер-геометрії середньомагістрального літака

У даній роботі було приблизно розроблено та спроектовано пасажирський літак з кількістю пасажирів $n=170$ чоловік і дальністю польоту $L=4\ 500$ км. Дані розрахунки слід приймати як остаточні, оскільки вони проводилися на нульовому наближенні. Наступним етапом проектування літака є побудова його майстер-геометрії. Визначення основних геометричних параметрів є основою опису його форм. Слід зазначити, що у сучасному інформаційному середовищі виправданим підходом є паралельне створення аналітичних еталонів поверхні агрегатів. Такий підхід суттєво скорочує час розробки, залишаючи можливість повернення на попередній етап проектування та внесення відповідних змін. Методологія такого проектування передбачає параметричне ув'язування агрегатів.

Ідея комп'ютерного макетування з'явилася відразу після появи обчислювальних машин, однак її повнозначне здійснення стримувалося недостатніми можливостями як обчислювальної техніки, так і програмних продуктів. Поява на ринку програмного забезпечення у вигляді інтегрованих комп'ютерних систем та зростання можливостей сучасних комп'ютерів дозволило реалізувати на практиці ці ідеї. Дані системи дозволяють здійснити повне просторове ув'язування всіх складових частин (СЧ) конструкції, при цьому виключається неоднозначне прочитання геометрії деталей і агрегатів, з необхідною точністю, що перевищує точність виготовлення. Крім того, з'являються можливості

- виявляти невідповідності геометрії деталей та технологічного оснащення в процесі їх проектування, а не в процесі їх виготовлення та складання;

- здійснювати освоєння нових виробів у стислий термін та проводити швидку модифікацію вузлів та агрегатів;

- випускати серійну документацію на більш ранніх стадіях серійного освоєння;

- зменшити трудомісткість виготовлення та ув'язування формотворчої

оснастки;

- уникнути виготовлення під час запуску виробів у серійне виробництво значної кількості спеціальних засобів ув'язування;

- виключити багаторазово повторювані операції у різних підрозділах, пов'язані з вивченням, погодженням та відновленням образу об'єктів з конструкторської документації.

Першою стадією в цьому процесі є створення поверхневої моделі літака та його об'ємного компонування.

При проектуванні параметри літака визначаються на стадії технічної пропозиції та ескізного проекту, основним завданням яких є формування вигляду та визначення всіх геометричних параметрів літака.

При створенні моделі літака застосовується загальний принцип, прийнятий у літакобудуванні – розбивка планера на складові: фюзеляж, крило, ГО, ВО, шасі, мотогондоли і т. д. З аналізу ТЗ результаті формування вигляду ЛА вибираються основні геометричні характеристики його агрегатів. Ці дані є вихідними для створення математичної моделі (ММ) поверхні агрегату. У системі UNIGRAPHICS ММ створюваних об'єктів є внутрішньою функцією формованою на основі розв'язання задачі опису поверхні з накладеними жорсткими граничними умовами. Всі параметри при цьому в систему вносяться у зручному для сприйняття вигляді у вигляді сукупності кривих, що обмежують необхідну ділянку поверхні та описують його внутрішню структуру.

Для крила, перед створення ММ, необхідно задати наступні параметри:

- розмах;
- коренева хорда;
- кінцева хорда;
- аеродинамічні профілі для кореневого та кінцевого перерізів;
- координати носків профілю, як уздовж розмаху крила, так і уздовж поздовжньої осі літака;
- закон зміни кутів установки профілю вздовж розмаху крила;
- кут стріловидності крила по передній кромці.

Крім цього, для крил складної геометрії (зі зламами передньої кромки, напливами і т. д.) необхідно задати

- координати точок зламу;
- профілі в точках зламу;
- кути установки профілів у точках зламу.

Для фюзеляжу такими параметрами є

- довжина фюзеляжу;
- еквівалентний діаметр фюзеляжу;
- довжина носової частини фюзеляжу;
- довжина хвостової частини фюзеляжу;
- місцеві обмеження (кут нахилу скління ліхтаря кабіни пілотів, кути підходу поверхні фюзеляжу до заліз і напливів і т. д.).

Крім цього для літака в цілому задається цілий ряд геометричних характеристик:

- координати SAX по поздовжній осі літака;
- координати SAX горизонтального оперення ($SAX_{ГО}$) за розмахом ГО;
- координати $SAX_{ГО}$ по поздовжній осі літака;
- координати SAX вертикального оперення ($SAX_{ВО}$) з розмаху ВО;
- координати $SAX_{ВО}$ по поздовжній осі літака;
- плече $L_{ГО}$ – відстань від центру мас літака до центру тиску ГО;
- плече $L_{ВО}$ – відстань від центру мас літака до центру тиску ВО.

Однак цей список є лише необхідним вихідним мінімумом для початку створення моделі літака. У процесі роботи можливе виникнення необхідності уточнення деяких додаткових деталей.

На кожен агрегат літака розробляється поверхнева модель та теоретичний креслення (ТК) – його обвідуюча частина. Необхідно відзначити, що для ув'язування зовнішніх контурів поверхнева модель та її ТК повинні розроблятися паралельно за наявності двох взаємно протилежних інформаційних потоків. Крім свого основного призначення, ТК необхідне і для того, щоб побудувати ММ агрегату в будь-якій іншій інтегрованій комп'ютерній системі.

Це пов'язано з тим, що сучасні конвертори і стандарти файлів обміну даними (IGES, DXF, і т. д.) не гарантують точність передачі самих поверхневих моделей через значні відмінності у математичних ядрах різних систем (особливо це позначається при переносі з «важких» CAD/CAM/CAE систем у «легкі»).

Крило, ГО і ВО – це лінійні поверхні, тобто по криволінійних напрямних рухається пряма лінія.

Найбільш складним агрегатом із розглянутих є крило через його складну геометрію. Для її завдання необхідно було використовувати три профілі, що формують консольну частину крила. Для створення моделі центроплану використовувалися і координати розташування двигунів і лонжеронів. При цьому з профілю кореневої нервюри консольної частини крила були вичленовані фрагменти, що описують поведінку формоутворюючої кривої на ділянках міжлонжероного простору і хвостової частини профілю. Закінцівки крила у вигляді у плані описується кривою другого порядку. Напрямні криві поверхні закінцівок також є кривими другого порядку, побудованими в перерізі по рівнопроцентним утворюючим. В результаті цих операцій був сформований каркас кривих, необхідних для створення поверхневої моделі крила.

Аналогічно було створено поверхневі моделі ГО, ВО, фюзеляжу, пілонів та мотогондол двигунів.

Поверхнева модель літака, що проектується, представлено на рисунку 1.7.



Рисунок 1.7 – Поверхнева модель літака, що проектується

1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака за їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака

1.2.1 Розрахунок поляр та аеродинамічної якості у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака

Найбільш надійним способом отримання поляр літака є випробування моделі літака в аеродинамічній трубці або польоті за умов, відповідних польоту літака в повітрі. Проте результати таких випробувань є не завжди. Крім того, модель літака не повністю відповідає дійсному літаку, оскільки схематизація моделі тією чи іншою мірою неминуха. Тому доводиться вдаватися до теоретичного розрахунку, попри його наближеність.

Сила індуктивного опору дорівнює

$$X_{ai} = c_{xai} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1.6)$$

де ρ – масова щільність повітря;

V – швидкість польоту;

S – площа крила;

c_{xai} – коефіцієнт індуктивного опору.

Якщо розподіл циркуляції швидкості по розмаху крила не дуже відрізняється від еліптичного, теорія індуктивного опору призводить до наступного виразу c_{xai} :

$$c_{xai} = \frac{c_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda}, \quad (1.7)$$

Розрахунок коефіцієнтів підйомної сили та сили опору зведено до таблиці 1.6.

Таблиця 1.6 – Поляра літака в польотній конфігурації

№	альфа	суа	сха	К
1	-6.00	0.0000	0.0256	0.00
2	-5.00	0.0822	0.0259	3.17
3	-4.00	0.1645	0.0268	6.13
4	-3.00	0.2467	0.0283	8.72
5	-2.00	0.3290	0.0303	10.85
6	-1.00	0.4112	0.0330	12.47
7	0.00	0.4935	0.0362	13.63
8	1.00	0.5757	0.0400	14.39
9	2.00	0.6580	0.0444	14.82
10	3.00	0.7402	0.0494	14.99
11	4.00	0.8225	0.0550	14.97
12	5.00	0.9047	0.0613	14.77
13	6.00	0.9870	0.0688	14.34
14	7.00	1.0689	0.0787	13.58
15	8.00	1.1477	0.0917	12.51
16	9.00	1.2190	0.1080	11.29
17	10.00	1.2788	0.1261	10.14
18	11.00	1.3228	0.1427	9.27
19	12.00	1.3468	0.1531	8.79
20	13.00	1.3500	0.1546	8.73

Коефіцієнт пасивного опору при невеликих кутах атаки мало змінюється за зміни c_{ya} . У першому наближенні цей коефіцієнт вважатимуться постійним, незалежним від c_{ya} . Позначаючи коефіцієнт пасивного опору через c_{xa0} , отримаємо коефіцієнт повної сили лобового опору c_{xa} літака (рівняння поляри):

$$c_{xa} = c_{xa0} + c_{xai} = c_{xa0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda}. \quad (1.8)$$

Як видно з цього рівняння, залежність $c_{xa} = f(c_{ya})$ є параболою другого порядку, так що в першому наближенні поляру літака можна представити параболою другого порядку.

Напишемо вираз для величини, зворотної якості літака:

$$\frac{1}{K} = \frac{c_{xa}}{c_{ya}} = \frac{c_{xa0}}{c_{ya}} + \frac{c_{ya}}{\pi\lambda}. \quad (1.9)$$

Припущення про незмінність коефіцієнта c_{xa0} при зміні c_{ya} є наближенням. Насправді навіть при порівняно невеликих кутах атаки коефіцієнт пасивного опору c_{xa0} при збільшенні c_{ya} дещо збільшується. У першому наближенні можна вважати, що збільшення c_{xa0} прямо пропорційне c_{ya}^2 . Для приблизного обліку зростання пасивного опору зі збільшенням кута атаки до розрахунку замість дійсного геометричного вводять ефективне подовження λ_{ef} , що приймають меншим, ніж геометричне подовження крил. При цьому з'являється додатковий коефіцієнт c_{xa0} при $c_{ya} = 0$ і c_{xai} коефіцієнт лобового опору, рівний нулю при $c_{ya} = 0$ і збільшується зі збільшенням c_{ya} пропорційно c_{ya}^2 . У першому наближенні для літаків з традиційним аеродинамічним компонуванням можна прийняти

$$\frac{1}{\pi \lambda_{ef}} = \frac{1}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda} + 0,025 \right), \quad (1.10)$$

або

$$\lambda_{ef} = \frac{\lambda}{1 + 0,025 \cdot \lambda}. \quad (1.11)$$

Тобто

$$\lambda_{ef} = \frac{\lambda}{1 + 0,025 \cdot \lambda} = \frac{9}{1 + 0,025 \cdot 9} = 7,35.$$

Коефіцієнт індуктивного опору c_{xaiK} на режимі максимальної якості дорівнює

$$c_{xaiK} = \frac{c_{yaK}^2}{\pi\lambda} = c_{xa0}. \quad (1.12)$$

Тоді

$$C_{xa0} = \left(\frac{4 K_{max}^2}{\pi \lambda_{ef}} \right)^{-1}. \quad (1.13)$$

$$\text{Тобто } C_{xa0} = \left(\frac{4 \cdot 15^2}{3,14 \cdot 7,35} \right)^{-1} = 0,0256.$$

Знайдемо коефіцієнт індуктивного опору:

$$C_{yaK} = \sqrt{\pi \cdot \lambda_{ef} C_{xa0}}. \quad (1.14)$$

$$\text{Тобто } C_{yaK} = \sqrt{3,14 \cdot 7,35 \cdot 0,0256} = 0,7402.$$

При розрахунках злітно-посадкових параметрів літака потрібні його поляри, побудовані з урахуванням випуску шасі, механізації крила, гальмівних пристроїв та ін. Для побудови таких поляр бажано користуватися точними розрахунками або даними аеродинамічного експерименту для літака з заданою геометрією. За відсутності таких даних для наближених розрахунків можна скористатися статистичними даними щодо впливу випуску шасі та механізації крила на поляру та залежністю $c_{ya} = f(\alpha)$ для польоту з мінімальними дозвуковими числами M .

Вважатимемо, що випуск шасі впливає тільки на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на $\Delta c_{x_{ш}}$. Механізація крила на зльоті та посадці збільшує c_{xa} на $\Delta c_{x_{мех}}$, а c_{ya} на $\Delta c_{y_{мех}}$. З випуском механізації зрушується в негативну область значення α_0 на $\Delta \alpha_0$, що призводить до збільшення $c_{y_{a \max}}$, причому $c_{y_{a \max}}$ досягається приблизно на тих самих кутах α , що і без механізації. Таким чином, поляри на зльоті та посадці можна отримати зрушенням вихідної поляри для польотної конфігурації праворуч $\Delta c_{xa} = \Delta c_{x_{ш}} + \Delta c_{y_{мех}}$ і вгору $\Delta c_{y_{мех}}$.

Розрахунок поляри у злітній конфігурації для кожної i -ї точки виконується за формулами:

$$c_{ya} = (c_{ya})_i + 0,25;$$

$$c_{xa} = (c_{xa})_i + (0,6 + 0,5) \cdot c_{xa0} \text{ (вплив шасі, механізації).}$$

Аналогічно розраховується поляра літака у посадковій конфігурації:

$$c_{ya} = (c_{ya})_i + 0,45;$$

$$c_{xa} = (c_{xa})_i + (0,6+1,4) \cdot c_{xa0}.$$

Розрахунок полярів у злітній конфігурації, наприклад для 19 точки, виконується за формулою:

$$C_{ya} = (C_{ya})_{19} + 0,25 = 1,3468 + 0,25 = 1,5968.$$

$$C_{xa} = (C_{xa})_{19} + (0,6 + 0,5) \cdot C_{xa0} = 0,1531 + 1,1 \cdot 0,0256 = 0,18126.$$

Розрахуємо полярів літака у посадковій конфігурації:

$$C_{ya} = (C_{ya})_{19} + 0,45 = 1,3468 + 0,45 = 1,7968.$$

$$C_{xa} = (C_{xa})_{19} + (0,6 + 1,4) \cdot C_{xa0} = 0,1531 + 2 \cdot 0,0256 = 0,2043.$$

Полярів літака в польотній, злітній та посадковій конфігураціях представлені в таблиці 1.7 і на рисунку 1.9.

Таблиця 1.7 – Полярів літака в злітній та посадковій конфігураціях

Злітна полярів					Посадкова полярів		
№	альфа	суа_В	сха_В	Ка_В	суа_З	сха_З	Ка_З
1	-6.00	0.2500	0.0539	4.64	0.4500	0.0769	5.85
2	-5.00	0.3322	0.0541	6.13	0.5322	0.0772	6.89
3	-4.00	0.4145	0.0550	7.53	0.6145	0.0781	7.87
4	-3.00	0.4967	0.0565	8.79	0.6967	0.0796	8.76
5	-2.00	0.5790	0.0585	9.89	0.7790	0.0816	9.54
6	-1.00	0.6612	0.0612	10.81	0.8612	0.0843	10.22
7	0.00	0.7435	0.0644	11.54	0.9435	0.0875	10.78
8	1.00	0.8257	0.0682	12.10	1.0257	0.0913	11.23
9	2.00	0.9080	0.0726	12.50	1.1080	0.0957	11.58
10	3.00	0.9902	0.0776	12.76	1.1902	0.1007	11.82
11	4.00	1.0725	0.0832	12.90	1.2725	0.1063	11.98
12	5.00	1.1547	0.0895	12.91	1.3547	0.1125	12.04
13	6.00	1.2370	0.0970	12.75	1.4370	0.1201	11.96
14	7.00	1.3189	0.1069	12.34	1.5189	0.1300	11.69
15	8.00	1.3977	0.1199	11.65	1.5977	0.1430	11.17
16	9.00	1.4690	0.1362	10.78	1.6690	0.1593	10.48
17	10.00	1.5288	0.1543	9.91	1.7288	0.1774	9.74
18	11.00	1.5728	0.1709	9.20	1.7728	0.1940	9.14
19	12.00	1.5968	0.1813	8.81	1.7968	0.2044	8.79
20	13.00	1.6000	0.1828	8.75	1.8000	0.2059	8.74

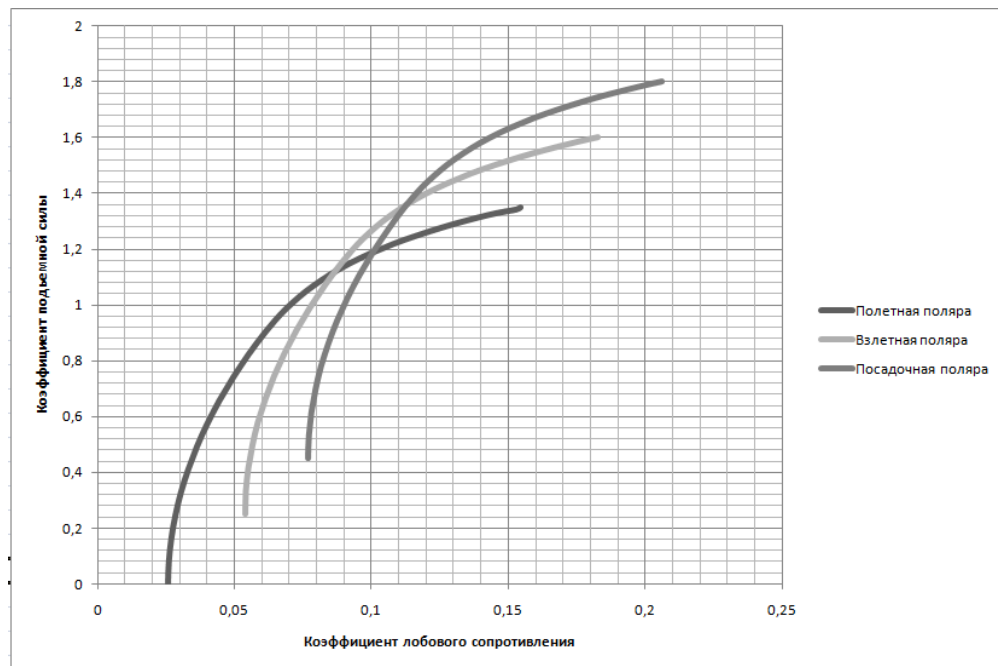


Рисунок 1.9 – Графік поляр літака в польотній, злітній та посадкових конфігураціях

1.2.2 Розрахунок льотних показників літака шляхом тяг (потужностей)

Метод тяг і потужностей Жуковського ґрунтується на порівнянні тяг і потужностей, необхідних для забезпечення горизонтального прямолінійного польоту ЛА, що встановився, на заданому режимі (Н, М), з наявними тягами і потужностями, які може розвивати двигун. Ці методи дають можливість визначити такі важливі льотно-технічні характеристики ЛА, як діапазон висот і швидкостей горизонтального прямолінійного польоту, характерні швидкості (максимальна, мінімальна теоретична, мінімальна допустима, крейсерська, найвигідніша, економічна), статичну граничну висоту, швидкопідйомність, витрата палива та часу в польоті, максимальну дальність та тривалість польоту. З достатньою для практики точністю можна обмежитися спрощеними методами тяг та потужностей.

Метод розрахунку потрібних тяг, заснований на вирішенні точних рівнянь руху. У більшості випадків, якщо не потрібно дуже високий рівень точності, для вирішення задачі можна застосувати спрощений метод тяг. Його суть у тому, що діапазон кутів атаки, які у звичайному польоті, порівняно невеликий; тягоозброєність літаків зазвичай теж невелика. Це дозволяє в першому

наближенні прийняти

$$\begin{aligned} P \cdot \cos(\alpha - \varphi) &\approx P; \\ P \cdot \sin(\alpha - \varphi) &\approx 0. \end{aligned} \quad (1.15)$$

З цього випливає, що в горизонтальному прямолінійному польоті, що встановився, на висоті H із заданим числом M потрібна тяга ЛА в першому наближенні дорівнює величині лобового опору:

$$P_{\text{пр}}(H, M) = X_{\text{ар}}(H, M), \quad (1.16)$$

яку можна визначити за залежністю

$$X_{\text{ар}} = \frac{mg}{k} = \frac{G}{k}, \quad (1.17)$$

де $G = mg$ – сила тяжіння;

$$k = \frac{C_{\text{уаз}}}{C_{\text{хаз}}} – \text{аеродинамічна якість};$$

$$C_{\text{уаз}} = \frac{G}{q \cdot S} – \text{коефіцієнт аеродинамічної підйомної сили, необхідний для}$$

горизонтального прямолінійного польоту ЛА, що встановився, на заданому режимі (H, M) ;

$$q = 0,7 p_H \cdot M^2 – \text{швидкісний напір};$$

$$C_{\text{хаз}} – \text{коефіцієнт лобового опору, який відповідає певному } C_{\text{уаз}};$$

C_{x0}, A – задані у вихідних даних аеродинамічні коефіцієнти, що відповідають розрахунковій кількості M ;

S а – характерна площа.

Результати розрахунків потрібних тяг наведено в таблиці 1.8.

Розташована тяга – це сумарна тяга всіх двигунів на ЛА номінальному режимі роботи двигуна.

Розташовану тягу можна визначити приблизно за умови, що двигуни повинні забезпечувати отримання на заданій розрахунковій висоті H^* задане максимальне число $M_{\text{max}} = M_*$.

Таблиця 1.8 – Результати розрахунку потрібних тяг (кН)

H=0 км		H=6 км		H=12 км	
M	P _{потр}	M	P _{потр}	M	P _{потр}
0,2	115,68	–	–	–	–
0,3	49,42	0,3	120,90	–	–
0,4	58,98	0,4	48,52	0,4	135,10
0,5	88,72	0,5	53,20	0,5	102,24
0,6	132,77	0,6	69,22	0,6	56,59
0,7	186,71	0,7	90,35	0,7	53,82
0,8	249,63	0,8	119,67	0,8	58,77
1,0	322,10	1,0	153,77	1,0	84,68

Розрахунки ведуть у такій послідовності:

- 1) знаходять потрібну тягу $P_{пг}(H^*, M_*)$ для режиму (H^*, M_*) ;
- 2) задають міру стиснення повітря у компресорі π_k і знаходять коефіцієнт тяги ξ_p для режиму $(H^*, M_*) - \xi_p^*$;
- 3) обчислюють сумарну статичну тягу двигунів:

$$P = \frac{P_{пг}(H^*, M_*)}{\xi_p(H^*, M_*)}$$

- 4) знаходять тягу на будь-якому режимі (H, M) :

$$P_{озп}(H, M) = P_0 \cdot \xi_p(H, M).$$

Результати розрахунку наявних тяг наведено у таблиці 1.9 і на рисунку 1.10.

Таблиця 1.9 – Результати розрахунку наявних тяг (кН)

H=0 км		H=6 км		H=11 км	
M	Розп	M	Розп	M	Розп
0,2	566,36	–	–	–	–
0,3	547,93	0,3	396,40	–	–
0,4	507,34	0,4	382,25	0,4	207,19
0,5	474,58	0,5	357,57	0,5	205,25
0,6	449,65	0,6	338,79	0,6	194,47
0,7	432,55	0,7	325,90	0,7	187,08
0,8	423,28	0,8	318,92	0,8	183,07
1,0	421,85	1,0	317,84	1,0	182,45

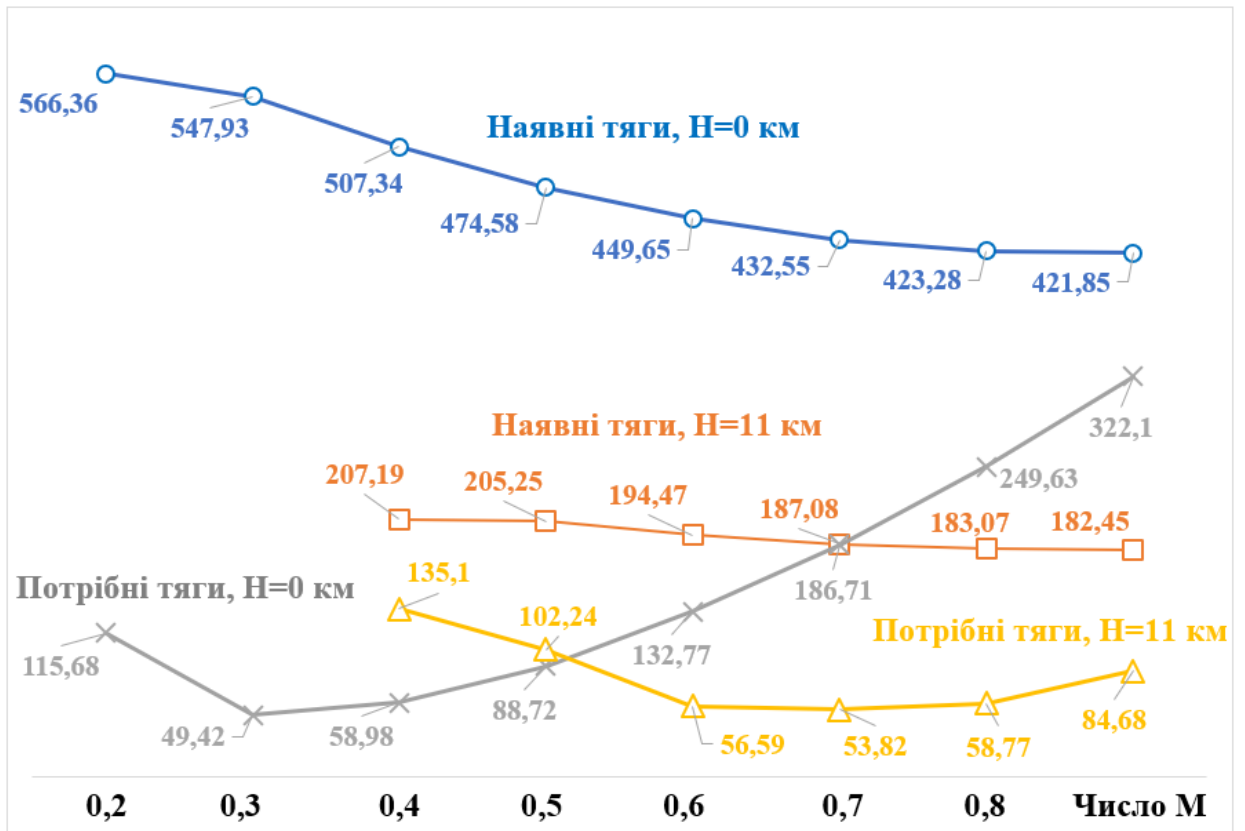


Рисунок 1.10 – Поєднаний графік потрібної та наявної тяги (кН)

від числа М для двох висот: $H = 0$ і $H = 11\ 000$ м

Висновки з розділу 1

1. За статистичними даними літаків-аналогів було визначено тактико-технічні вимоги до літака, що проектується.
2. Виходячи з отриманих ТТВ було визначено масові характеристики літака та основні геометричні параметри його агрегатів.
3. Розроблено майстер-геометрія середньомагістрального пасажирського літака за отриманими геометричними параметрами.
4. Здійснено розрахунок поляр у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака, знайдено аеродинамічну якість та визначено льотні характеристики літака методом тяг.

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Вплив наземного зледеніння на повітряне судно та силову установку

Безпечна експлуатація літаків у будь-яких погодних умовах є головною турботою всіх авіаперевізників, адміністрацій аеропортів, служб управління повітряним рухом та користувачів послуг повітряного транспорту. Аналіз останніх авіаційних пригод в авіатранспортній галузі свідчить про значну кількість випадків, пов'язаних з експлуатацією ПС у зимовий час. Вивчення цих подій виявило нагальну необхідність розробки офіційних правил і процедур, що регулюють проведення операцій з протиобледеніння літаків, якими могли б керуватися всі сегменти авіації, включаючи виробників літаків, авіапідприємства, а також організації, що займаються проектуванням і технічним обслуговуванням ПС [22].

Ще в 1950-х роках минулого століття у низці держав були встановлені правила для цивільної авіації, що забороняють зліт літаків за наявності крижаного нальоту (інію, паморозі), снігу або льоду на крилах, повітряних гвинтах або керуючих поверхнях літака. Наслідки такого зледеніння різноманітні, непередбачувані та залежать від індивідуальної конструкції літака.

Обледеніння веде до погіршення аеродинамічних та льотних характеристик ПС. При цьому можливі пошкодження конструкції та порушення роботи силової установки, літакових систем, а також приладів, пов'язаних із приймачами повітряного тиску. Лід, що утворився в статичних отворах або датчиках кута атаки, може спотворити введену в системи пілотажних приладів інформацію про абсолютну висоту, повітряну швидкість, вугілля атаки і потужність двигуна.

Основна небезпека полягає у розвитку на зледенілих поверхнях крила та оперення літака передчасного, на менших кутах атаки, зриву повітряного потоку, що загрожує на етапі зльоту та набору висоти порушенням характеристик стійкості, керованості та звалюванням літака. За своєю чутливістю до зледеніння

літаки різних типів значно відрізняються один від одного. Ступінь впливу обледеніння більшою мірою залежить від конструктивних та аеродинамічних особливостей літака.

Відкладення льоду, крижаного нальоту або снігу на передній кромці та верхній поверхні крила зменшують підйомну силу крила до 30 % та збільшують лобовий опір до 40 % (рисунок 2.1). Наземне зледеніння літака відрізняється від зледеніння в польоті. Якщо в польоті лід утворюється, як правило, лише на лобових частинах літака, то на землі він зазвичай покриває більшу частину його верхньої частини крила та оперення, а також поверхню фюзеляжу. Іноді наземне зледеніння буває несиметричним – виникає на тій стороні літака, яка звернена до вітру.

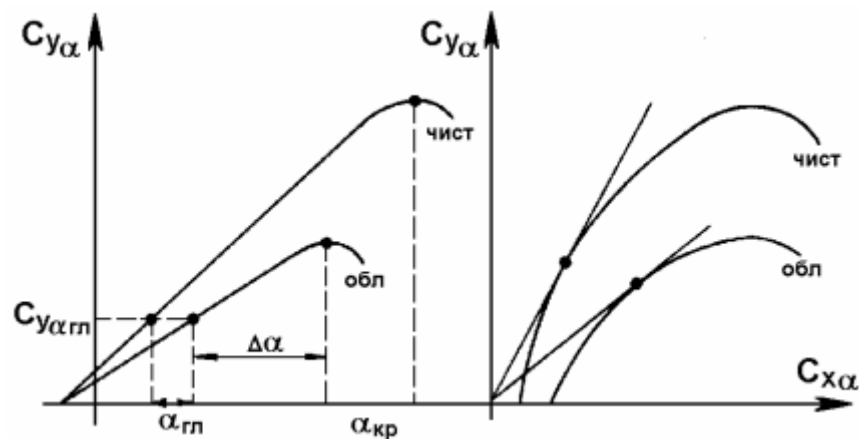


Рисунок 2.1 – Зміна характеристик профілю внаслідок зледеніння [14]

Для деяких типів авіаційних профілів можливе різке зниження коефіцієнта підйомної сили та зменшення критичного кута атаки при найменшому крижаному відкладенні. Наприклад, випробування, проведені в аеродинамічній трубці на моделі з профілем при довжині хорди 650 мм (закрилок був відхилений на 20°), показали, що при покритті всієї поверхні крила паморозом товщиною 0,5 мм $C_{y_{max}}$ зменшується на 33 %, а критичний кут атаки – з 130° до 70° , тобто видно, наскільки небезпечними є навіть «незначні» за товщиною відкладення льоду на крилі літака. У міру віддалення від передньої кромки вплив шорсткості поверхні на $C_{y_{max}}$ зменшується і для деяких профілів на відстані понад 25 % довжини хорди не відчувається зовсім. Видалення льоду з носка крила на ділянці

лише 5 % значно покращує характеристику профілю. При видаленні льоду на ділянці 18 % $C_{y\max}$ зростає ще більше, а критичний кут атаки наближається до його значення для чистого профілю. Звідси випливає практичний висновок: необхідність включення на зльоті за умов наземного зледеніння протиобліднювальної системи крила і оперення літака (якщо така є й використання її дозволено на злітному режимі).

Однак з цих даних не можна робити висновок про те, що достатньо видалити лід і сніг тільки з носків крила та оперення, оскільки негативний вплив наземного зледеніння не обмежується зниженням тільки $C_{y\max}$ і якості літака k . Для профілів з іншим розподілом тиску вздовж хорди (з заднім аеродинамічним навантаженням) негативна роль крижаних відкладень на ділянках поверхні, віддалених від носка крила, посилюється. Найбільш сильно на несучі властивості крила впливає шорсткість поверхні носка профілю. Якщо зліт виконується в умовах, коли можливе обледеніння крила, швидкість відриву та набору висоти має бути збільшена, а кутова швидкість відриву зменшена. При цьому рекомендується використовувати протиобліднювальну систему літака відразу після зльоту.

Іншим небезпечним наслідком наземного зледеніння є зниження ефективності органів управління (рисунок 2.2). Обледеніння крила на тих ділянках, де розташовані елерони, а також зледеніння самих елеронів, відкладення льоду на оперенні та рулях може призвести до небезпечного погіршення керованості літаком. Відомі випадки, коли сніг або лід, не видалені з верхньої поверхні горизонтального оперення і руля висоти, приводили під час зльоту до кабрування літака в момент відриву носового колеса, що створювало вкрай небезпечні ситуації. Додатковим негативним фактором є і вага крижаних відкладень, що утворилися на поверхні літака під час його перебування на землі [16].



Рисунок 2.2 – Зледеніння рейки передкрилка

Лід на аеродинамічних поверхнях та фюзеляжі може відокремлюватися під час зльоту та потрапляти у двигуни з можливим пошкодженням лопаток вентилятора та компресора (рисунок 2.3). На відміну від вхідних елементів двигуна, які забезпечені пристроями протиобледеніння, робочі лопатки компресора, як правило, не мають захисту, що може призводити до утворення на них льоду та його скидання. Це веде до зменшення тяги двигуна, нестійкої його роботи, виникнення неприпустимих вібрацій та самовимкнення. Негативні наслідки обледеніння двигунів під час роботи на землі можуть проявитися лише при роботі на злітному режимі. Критичним для літака та силової установки може виявитися момент, коли режим від злітного змінюється на номінальний, вмикається система протиобледеніння і лід скидається з крила.

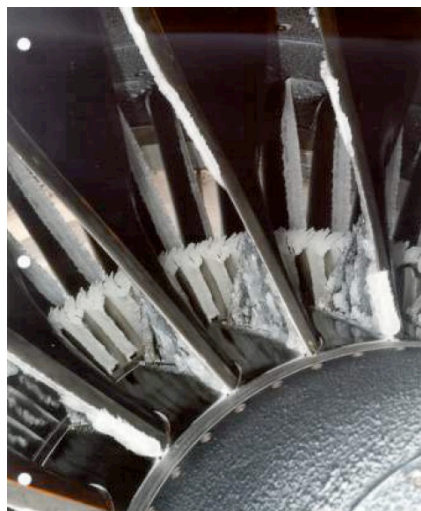


Рисунок 2.3 – Зледеніння лопаток вентилятора двигуна

2.2 Умови виникнення та види наземного обледеніння

Причиною обледеніння літака на землі можуть послужити багато атмосферних і навколишніх умов: крижаний наліт, сніг, замерзаючий туман, замерзаюча мряка, замерзаючий дощ, мряка, туман або висока вологість у поєднанні з наявністю холодного палива (останній тип зледеніння може виникнути при температурі оточення значно вище точки замерзання) [14–16]. Під час підготовки ПС до польоту атмосферні умови можуть бути нестійкими. До інших умов, що сприяють обледенінню поверхонь ПС, належать:

- експлуатація ПС на пероні, рулінних доріжках (РД) і зльотно-посадкових смугах (ЗПС), покритих водою, сльотою або снігом. Ці забруднення можуть відклатися на поверхнях літака в результаті вітру, маневрування літака, впливу реактивного струменя або при роботі наземного обладнання;
- теплі поверхні літака, що потрапляють під переохоложені опади при температурі нижче точки замерзання і викликають танення опадів, що випали, які потім знову замерзають.

В умовах замерзаючого дощу та мряки, сильного снігопаду або в інших умовах, коли в замерзаючих опадах міститься велика кількість води, багато процедур протиобледеніння можуть виявитися неефективними. При температурах навколишнього повітря нижче $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ деякі нагріті рідини типу І не діють.

Усі види наземного обледеніння поділяються на три групи [18, 19, 21]:

1) Обледеніння, що утворюються в результаті переходу (сублімації) пару в лід, минаючи рідку фазу. Сюди входять:

- іній що виникає у ясну тиху погоду та лежить на поверхні предметів, охолоджених випромінюванням тепла і мають нижчу, ніж повітря, негативну температуру. Поблизу поверхні предметів повітря охолоджується, і водяна пара, що міститься в ньому, досягнувши стану насичення, перетворюється на лід. Іній може утворюватися при будь-якій негативній температурі і при різній відносній вологості повітря (рисунок 2.4).



Рисунок 2.4 – Іній на поверхні крила

– твердий (кристалічний) наліт, який з’являється при потепліннях, коли предмети зберігають нижчу негативну температуру, ніж теплі маси повітря, що прийшли (рисунок 2.5). Товщина твердого нальоту зазвичай не перевищує кількох міліметрів.



Рисунок 2.5 – Твердий (кристалічний) наліт

– кристалічна паморозь, яка утворюється в сильний мороз, внаслідок перенасичення повітря водяною парою (рисунок 2.6).



Рисунок 2.6 – Кристалічна паморозь

2) Обледеніння, пов'язані з наявністю в атмосфері переохолодженої води. У цьому випадку крига утворюється в результаті кристалізації на поверхні літака переохолоджених крапель дощу, туману або мряки. Найчастіше цей вид наземного обледеніння зустрічається за температур повітря, близьких до 0°C . За структурою, зовнішнім виглядом та кольором зледеніння може бути різним: від прозорого склоподібного льоду до сніжно-білого нальоту, подібного до інію. Відмінність обумовлена тим, що в різних умовах швидкість замерзання крапель неоднакова. Якщо температура коливається в межах $0...5^{\circ}\text{C}$, то великі краплі, замерзаючи, розтікаються поверхнею тіла та утворюють прозорий склоподібний лід (ожеледиця). За низьких температур дрібні краплі замерзають швидко і утворюється матовий або білий лід.

3) Найдрібніші краплі переохолодженого туману, замерзаючи, утворюють зернисту паморозь. Крижані відкладення другої групи міцно зчіплюються з поверхнею літака і можуть досягати більших розмірів.

4) Наземне обледеніння, що утворюється в результаті замерзання на поверхні літака звичайної непереохолодженої води (дощу, мокрого снігу, осівших крапель туману, конденсату водяної пари та ін.).

На вигляд вони схожі на відкладення, віднесені до перших двох груп, але на відміну від сублімаційного льоду можуть міцно зв'язуватися з поверхнею

літака. Обледеніння літака можливе не тільки внаслідок осідання непереохолодженої води з атмосфери, але також внаслідок попадання на поверхню літака води, сльоти та мокрого снігу із землі під час рулювання або стоянки.

Скидання такого льоду з крила та попадання його в двигуни, як правило, відбувається на зльоті або початковому етапі набору висоти, що призводить до порушень роботи та пошкоджень двигунів. Типовою для «паливного обледеніння» є ситуація, коли охолодження палива до низьких негативних температур відбувається у звичайному крейсерському польоті (рисунок 2.7). Потім літак здійснює посадку на аеродром, де є сприятливі для такого обледеніння умови: тривалий дощ, мряка, невелика позитивна температура, при якій негативна температура палива в баках літака може зберігатися протягом багатьох годин. Нижні поверхні баків покриваються значним до 10...15 мм шаром інію. Верхні поверхні не мають обледеніння, оскільки при штатних посадках у баках завжди знаходиться мінімальний залишок палива. Навіть за коротких рейсів паливо в баках може швидко охолоджуватися. За годину польоту температура палива літака, що здійснює політ на крейсерських висотах, знижується на 10...15 °С.



Рисунок 2.7 – «Паливний лід» на крилі

Якщо під час зльоту температура палива становить, наприклад, +5 °С, то

після польоту тривалістю 1,5 години температура палива в момент посадки може становити $-5...-10$ °C. Можливий інший випадок, коли літак у пункті вильоту заправляється сильно охолодженим паливом, а прилітає на аеродром, де температура повітря позитивна і йдуть опади. Іноді екіпаж літака, на якому під час стоянки мало місце «паливне обледеніння», не зазначає будь-яких відхилень від норми при виконанні польоту, а наслідки зледеніння виявляються лише після посадки.

Факторами, що сприяють накопиченню замерзаючих опадів та паливному обледенінню, є

- температура навколишнього повітря (до $+9$ °C);
- відносна вологість (понад 80 %);
- тип та інтенсивність опадів;
- тип та щільність туману;
- теплове випромінювання;
- швидкість та напрям вітру;
- температура поверхні літака, включаючи температуру палива в крильових баках (до $+20$ °C при великій вологості повітря);
- добовий перепад температур;
- водний розчин рідини, що використовується для усунення або запобігання зледеніння;
- порядок застосування протикригової рідини;
- час, що минув після протикригового оброблення;
- знаходження літака в безпосередній близькості від реактивного струменя іншого літака, обладнання та конструкцій;
- експлуатація на поверхнях, вкритих снігом, сльотою та вологою;
- кут нахилу, обводи та шорсткість поверхні літака;
- умови паркування літака (поза ангаром, частково або повністю в ангарі).

2.3 Заходи щодо оптимізації наземного обслуговування, протикригової обробки в аеропортах

Зменшення часу на наземне обслуговування літаків в аеропортах є однією з найбільш пріоритетних вимог.

Переважно протикригова обробка літаків здійснюється на виїзді з перонів аеровокзального комплексу. Літаки при цьому буксують до місця обробки із вимкненими двигунами. Сама обробка займає немало часу, після цього літаку потрібен ще час для запуску двигунів та початку рулювання. Все це ускладнює роботу аеропорту та зменшує пропускну здатність. Особливо це грає велику роль для сильно завантажених аеропортів, в яких одночасно може бути багато рейсів і, як наслідок, великі черги на зліт. У зв'язку з тим, що дія рідини обмежена, при тривалому очікуванні зльоту може знадобитися повторна обробка, що в свою чергу призведе до затримок і зміщенню розкладу. Це призведе до великих фінансових втрат.

Щоб зробити процес обробки більш швидким і виключити обставини для повторної обробки, потрібна додаткова інфраструктура для цих заходів. Найкращим заходом є спеціальні станції протикригової обробки на руліжних доріжках перед виїздом на злітно-посадкову смугу. Принцип їх використання полягає в тому, що літаки безпосередньо перед зльотом проходять протикригову обробку. Завдяки цьому незалежно від часу очікування, рідина буде нанесена перед виїздом на смугу та зльотом. Також до переваг даних заходів можна віднести те, що літаки можуть проходити обробку із увімкненими двигунами, запуск яких виконується при буксуванні від телетрапу або стоянкового місця. Може використовуватися декілька пунктів обробки одночасно, що ще більше прискорить процес.

Дані заходи дуже сильно економлять час, що позитивно позначається на роботі аеропорту і мінімізує ймовірність затримок у зв'язку з наземним обслуговуванням у складних погодних умовах.

2.4 Методи протикригової обробки

Існує кілька методів протикригової обробки:

1) Механічне видалення льоду (рисунок 2.8) – проводиться за допомогою щіток, мотузок, гумових скребків і мітел, найбільш застосовний до пухкого і сухого снігу, що недавно випав. Дозволяє знімати великий шар наростлого льоду, має низьку вартість. Має багато недоліків у порівнянні з іншими методами, серед них велика трудомісткість, великі витрати часу на очищення.



Рисунок 2.8 – Механічне видалення снігу та льоду

2) Тепловий метод (рисунок 2.9) – при ньому обледеніння видаляється нагріванням поверхні інфрачервоними випромінювачами. У зв'язку з великою енергоємністю та недостатньою ефективністю цей спосіб рідко використовується. Також до теплових методів можна віднести тримання ПС у теплому ангарі та заправку теплим паливом.

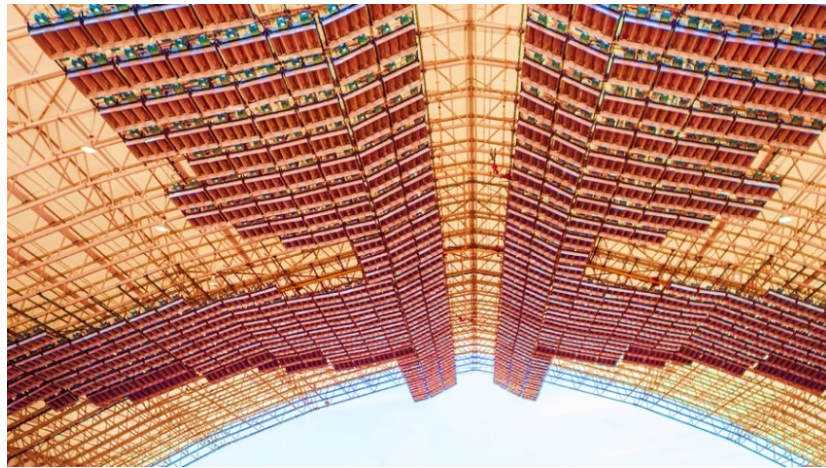


Рисунок 2.9 – Тепловий метод з використанням інфрачервоних панелей

3) Фізико-хімічний метод:

- обдув гарячим повітрям за допомогою теплових машин (рисунок 2.10);
- полив теплою водою;
- полив протикриговими рідинами (ПКР).



Рисунок 2.10 – Машина для теплового очищення зледенінь на ПС

Розглянемо спосіб поливу поверхонь ПС протикриговими рідинами, так як він найчастіше використовується.

Така обробка зазвичай проводиться із застосуванням спецмашин, що мають баки для утримання та підігріву ПКР та пристрої для нанесення ПКР з регулюванням ступеня розпилу (суцільним струменем або «конусом») та витрати ПКР. Машини можуть мати як відкриту «люльку» для оператора, так і закриту кабінку (рисунок 2.11) з комфортним мікрокліматом, що створюється, і

дистанційним управлінням органами розпилу ПКР. Кабіна або «люлька» знаходиться на кінці стріли, що керується оператором, для доступу до всіх оброблюваних ділянок поверхонь зверху них.



Рисунок 2.11 –Нанесення ПКР

Також можуть застосовуватися стаціонарні установки на обладнаних майданчиках як у вигляді стріл з кабінами операторів, так і у вигляді великих «воріт», під якими літаки прорують у процесі нанесення ПКР.

2.5 Типи протикригових рідин (ПКР)

Основна функція протикригових рідин полягає в тому, щоб знижувати точку замерзання опадів, які потрапляють на літак, і, таким чином, перешкоджати накопиченню льоду, снігу, сльоти або крижаного нальоту на критичних поверхнях.

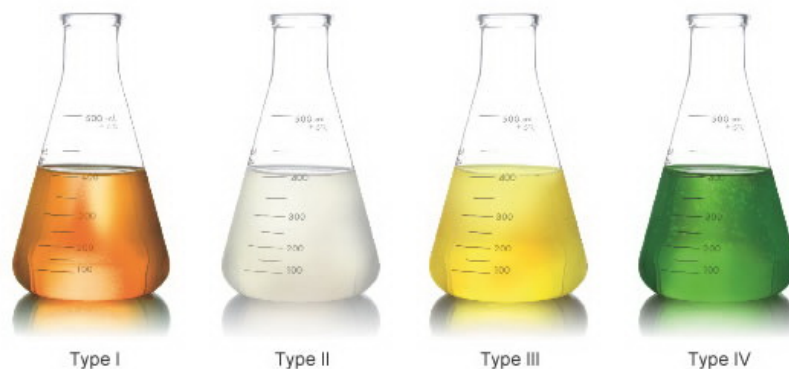
Існують наступні типи ПКР [20, 23]:

1) Тип I – рідини мають низьку в'язкість і вважаються «без загусників». Вони дають лише короткостроковий захист, тому що вони швидко стікають із поверхні після використання. Їх, як правило, підігрівають до температури

55 – 80 °С і під високим тиском подають на обледенілі поверхні для видалення снігу, льоду та інію. Як правило, рідина пофарбована помаранчевим кольором, для ідентифікації при застосуванні (рисунок 2.12).

Рідини типу I поставляються в концентрованому або розведеному (готовому до застосування) вигляді. Концентровані рідини типу I містять велику кількість гліколю (наприклад, етиленгліколь, діетиленгліколь, або пропіленгліколь, або суміші цих гліколів). Решту складають вода, сповільнювачі корозії, змочувальні агенти, антипінні присадки та іноді барвники.

Концентровані рідини типу I повинні розбавлятися водою таким чином, щоб їх точка замерзання відповідала застосовуємої процедурі. З урахуванням таких міркувань, як аеродинамічні характеристики літака і точки замерзання, рідини типу I можуть додатково розбавлятися підвищення їх ефективності при видаленні льоду.



тип I помаранчевого кольору, тип II прозорий,
тип III світло-жовтого кольору, тип IV зеленого кольору

Рисунок 2.12 – Типи протикригових рідин

2) Тип II – «псевдопластичні» рідини, які містять полімерний загусник, щоб запобігти їх безпосередньому стіканню з поверхонь літака. Зазвичай плівки рідини залишаються на місці, доки літак не досягає швидкості відриву носової стійки шасі 150–200 км/год, після чого рідина здувається під дією напруги зсуву. Високі швидкості, що потрібні для здуву з поверхні ПС, означають, що цей тип рідини корисний тільки для великих літаків.

Найчастіше замість рідини типу II використовують рідини типу IV. Рідини типу II мають кращі протикригові властивості, ніж рідини типу I. Як правило рідини типу II прозорі (див. рисунок 2.12).

3) Тип III – цей тип рідини можна використовувати як компроміс між рідинами типу IV і типу II. Вони призначені для використання на літаках з невеликими швидкостями польоту (до 150 км/год). Тип III рідин отримав визнання на ринках регіональної та бізнес авіації. Рідини типу III, як правило, забарвлені у світло-жовтий колір (див. рисунок 2.12).

Рідина типу III може бути розведеною рідиною типу II або IV, які відповідають вимогам, що висуваються під час тесту аеродинамічних характеристик турбогвинтових літаків.

4) Тип IV – рідини IV типу відповідають тим самим стандартам, як і рідини типу II, але вони забезпечують більш тривалий час захисту. Як правило, пофарбовані в зелений колір (див. рисунок 2.12).

Тривалість захисної дії залежить від виду та інтенсивності опадів, температури, що використовується для обробки рідини. Вона визначається екіпажем за спеціальними таблицями, при цьому за час початку захисної дії приймається час початку, а не закінчення обробки. Якщо зліт не здійснено до закінчення захисної дії ПКР, і зберігаються умови для зледеніння, командир зобов'язаний запросити повторну обробку літака. Ця проблема особливо актуальна для великих аеропортів, де найчастіше накопичується велика черга на зліт.

Опади, що випадають, поступово розбавляють всі види ПКР до тих пір, поки шар рідини не замерзне або не почнеться утворення обледеніння. Підвищуючи в'язкість рідини (наприклад, рідин типу II або IV), можна збільшити товщину плівки і, отже, застосовувати більший обсяг рідини. Більший обсяг рідини дозволяє абсорбувати більший обсяг замерзаючих опадів до того, як буде досягнуто точки замерзання, в результаті чого збільшується час дії рідини. Ця захисна властивість має важливе значення в умовах випадання замерзаючих опадів, коли очікується більш тривалий час вирулювання. У цілому

нині рідина типу IV забезпечує захист довше, ніж рідини типу II і III.

2.6 Правила нанесення протикригової рідини

ПКР наносяться з близької відстані від обшивки ПС так, щоб звести до мінімуму втрату тепла. Розпорошення рідини починається з фюзеляжу. Нижче наводиться опис стандартних способів обробки.

Фюзеляж. Рідина наноситься вздовж осової лінії верхньої частини і потім на бічні поверхні. Слід уникати прямого потрапляння рідини на ілюмінатори (рисунок 2.13).



Рисунок 2.13 – Обробка фюзеляжу ПКР

Крила та горизонтальне оперення. Рідина розпилюється починаючи з передньої кромки крила у напрямку до задньої кромки і від верхньої точки опуклої поверхні до її нижньої точки (рисунок 2.14). Особлива увага має бути звернена на видалення обледеніння з передньої кромки та кермових поверхонь. Можуть застосовуватись інші процедури, що залежить від умов на місцях та конфігурації повітряного судна.



Рисунок 2.15 – Нанесення ПКР на крила та ГО літака

Вертикальні поверхні. Рідина наноситься зверху вниз від передньої кромки в напрямку задньої кромки під гострим кутом до поверхні.

Посадочні шасі та відсіки коліс. Нанесення протикригової рідини у цих місцях має бути мінімальним. Застосування струменя під високим тиском не рекомендується. На гальма та колеса рідину не наносять.

Двигуни/ЗСУ. Слід уникати потрапляння рідини в двигуни або ЗСУ.

Область носового обтічника локатора скла пілотської кабіни. Для видалення зледеніння з області обтічника носового локатора та засклення пілотської кабіни рекомендується застосовувати гарячу суміш рідини Тип І з водою або ручний метод обробки (щітки або скребки).

2.7 Розробка заходів щодо збирання та повторного використання протикригової рідини

Протикригові рідини мають досить високу вартість (від 3 доларів за літр), а для обробки необхідно використовувати досить велику кількість ПКР.

У великих аеропортах за період протикригової обробки витрачаються десятки тисяч тон ПКР, яка і надалі, перед зливом у каналізацію, вимагає

нейтралізації через забруднюючі докільля властивості.

Так як для нейтралізації необхідно витратити додаткові засоби, то можливість повторно використовувати ПКР є найбільш раціональним методом зменшення вартості протикригової обробки.

Найбільш ефективні для збирання та повторного використання рідини типу I, оскільки вони мають невелику в'язкість і більш простий склад для відновлення порівняно з іншими типами ПКР.

2.7.1 Збір відпрацьованої ПКР

Для збору відпрацьованої ПКР можна використовувати кілька способів:

1) Використовувати загальну дренажну систему аеродрому – збирання за допомогою дренажних каналів аеродрому для подальшого очищення та повторного використання.

Можна знайти даний спосіб неефективний, так як на аеродромі великі площі охоплюються одним дренажним каналом і всі механічні та ПММ забруднювачі зливаються в нього, що в свою чергу знижує ефективність методу повторного використання ПКР.

2) Окрема стоянка для обробки і окремий дренажний канал для неї – переобладнання перону коштує дорого, а також знижується пропускна здатність при великій кількості літаків на зліт, що може бути вирішено збільшенням числа таких стоянок.

3) Машина для збору ПКР із перону аеродрому (рисунок 2.16).

Неефективна оскільки за час протикригові рідини стікають в дренажні системи аеропорту.

4) Спеціальний армований мат для збирання рідини.



Рисунок 2.16 – Машина для збору ПКР

2.7.2 Пристрої для очищення ПКР від різних забруднень та принцип їх роботи

Після збору ПКР рідину подають на стаціонарну установку, яка очищає ПКР від механічних та хімічних домішок. Ця установка містить:

- 1) баки для тимчасового та довгострокового зберігання;
- 2) блок механічного очищення, що включає:
 - блок фільтрів грубого очищення;
 - блок фільтрів тонкого очищення;
- 3) блок хімічної очистки:
 - абсорбційний фільтр;
 - іонообмінний фільтр;
- 4) блок дистиляції із теплообмінником.

Баки для зберігання ПКР (рисунок 2.17) виконані з антикорозійного матеріалу (деякі пластики, тощо).



Рисунок 2.17 – Баки для зберігання ПКР

Фільтр грубої очистки призначений для очищення зібраної ПКР від великих механічних частинок (піску, гравію, землі, тощо).

Фільтр тонкого очищення призначений для очищення від мікроскопічних забруднювачів, олій та палива.

Абсорбційні фільтри очищають рідину від різних солей та хлоридів.

Іонообмінні фільтри очищають рідину від розчинених металів та іонів різних речовин (рисунок 2.18).

Після процедур механічного та хімічного очищення залишається лише розчин води та гліколів (пропіленгліколей, етиленгліколей, діетиленгліколей тощо), які є основними компонентами ПКР. Концентрація гліколів у воді становить 10–20 % від загальної кількості суміші, а так як в ПКР використовується концентрації від 40 % і вище, необхідно видалити зайву воду методом дистиляції або зворотньоосмотичним методом.



Рисунок 2.18 – Блок фільтрів хімічного очищення

Дистиляція – це перегінний процес, який передбачає випаровування рідини з подальшим охолодженням і конденсацією парів. Дистиляція проводиться при температурі нагріву до 120 °С (температура кипіння всіх видів гліколей, що входять до ПКР більше 190 °С, а води близько 100 °С). Для зменшення витрати енергії на нагрівання рідини застосовується теплообмінник, який підігріває водно-гліколевую рідину при охолодженні водяної пари. Теплообмінник дозволяє зберегти до 60 % витраченої на нагрівання водно-гліколевої суміші та охолодження водяної пари.

Висновки з розділу 2

1. Описаний вище метод дозволяє значною мірою скоротити витрати на протикригову обробку (до 70% при великих обсягах переробки) і зменшити витрати на утилізацію, а також значно зменшити екологічне забруднення.

2. Кількість циклів не обмежена, так як гліколі, що розклалися, виводяться при фільтрації.

3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

3.1 Норми льотної придатності та сертифікація

Льотна придатність (ЛП) є характеристикою ПС, яка забезпечується передбаченими і реалізованими в його конструкції та льотно-технічних параметрах принципами і дозволяє здійснювати безпечний політ в очікуваних умовах і при встановлених методах експлуатації.

Очікувані умови експлуатації містять область розрахункових умов, визначених нормами льотної придатності, і навіть експлуатаційні обмеження і рекомендовані режими польоту, встановлені цього типу літака під час його сертифікації.

Норми льотної придатності (НЛП) – це зведення вимог, виконання яких забезпечує заданий рівень безпеки польотів.

Норми льотної придатності встановлюють вимоги до функціональних систем ПС, які впливають із аналізу їхнього впливу на безпеку польоту:

- функціональні системи повинні бути практично безвідмовними, оскільки відмови призводять до аварійних або катастрофічних ситуацій, а їх резервування має забезпечувати продовження безпечного польоту після двох послідовних відмов;

- конструктивно функціональна система ПС повинна бути виконана так, щоб екіпаж міг своєчасно виявити відмову, запобігти її негативним наслідкам і здійснювати політ з елементом або системою, що відмовив;

- функціональна система повинна бути простою в управлінні, мати можливість переходу в будь-який режим роботи, передбачений інструкцією з льотної експлуатації, і оснащуватися сигналізацією та засобами контролю її працездатності;

- засоби контролю працездатності функціональної системи або її елементів, вбудовані в конструкцію ПС, не повинні знижувати безвідмовність у роботі функціональної системи та її складових;

Конструкція функціональної системи разом з елементами її контролю та

управління може знижувати до мінімуму можливість припущення помилок як у процесі льотної експлуатації, так і під час технічного обслуговування.

Вимоги НЛП поширюються на бортове обладнання, встановлене на літаку для визначення його місця розташування в польоті, забезпечення літаководіння, управління повітряним рухом, забезпечення зовнішнім і внутрішнім зв'язком і електроенергією, а також для контролю за роботою силової установки.

Основними учасниками робіт з сертифікації типу АТ є: Заявник – розробник типу АТ, авіареєстр МАК, сертифікаційні центри, незалежна інспекція.

Сертифікаційний центр – організація, яка отримала повноваження від Авіареєстру МАК на проведення сертифікаційних робіт та видачу висновку про відповідність об'єкта сертифікації вимогам АП у певній галузі, наприклад: міцність та ресурс АТ, виробництво АТ, авіаційні матеріали, акустика.

Незалежна інспекція – структурний підрозділ, який отримав повноваження від Авіареєстру МАК здійснювати контрольні функції у Розробника та Виробника АТ та приймати в межах цих повноважень рішення, незалежні від рішень та думок організацій, які вона контролює. У переважній більшості випадків незалежною інспекцією є військове представництво Міністерства оборони, яке контролює цю організацію. В окремих випадках з дозволу Авіареєстру МАК у Розробника та Виробника може діяти незалежна інспекція, до складу якої не входять військові представники.

Порядок проведення сертифікації:

1. Подання заявки до Авіареєстру на проведення робіт з обстеження організації на право отримання сертифіката розробника АТ. До заявки додається «Характеристика організації».

2. Обстеження організацій, що проводиться за спеціальною програмою комісією, утвореною Авіареєстром МАК та РАКА.

3. Висновок комісії РАКА та Авіареєстру МАК про можливість видачі сертифіката Розробника.

4. Прийняття Авіареєстром МАК рішення про видачу сертифіката

Розробника.

«Характеристика організації» повинна містити таку інформацію:

- організація є юридичною особою;
- історія створення та розвитку організації;
- зразки створеної АТ;
- взаємодія з іншими організаціями;
- перелік типів АТ, за якими атестується організація;
- структура організації, що забезпечує розробку АТ відповідно до вимог НЛП, зі структурною схемою підпорядкованості та відповідальності керівників;
- наявність прийнятої в РАКА системи якості продукції;
- наявність незалежної інспекції;
- наявність на підприємстві діючої служби сертифікації;
- основні відомості про керівників організації, що дозволяють оцінити досвід та кваліфікацію спеціалістів;
- технічні засоби підприємства.

Мета спеціальної програми обстеження організацій Розробників авіаційної техніки є:

- визначення кваліфікації персоналу організації;
- виявлення наявності технічних засобів для випуску проектно-документації та експериментальної бази для відпрацювання проектно-конструкторських рішень;
- визначення наявності прийнятої в авіаційній промисловості системи забезпечення якості продукції.
- визначення наявності нормативної технічної документації, галузевих інструкцій, галузевих стандартів, а також стандартів підприємства;
- можливість забезпечення відповідності створюваних зразків АТ вимогам авіаційних правил, стандартам;
- можливість забезпечення супроводу в експлуатації своїх виробів, підтримання льотної придатності.

3.2 Системи забезпечення безпеки польотів та бортові засоби об'єктивного контролю

Бортове обладнання літака має бути сконструйовано, виготовлено та встановлено так, щоб задовольнялися такі вимоги:

– в очікуваних умовах польоту обладнання повинне виконувати всі функції для здійснення польоту згідно з «Посібником з льотної експлуатації» (ПЛЕ);

– необхідні функції обладнання повинні забезпечуватися в умовах зовнішніх впливів (перевантаження, вібрації, температури та ін.), які можуть виникнути на літаку під час його експлуатації;

– у разі відмов функціональних систем, при яких може виникнути особлива ситуація, слід передбачати засоби контролю та індикації їхнього стану;

– для перевірки справності обладнання в його конструкції необхідно передбачати засоби контролю працездатності;

Функціональні системи, які споживають, генерують, перетворюють або розподіляють електроенергію, не повинні створювати в процесі їх одночасної роботи такі електромагнітні перешкоди, які призводили б до порушення працездатності або виникнення особливих ситуацій.

Компонування кабіни має забезпечувати зручне розміщення всіх членів екіпажу з урахуванням антропометричних вимог, а також можливість ефективного виконання функціональних обов'язків на польотах, передбачених ПЛЕ.

3.3 Забезпечення безпеки польотів в особливих умовах та випадках польоту

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

Забезпечення безпеки польотів цивільних ПС [24] – складна проблема, яка вирішується спільними зусиллями виробників цивільної авіаційної техніки та

експлуатантами. Рівень безпеки польотів визначається ймовірністю того, що в полі не виникне така особлива ситуація, як катастрофа.

До польотів в особливих умовах відносяться:

- польоти в зонах зледеніння, грозової діяльності, сильної бовтанки, пильної бурі;
- польоти над гірською та малоорієнтованою місцевістю;
- пустелею та водним простором;
- польоти в полярних районах.

Дослідженнями встановлено, що зледеніння ПС відбувається головним чином в діапазоні зміни температур від 0 до -100 °C при польотах у хмарах, тумані, дощі та в інших подібних умовах. Найчастіше лід утворюється на промовців, в потік частинах ПС: носових кромках крила, стабілізатора, кіля і фюзеляжу; повітрязабірника двигунів, елементах силової установки, розташованих у всмоктувальному каналі; антенах і приймачах повітряного тиску тощо. В результаті зледеніння погіршується аеродинамічна якість ПС, знижуються характеристики стійкості та керованості. При обледеніння силової установки зменшується витрата повітря, отже, можлива нестійка робота двигуна та його помпаж. При попаданні льоду компресор можуть виникнути вибоїни на лопатках та інші ушкодження.

При польоті в зоні зледеніння слід керуватися такими правилами:

1. польоти в умовах зледеніння на ПС, що не мають допуску до експлуатації в цих умовах, забороняються;
2. на всіх етапах протикригове обладнання повинно включатися до входу в зону можливого зледеніння;
3. якщо вжиті екіпажем заходи боротьби з обледенінням виявляються неефективними і не забезпечується безпечно продовження польоту, командир ПС зобов'язаний, застосувавши сигнал терміновості, за погодженням з диспетчером змінити висоту або маршрут польоту для виходу в район, де можливе безпечно продовження польоту.

Забезпечення БП за умов грозової діяльності

При прийнятті рішення на поле в районі грозової діяльності командир ПС повинен враховувати характер гроз (внутрішньомасові, фронтальні), розташування та переміщення грозових (зливових) вогнищ, можливі маршрути обходу, необхідність додаткової заправки паливом.

Ураження ПС блискавками нерідко супроводжується виходом з ладу радіозасобів зв'язку та навігації, порушенням ділянок металеві поверхні та ін. За даними експлуатації, пошкодження ПС електричними розрядами в середньому за рік становлять: відмови бортових радіозасобів – 19 %; руйнування антенних обтічників – 18 %; вихід з ладу антенних пристроїв – 17 %; пошкодження елементів фюзеляжу – 17 %; пошкодження закінчень крил і оперення – 12 %; інші несправності та дрібні пошкодження літакового обладнання – 17 %. Розрахунки, виконані з урахуванням аналізів випадків пошкодження літакового устаткування дозволяють припустити, що сила струму під час розряду досягала 8000 А.

При прогнозуванні грозової діяльності, а також при попаданні ПС у дані умови екіпаж повинен керуватися такими правилами [25]:

- при підході до зони грозової діяльності командир ПС зобов'язаний оцінити можливість продовження польоту, ухвалити рішення на обхід небезпечної зони або на політ на запасний аеродром та погодити свої дії з диспетчером;

- при візуальному виявленні в польоті потужних купових і купо-дощових хмар, що примикають до громових осередків. замішається обходити їх на відстані не менше 10 км або над ними з перевищенням не менше 500 м;

- політ під хмарами дозволяється тільки вдень поза зоною опадів на висоті не менш дійсної безпечної, але у всіх випадках не менше 200 м – в рівнинній і горбистій місцевості і не менше 600 м – в гірській місцевості. При цьому вертикальна відстань між ПС та нижньою межею хмар. має бути не менше ніж 200 м;

- екіпажам ПС забороняється навмисно входити в потужні купчасті та

купчасто-дощові хмари.

Забезпечення БП у зоні сильної турбулентності

Болтанка ПС обумовлена присутністю в атмосфері зон сильної турбулентності повітря, викликаних наявністю градієнтів температур, тисків і швидкостей. При дії на ПС турбулентної атмосфери змінюються кути атаки і ковзання, перевантаження, швидкість і висота польоту, які визначають термін «болтанка». Внаслідок болтанки зростає небезпека перевищення максимально допустимих навантажень, небезпека виходу на режими звалювання. Вплив змінних навантажень зменшує ресурс планера і ймовірність втомних руйнувань у польоті, викликаючи при цьому підвищену стомлюваність екіпажу, що може призвести до помилкових дій у процесі виконання польоту [26].

В даний час велика увага приділяється розробці систем забезпечення безпеки польотів (СЗБП), що знижують чутливість ПС до атмосферної турбулентності. Але на великих літаках, до яких належать і ПС цивільної авіації (ЦА), умови польоту в турбулентній атмосфері значно погіршуються внаслідок пружних коливань конструкції. Тому в активних СЗБП таких ПС зниження чутливості до атмосферної турбулентності досягається одночасно з пригніченням пружних деформації. За даними роботи, застосування активної СЗБП на літаку В-52 дозволило приблизно в 10 разів зменшити викиди перевантаження за допустимі значення при польоті на швидкості 740 км/год біля землі, знизити загальний рівень перевантажень і збільшити ресурс-літака.

У ЦА стан атмосфери на основних трасах вивчається шляхом реєстрації перевантажень рейсових ПС та обчислення за цими даними характеристик атмосферної турбулентності, розробляється та випробовується апаратура для виявлення зон інтенсивної турбулентності. Це дозволяє уникнути небезпеки шляхом своєчасної зміни маршруту або режиму польоту. На безпеку польотів в турбулентній атмосфері істотно впливають такі експлуатаційні фактори, як висота і швидкість польоту, техніка пілотування, режим роботи системи автоматичного управління та ін. Тому при польотах в зоні сильної болтанки

необхідно керуватися наступними основними правилами:

- перед входом в зону можливої бовтанки і при раптовому попаданні в неї пасажери повинні бути пристебнуті до сидінь прив'язними ременями;
- при попаданні в зону болтанки на великих висотах необхідно з дозволу диспетчера змінити висоту польоту, але вона повинна бути не менше 500 м над верхньою межею хмар;
- на зниженні, при попаданні ПС в інтенсивний низхідний потік, що призводить до збільшення встановленої вертикальної швидкості зниження за варіометром на величину більше 3 м/с, або при підвищенні збільшення перевантаження по акселерометру більше 0,4 одиниці командир ПС зобов'язаний встановити двигунам злітний режим і піти на друге коло для польоту на запасний аеродром;
- вертикальні вихори (смерчі), пов'язані з купово-дошовими хмарами, що виявляються візуально, екіпаж повинен обходити на видаленні не менше 30 км від їх видимих бокових кордонів;
- при зустрічі з курною бурею екіпаж зобов'язаний обходити її візуально або проходити над нею; захід на посадку в цих умовах за наявності сильної балаканини забороняється.

3.4 Ергономічні аспекти безпеки польотів

Ступінь участі ергономічних характеристик людини (анатомо-фізіологічні та психологічні особливості) у формулюванні умов безпеки життєдіяльності можна оцінити з використанням інформаційної моделі [27–29].

Основними інформаційними потоками, що йдуть до людини, є інформація від об'єкта, що управляє, навчальна інформація, інформація про мету діяльності. Процес виробництва визначається першим потоком, хоча залежить від двох інших. Основа переробки інформації людиною є сприйняття. Воно включає в себе три ступені: виявлення, ідентифікацію та інтерпретацію.

Виявлення здійснюється за допомогою аналізаторів, що забезпечують прийом та первинний аналіз інформаційних сигналів. Інформація поділяється на

зорову, слухову, тактильну, пропріоцептивну, вестибулярну, смакову та нюхову.

Ідентифікацію розглядають як процес ототожнення виявлених сигналів з деякими образами, що зберігаються у пам'яті. З усієї інформації, що пред'являється оператору, лише незначна частина передається більш тривале зберігання на згадку з допомогою деякого фільтруючого механізму. Оператор перетворює інформацію отримання уявлення про керований об'єкт (здійснює декодування) за рахунок асоціацій, у яких при виявленні певного сигналу в довгостроковій пам'яті актуалізуються пов'язані з цим сигналом уявлення об'єкт. Якщо кодування виконано невдало, процес декодування може доповнюватися складнішими діями. При сприйнятті сигналів, подібних відповідним сигналам керованого об'єкта, відбувається безпосереднє упізнання стану керованого об'єкта або за певною сукупністю інформаційних сигналів – сформованим моделям.

Процес інтерпретації є останнім, третім ступенем процесу сприйняття. Якщо процес ідентифікації розглядається як процес «констатації» актів, то в ході інтерпретації виникає необхідність уточнення стану об'єкта, дослідження додаткових даних, що дозволяють повніше уявити стан керованого об'єкта, тобто. проведення інформаційного пошуку виходячи з конкретних умов задачі. Саме на цьому етапі людина, ґрунтуючись на своїх знаннях, досвіді, а також залежно від форми і змісту інформації, що сприймається, може об'єктивно уявити стан керованого об'єкта, хід ТП і здійснити їх прогнозування.

Діяльність оператора в системі не обмежується процесами сприйняття інформації. Він аналізує прийняту інформацію та приймає на підставі аналізу рішення.

Розрізняють три категорії завдань, що виникають у діяльності оператора. Перша вирішується автоматично, завдяки навичкам, виробленим людиною в процесі діяльності, а результат залежить від накопиченого досвіду.

Друга категорія завдань вирішується у вигляді процесу мислення. Об'єднуючи за заданими правилами отриману інформацію, оператор повинен вибрати оптимальне рішення (або спосіб дії).

До третьої категорії належать завдання, для яких немає заздалегідь відомих шаблонів та рішень. У таких випадках оператор відшукує нові способи та методи, що дозволяють вирішити поставлене завдання.

Процес вироблення алгоритму дії відіграє визначальну роль у діяльності оператора, є основою його реакції у відповідь, що проявляється в запам'ятовуванні, мовленнєвій відповіді і керуючій дії. Перші два не визначають конкретного впливу на керований об'єкт, а є проміжною ланкою в операторській діяльності. Керуюча дія характеризується такими властивостями біомеханічного апарату людини, як сила, частота і т. п., і визначається точністю і часом виконаної дії.

Ймовірність безпомилкового виконання пошуку, сприйняття та декодування інформації залежно від ступеня складності управління знаходиться в межах 0,995...0,95, прийняття рішення – 0,995...0,9, виконання прийнятого рішення – 0,995...0,92. Якщо прийняти, що кожна помилкова дія веде до травми, ймовірність травмування становить 0,015...0,213.

3.5 Питання забезпечення безпеки польотів при конструкторських розробках та доопрацювання функціональних систем, планера та силових установок

У НЛП [1], як правило, містяться лише ті вимоги та рекомендації, які впливають на безпеку польоту, виконання яких є обов'язковим на всіх етапах розробки та експлуатації ПС.

При розробці загальних вимог до льотної придатності використано ймовірнісний підхід до оцінки рівня безпеки польотів, при якому регламентована ймовірність виникнення особливих ситуацій при відмовах функціональних систем ПС.

Ці вимоги зводяться до того, що небезпечніші ситуації мають бути віднесені до подій менш ймовірним, ніж менш небезпечні ситуації.

Наприклад, катастрофічна ситуація, викликана відмовою функціональних систем ПС, не повинна бути віднесена до подій частішими, ніж практично

неймовірними.

Так як рівень безпеки польоту істотно залежить від працездатності функціональних систем ПС і від ступеня його захищеності на випадок відмов цих систем, вимогами зумовлено, що якщо відмова функціональної системи призводить до виникнення небезпечних ситуацій, то екіпажу повинна бути забезпечена можливість своєчасного виявлення відмови, ліквідації його наслідків і завершення польоту з системою, що відмовила.

При нормуванні вимог до льотним характеристикам дотримано принципу, що у тому, що з відмови авіатехніки, які можуть зустрітися в експлуатації, ПС має успішно завершити політ.

Тому у вимогах нормовані запаси енергоозброєності, стійкості та керованості ПС при відмовах двигунів на всіх етапах польоту: на зльоті, при польоті маршрутом, при заході на посадку, догляді на друге коло і на посадці.

У нормах льотної придатності даються рекомендації щодо визначення розрахункових мас ПС, діапазонів швидкостей польоту, значень маневрених перевантажень і перевантажень у неспокійному повітрі, що використовуються при розрахунку експлуатаційних та розрахункових навантажень, що діють на елементи конструкції планера ПС.

Міцність планера ПС та його СЧ перевіряється при проведенні статичних випробувань, до програми яких включаються нормовані випадки навантаження, що є розрахунковими для основних частин планера ПС, а також випробування всіх частин та елементів конструкції планера ПС, для яких розрахунок на міцність не дає надійного розв'язання. Міцність тих панелей і елементів конструкції планера ПС, для яких розрахунок показує суттєвий вплив підвищених температур (деталей, схильних до впливу струменя двигуна), перевіряється статичними випробуваннями, як з нагріванням, так і без нагрівання. Після зняття навантаження в силових елементах конструкції повинно бути видимих залишкових деформацій.

При випробуванні дослідних і перших серійних ПС проводиться докладний аналіз всіх руйнувань, що мали місце в процесі випробувань, і

приймаються рішення щодо необхідних доопрацювань конструкції із забезпечення необхідних запасів міцності.

Конструкція планера ПС повинна протягом певного часу експлуатації (встановленого ресурсу) витримувати без руйнувань, що загрожують безпеці польоту, вплив навантажень, що повторюються в експлуатації. Задоволення цієї вимоги має підтверджуватись спільним розглядом результатів теоретичного аналізу, результатів лабораторних випробувань на витривалість та даних досвіду експлуатації ПС.

Під час експлуатації проводиться аналіз умов навантаження ПС та стану елементів конструкції (наявність руйнувань та пошкоджень) при збільшенні нальоту парку ПС з метою уточнення програм лабораторних та стендових випробувань на витривалість.

Випробування на витривалість піддаються крило, у тому числі елерони, закрилки та інші елементи механізації крила, горизонтальне і вертикальне оперення, фюзеляж з герметичною кабіною, шасі, система управління, рухова установка, елементи скління герметичної кабіни. Програма випробувань на витривалість кожної частини ПС включає всі ті режими навантажень, що мають місце в нормальній експлуатації, для яких поєднання величини навантажень, що повторюються, і числа циклів навантажень може вплинути на ресурс ПС.

Якщо під час випробувань на витривалість руйнується якийсь конструктивний елемент, то проводиться його ремонт або заміна з виконанням відповідних доробок на вже побудованих ПС, а випробування продовжуються з метою виявлення інших небезпечних місць конструкції та перевірки ефективності ремонту.

Має бути визначено перелік критичних місць конструкції, розгляд сукупності яких забезпечує повноту аналізу конструкції загалом. Перелік критичних місць розробляється (прогнозується) на етапі проектування конструкції та уточняється за результатами лабораторних випробувань та досвіду експлуатації.

Для уточнення переліку критичних місць проводиться аналіз результатів

детального контролю стану конструкції (у тому числі з використанням інструментальних методів) з розбиранням (розклеюванням) нероз'ємних з'єднань. Такому контролю обов'язково піддаються конструкції після завершення натурних лабораторних випробувань на опір втоми і залишкову міцність, а також при можливості (і в разі необхідності) окремі ПС парку (або їх частини) з великим напруженням (терміном служби).

Для всіх критичних місць конструкції, особливо для особливо відповідальних конструктивних елементів, відповідно до наступних вимог і рекомендацій повинні встановлюватися умови, що забезпечують безпечне відпрацювання призначених ресурсів (термінів служби).

При проектуванні ПС повинна бути забезпечена експлуатаційна живучість конструкції. Виняток можуть становити частини (елементи, деталі) конструкції, де вимоги експлуатаційної живучості практично нездійсненні.

Повинні бути забезпечені умови огляду, та визначені засоби контролю (у тому числі інструментального) силових елементів конструкції в процесі експлуатації, особливо в зонах ймовірного виникнення втомних, корозійних та випадкових експлуатаційних пошкоджень. Повинне бути забезпечено можливо більш повільне зростання ймовірних пошкоджень для того, щоб необхідна періодичність огляду (інструментального контролю), що дозволяє надійно виявити пошкодження до досягнення конструкцією граничного стану, була прийнятною.

Для критичних за умов корозійної міцності місць конструкції, що встановлюються на основі наявного досвіду, при проектуванні повинна бути передбачена ефективний антикорозійний захист. Одночасно має бути звернено увагу на вибір відповідного конструкційного матеріалу, враховано його чутливість до корозії під напругою та інших видів корозії, а також розглянуто ступінь агресивності навколишнього середовища. Особлива увага має бути звернена на поверхні стикуючих елементів, що допускають взаємне переміщення в процесі навантаження, а також на ті елементи конструкції, в яких можливе виникнення корозії під напругою, де необхідно передбачити заходи, що

забезпечують відсутність значних внутрішніх залишкових напружень (монтажних, зварювальних, технологічних та ін.).

Силова установка включає двигуни, повітряні гвинти, паливну і масляну системи, системи управління і контролю роботи двигунів і агрегатів силової установки, повітрязабірники, пожежний захист.

На вимогу льотної придатності двигуни та їх системи в силовій установці ПС повинні розташовуватися і бути ізольованими один від одного таким чином, щоб кожен двигун з відповідними системами міг керуватися і працювати незалежно від інших двигунів.

Системи силової установки повинні забезпечувати роботу всіх двигунів за всіх очікуваних умов експлуатації в межах обмежень, зазначених у ПЛЕ. Для контролю за роботою силової установки на ПС повинні бути встановлені прилади та сигналізатори як поточних значенні параметрів двигуна і систем силових установок, так і параметрів, необхідних для раннього виявлення несправностей у двигуні, які можуть стати причиною виникнення небезпечних ситуацій.

Елементи силової установки ПС повинні бути виконані та змонтовані так, щоб був забезпечений доступ до них для проведення необхідних оглядів та технічного обслуговування по можливості без необхідності роз'єднання частин конструкції або зняття агрегатів. Двигун має бути спроектований так, щоб можливе під час експлуатації потрапляння до нього сторонніх предметів, регламентованих у вимогах норм, не спричинило виникнення небезпечних (складних) ситуацій.

Статичні та динамічні напруги, деформації та навантаження в деталях і вузлах двигуна, а також вібрації в місцях його підвіски до ПС та кріплення агрегатів не повинні перевищувати значень, встановлених з урахуванням досвіду експлуатації та результатів спеціальних випробувань.

Обрив робочої лопатки компресора або турбіни, а також вторинні явища, що виникають в результаті її обриву (руйнування інших лопаток, збільшення дисбалансу ротора, місцеве підвищення температури і т. д.), не повинні

викликати складних (небезпечних) ситуацій протягом проміжок часу, необхідного для зупинки двигуна.

Якість виготовлення елементів ротора, що не утримуються при руйнуванні корпусу двигуна, має піддаватися посиленому контролю на всіх етапах виробництва.

Враховуючи важливість надійної роботи двигуна для забезпечення безпеки польоту ПС, до норм включений великий за обсягом, кількістю та якістю перевірок розділ вимог до стендових випробувань досвідчених, серійних і ремонтних двигунів, а також до обсягу перевірок досвідчених двигунів на ПС у льотних випробуваннях.

У нормах льотної придатності сформульовані вимоги до функціональних систем ЗС, що визначають склад мінімально необхідного обладнання, яке встановлюється на ЗС для забезпечення безпеки польотів. Дано також основні вимоги, що регламентують умови функціонування та надійності роботи, як окремих систем, так і найбільш важливих їх елементів.

Особливе місце відведено вимогам до компонування кабіни екіпажу з метою уніфікації розміщення органів управління та приладів для забезпечення ефективного використання екіпажем в очікуваних умовах експлуатації ПС.

Сенс вимог до функціональних систем зводиться до того, що системи повинні бути досить надійними в очікуваних умовах експлуатації ПС, зручними для використання їх при експлуатації та відмовобезпечними, коли при появі можливих в експлуатації відмов функціональних систем забезпечується безпечне завершення польоту.

Вимоги до авіаційного та радіоелектронного обладнання викладені у наступних тематичних розділах НЛП:

– технічні вимоги до пілотажно-навігаційного обладнання та приладів контролю роботи силової установки (до систем вимірювання курсу, до авіагоризонту, висотомірів, показчиків повітряної швидкості та числа М, приймачів повітряної швидкості, витратомірів, манометрів палива, тахометрів і т. п.);

– технічні вимоги до радіотехнічного обладнання (до апаратури радіозв'язку, до апаратури внутрішнього зв'язку та запису переговорів екіпажу, до апаратури забезпечення речової інформації про аварійну ситуацію тощо);

– технічні вимоги до електротехнічного обладнання (до генераторів постійного та змінного струму, до перетворювачів, до апаратури захисту бортових електричних ланцюгів тощо).

Елементи обладнання ПС, а також ряд важливих систем, виготовлених до або одночасно зі створенням ПС, повинні пройти серію таких випробувань (до постановки на ПС), на підставі результатів яких була б забезпечена можливість гарантувати збереження їх працездатності на ПС в очікуваних умовах експлуатації.

3.6 Організація та проведення розслідування авіаційних пригод, пошукових та аварійно-рятувальних робіт

Авіаційна подія (АП) – подія, пов'язана з використанням ПС, яка призвела до загибелі або серйозних травм будь-якої особи (осіб), суттєвого пошкодження або втрати цього ПС. Як правило, серед авіаційних подій розрізняють:

- аварії – пригоди без людських жертв;
- катастрофи – з людськими жертвами.

Основним завданням розслідування авіаційних пригод є виявлення не прихованих і прихованих системних факторів, які спричинили цю подію, а також виявлення інших недоліків авіаційно-транспортної системи, які безпосередньо не пов'язані з причинами даної події. В результаті розслідування АП повинні бути розроблені рекомендації щодо попередження та виключення згаданих факторів, та попередження цих подій.

АП є наочним доказом того, наскільки небезпечні аварійні фактори, і вони нерідко мають катастрофічні наслідки, пов'язані з величезними втратами, як людських, так і технічних ресурсів, причому в таких розмірах, що в інших випадках їх навряд чи очікується.

При розслідуванні АП найголовніше без зволікання забезпечити ясний і точний аналіз відповідних чинників. При цьому основну увагу необхідно

зосередити на ефективних запобіжних заходах.

З моменту АП аварійно-рятувальні роботи організовує керівник аеропорту, в районі пошуку та рятування якого сталася подія.

До прибуття комісії з розслідування першочергові дії забезпечуються місцевими органами виконавчої влади, на територію яких здійснило посадку (наводилося) ПС, керівником пошуково-рятувальної команди, відповідальним за дії всіх рятувальних підрозділів на місці авіаційної пригоди та керівником регіональної КЦПС ДА, у районі якого відбулося АП.

У разі АП, вимушеної посадки ПС за межами аеродрому командир ПС разом із членами екіпажу забезпечує евакуацію пасажирів відповідно до вимог ПЛЕ за типами ПС.

За даними ІСАО, із загальної кількості АП, пов'язаних із метеорологічними умовами, 62 % викликані погіршенням видимості, 11 % – грозовими явищами, 11 % – сильною болтанкою, 7 % – зледенінням, 9 % – іншими причинами. Серед інших причин одне з перших місць займають випадки зіткнення ЗС з птахами. За даними Федеральної авіаційної адміністрації США (FAA), за період з 2006 по 2011 рр. зафіксовано 16 949 випадків зіткнення ПС із птахами [105].

З метою виявлення реального впливу довкілля на БП виконано статистичний аналіз АП на основі матеріалів ІСАО, FAA, Національного Комітету безпеки перевезень США (NTSB), бюлетеня інспекції БП Укравіатрансу.

Результати аналізу залежності АП від метеоумов показують, що значне число катастроф і важких авіаційних подій відбувається на етапах зльоту, заходу на посадку та приземлення ПС. Головну небезпеку становить обмежена видимість, пов'язана з низькою висотою хмар, туманами, снігопадами та різкими зсувами вітру, а також зледеніння ПС та його двигунів. При виконанні польоту маршрутом найімовірнішими є АП, пов'язані з попаданням ПС у грозу, що супроводжується градом, значною конвективною турбулентністю, інтенсивним дощем і блискавками.

Аналіз описаних у літературі АП, які мали місце при турбулентності на висотах, показує, що в більшості випадків вони виявлялися при грозах або в безпосередній близькості від них [104]. Якщо виключити ці випадки, то в чистому вигляді сильна турбулентність у ясному небі – явище відносно рідкісне. Водночас вона визнана небезпечною для авіації в основному через несподіванку впливу на ПС.

Розглянемо більш детально природу грозових утворень, турбулентність у ясному небі і зони зі зсувом вітру, а потім коротко опишемо методи та засоби виявлення та захисту ПС від впливу цих небезпечних явищ природи.

Грози та електричні розряди. Технічним центром FAA був виконаний статистичний аналіз 800 повідомлень про потрапляння блискавки до ПС. Використання комп'ютерної бази дозволило згрупувати їх за певними ознаками.

Види режимів польоту ПС, які повідомляли льотні екіпажі, та погодні умови зіставлялися у відсотковому відношенні до загальної кількості ударів блискавок. Серед них – висота польоту, температура, місяць року, у якому мав місце удар блискавки, вид опадів, ступінь турбулентності атмосфери, електричний стан до та після удару блискавки, режими польоту. Розраховані гістограми, що подають інформацію про частоту ударів блискавок у ПС залежно від умов.

Згідно з узагальненою думкою експертів, метеорологічні явища на різних етапах польоту ранжуються за ступенем їхньої небезпеки. Слід мати на увазі, що в цьому переліку зсув вітру на зльоті та посадці включався в поняття турбулентності. На етапах набору висоти і, особливо, польоту за маршрутом блискавка і град визнаються пілотами найнебезпечнішими – відповідно 65,4 % і 74,4 %. На етапах зльоту та посадки оцінки ступеня небезпеки метеоявищ розподілені порівняно рівномірно за всіма їх джерелами.

Важливо також оцінити, як часто трапляються ті чи інші метеорологічні явища на практиці літаководіння. Послідовність метеоявищ, отримана усередненням місць, присвоєних їм пілотами при класифікації ЗМЗ за частотою зустрічей з ними, виглядає таким чином: турбулентність, гроза, сильний вітер,

зледеніння, СВ, сильна злива, блискавка, град. Більше 80 % опитаних пілотів вказали, що найчастіше впливають на політ турбулентність, гроза та сильний вітер.

По етапах польоту ці явища можна у такий послідовності:

- на зльоті – турбулентність, град, блискавка, злива, вітер, інші;
- під час набору висоти – град, блискавка, турбулентність, злива, вітер, інші;
- за маршрутом – блискавка, град, турбулентність, злива, інші, вітер;
- під час зниження – град, блискавка, турбулентність, злива, інші, вітер;
- під час посадки – турбулентність, злива, град, блискавка, вітер, інші.

При розслідуванні АП/інцидентів важливо не тільки з'ясувати причини або фактори, що вплинули на результат польоту, але й визначити заходи щодо їх запобігання надалі. Це можна зробити, якщо визначені метеорологічні фактори і ступінь їх впливу на безпеку польотів, для чого можна виконати кількісну оцінку стану безпеки польотів. Кількісна оцінка безпеки польотів за метеоумовами та організації метеозабезпечення може бути виконана на основі статистичної обробки фактичних даних і на основі застосування спеціальних аналітичних виразів. Цей шлях вимагає матеріалів за тривалий період часу і його результати мають обмежене застосування, так як він дає позитивний результат тільки в тих умовах, для яких були зібрані вихідні матеріали і в тих районах, де зафіксовано АП/інцидент. Рекомендації повинні виходити з недоліків, виявлених комісією з розслідування конкретної АП (інциденту). З метою запобігання авіаційних подій та інцидентів, пов'язаних з метеорологічними факторами, рекомендації слід розробляти за такими основними напрямками:

- підвищення якості та надійності роботи технічних засобів, що використовуються на аеродромах для визначення значень метеоелементів та небезпечних явищ погоди;
- впровадження автоматизованих метеопідсистем у АС УВС;
- підвищення достовірності авіаційних прогнозів за рахунок удосконалення методик прогнозування умов погоди;
- удосконалення засобів зв'язку для оперативного обміну

метеоінформацією між аеропортами;

– грамотний аналіз та оцінка метеоумов екіпажами ПС у період передпольотної підготовки та в процесі виконання польоту;

– якісна розробка нормативних документів щодо метеозабезпечення польотів, що виключають неконкретність та різні тлумачення окремих їх положень; дотримання вимог цих документів при метеозабезпеченні та виконанні польотів;

– чітка взаємодія фахівців АМГС (авіаційна метеорологічна громадянська станція), УПС (управління повітряним рухом) та екіпажів ПС у частині своєчасної та взаємної інформації про метеоумови на різних етапах польоту, як показано на рисунку 3.1.

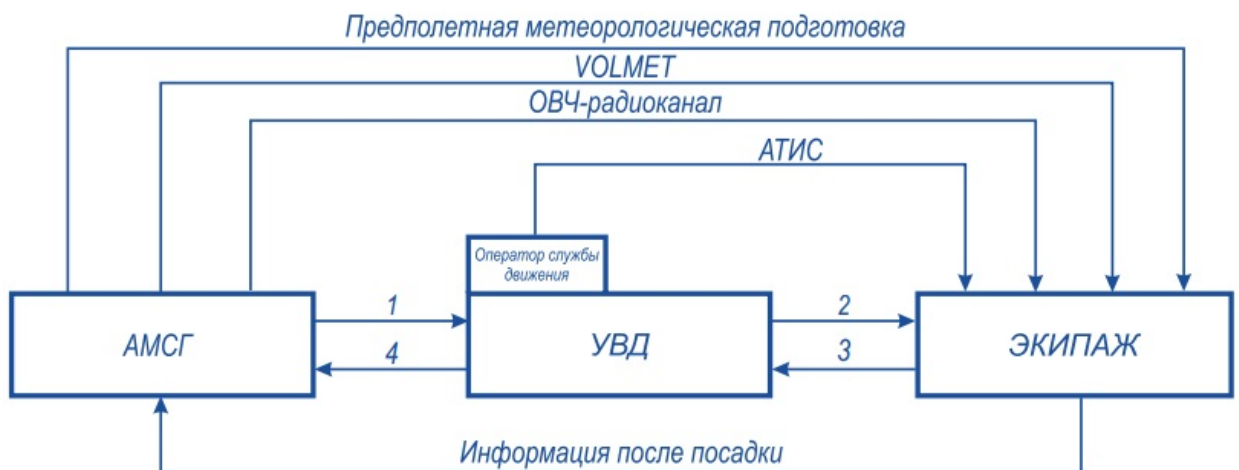


Рисунок 3.1 – Схема взаємодії фахівців АМГС, органів УПС та екіпажів при виконанні та забезпеченні польотів: 1, 2, 3, 4 – передача метеоінформації на різних етапах польоту

З метою запобігання авіаційних подій та інцидентів, пов'язаних з посадками ПС нижче мінімуму погоди, в умовах метеорологічних величин, що швидко змінюються, таких як видимість, висота нижньої межі хмар (вертикальна видимість), параметри вітру важливо своєчасно передати інформацію органам УПС про умови погоди нижче за мінімум. У таких ситуаціях технік-спостерігач в першу чергу повинен передати ці відомості по ДМР (гучномовний зв'язок) відповідному диспетчеру УПС і отримати підтвердження про прийом даної

інформації, а потім передавати цю інформацію на канали АТІС (автоматична система заходу метеоінформації), синоптику для випуску зведення SPECI та складання корективу до діючих прогнозів (циркулярний та прогноз на посадку), якщо такі метеоумови не вказувалися в діючих прогнозах. Така вимога має бути записана в Інструкції з метеорологічного забезпечення польотів на конкретному аеродромі.

Розділ 14 Повітряного кодексу України

Стаття 76. Повітряне судно, яке зазнало лиха

Повітряне судно, яке зазнає або зазнало лиха, повітряне судно, з яким втрачено зв'язок та його місцезнаходження невідоме, підлягає негайному пошуку.

Під пошуковими роботами слід розуміти систему заходів, спрямованих на своєчасне виявлення повітряного судна, яке зазнає чи зазнало лиха.

Стаття 77. Сигнали лиха повітряного судна та їх подання для допомоги

Для своєчасного виявлення повітряних суден, які зазнають чи зазнали лиха, та надання допомоги екіпажам та пасажиром встановлюються єдині для всієї авіації в Україні аварійні сигнали лиха та сигнали терміновості та попередження про небезпеку.

Екіпаж повітряного судна, яке зазнає чи зазнало лиха, повинен давати при можливості відповідні сигнали лиха по каналах зв'язку органів обслуговування повітряного руху на аварійних частотах, встановлених регламентом радіозв'язку.

Під час міжнародних польотів сигнали лиха дублюються на міжнародній частоті, виділеної на подання цих сигналів.

Стаття 78. Повідомлення про повітряні судна, які зазнають або зазнали лиха

Усі підприємства, організації та установи, які мають засоби зв'язку, незалежно від їх відомчої або іншої приналежності зобов'язані забезпечити негайне проходження сигналів та повідомлень про повітряні судна, які зазнають або зазнали лиха, від кого б вони не надходили, до пунктів управління пошуково-

рятувальними силами та засобами.

Громадяни зобов'язані негайно повідомити про відомі їм випадки лиха повітряних суден місцевим органам державної виконавчої влади України, міліції або найближчим підприємствам, установам та організаціям, які у свою чергу зобов'язані негайно передати цю інформацію авіаційній пошуково-рятувальній службі України.

Стаття 79. Виконання пошукових та рятувальних робіт

Аварійно-рятувальні роботи – це система заходів, спрямованих на своєчасне надання допомоги постраждалим.

Місцеві органи державної виконавчої влади України, підприємства, організації та установи, на території яких повітряне судно зазнало лиха, зобов'язані до прибуття пошуково-рятувальних команд вжити невідкладних заходів щодо порятунку людей, надання їм медичної та іншої допомоги, а також до охорони повітряного судна, документації, обладнання та майна, що знаходяться на його борту, та збереження стану місця події.

Евакуація повітряних суден або їх частин з місця події здійснюється силами та засобами експлуатанта авіаційної техніки або іншими підприємствами та установами за рахунок коштів експлуатанта.

Іноземним повітряним суднам, які зазнають чи зазнали лиха, спрямовується допомога на рівних з повітряними судами України підставах.

Проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт здійснюється відповідно до встановлених вимог.

Стаття 80. Пошук та порятунок поза територією України

Пошук та порятунок пасажирів та екіпажів повітряних суден, які зазнають або зазнали лиха в районах та зонах обслуговування повітряного руху України та за межами України, організуються та здійснюються на підставі міжнародних угод, учасником яких є Україна.

Координацію дій зі службами пошуку та порятунку інших країн здійснює орган державного регулювання діяльності авіації України.

Стаття 81. Оснащення повітряних суден та підготовка екіпажу у разі лиха

Повітряні судна повинні бути оснащені бортовими аварійно-рятувальними засобами, перелік яких залежно від типу повітряного судна та району польоту визначається органом державного регулювання діяльності авіації України для цивільних повітряних суден та Міністерством оборони України – для державних повітряних суден згідно з нормами льотної придатності.

Усі члени екіпажу повітряного судна зобов'язані пройти спеціальне навчання за програмою аварійно-рятувальної підготовки та надання допомоги пасажиром при виникненні на борту повітряного судна аварійної ситуації в різних фізико-географічних та кліматичних умовах, а пасажирів обов'язково повинні бути проінструктовані екіпажем про дії такої ситуації і про правила користування індивідуальними та бортовими аварійно-рятувальними засобами.

Висновки з розділу 3

1. Авіаційні події практично ніколи не бувають наслідком якоїсь окремої причини. Зазвичай вони відбуваються внаслідок взаємозв'язку кількох різних причин. Взяті поодиноці, ці причини можуть здатися несуттєвими, але в сукупності з іншими вони здатні скласти послідовність зовні не пов'язаних один з одним подій, що призводять до авіаційної події. Таким чином, запобігання авіаційних подій полягає у виявленні та усуненні таких причин до того, як замкнеться остання ланка у згаданому ланцюзі подій.

2. Причини АП чи інцидентів найчастіше іменуються факторами або причинними факторами, як це, зокрема, прийнято у фахівців з розслідування авіаційних подій. У цьому Посібнику ІКАО такі причини чи чинники можуть також називатися аварійними факторами. Для спрощення розуміння, аварійні фактори підрозділені в ньому на три групи: людина, машина і навколишнє середовище.

3. Під час розгляду причин людських помилок виникає багато питань. Тому успішне запобігання льотним подіям вимагає не зупинятися на самій помилці, а йти далі з метою визначення факторів, що лежать в основі дій людини.

4. Незважаючи на суттєвий прогрес АТ, все ще трапляються випадки, коли

аварійні фактори закладаються в процесі конструювання, виготовлення чи технічного обслуговування ПС. Фактично цілий ряд АП можна пояснити помилками, допущеними на етапах проектування конструювання та розробки ПС. Тому при створенні конструкцій сучасних ПС вживаються заходи до того, щоб звести до мінімуму вплив будь-якого аварійного фактору. Так, правильна конструкція повинна не тільки передбачати малу ймовірність відмов системи, але й у разі їх виникнення забезпечувати, щоб несправність будь-якого одного вузла не могла призвести до АП. Це зазвичай досягається за допомогою так званих засобів забезпечення безпечного результату польоту при відмовах та дублювання головних агрегатів або систем.

5. Довкілля, у якому здійснюється політ ПС, застосовуване устаткування і робота особового складу безпосередньо впливає на безпеку польоту. З точки зору запобігання АП в даному Керівництві ІКАО довкілля розглядається як складається з двох сфер: природного та штучного середовища, створеного людиною. Елементами природного середовища є погода, рельєф місцевості та інші природні явища. Їхні прояви в таких формах, як температура, вітер, дощ, лід, блискавки, гори та вулканічні виверження не залежать від волі людини. І оскільки вони можуть становити небезпеку, яку неможливо усунути, їх необхідно уникати чи брати до уваги.

4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1 Цілі та завдання економічного розрахунку

Метою даної частини дипломної роботи є з'ясування доцільності розробки та виробництва літака, що проектується, а також його конкурентоспроможності в порівнянні з існуючими аналогами. Крім того, в результаті розрахунку будуть визначені абсолютні значення капітальних витрат на різних етапах розробки та впровадження виробу, що проектується. Вони можуть бути базою для розрахунків економічного ефекту від введення у використання проектного об'єкта. Під економічним ефектом розуміється перевищення вартісної оцінки результатів, одержуваних під час використання об'єкта розробки, над вартісною оцінкою сукупних витрат ресурсів протягом термін його створення, виробництва та використання. Методи економічного дослідження визначаються функціональним призначенням об'єкта, що проектується.

Економічна ефективність визначається насамперед двома основними факторами: рівнем витрат з перевезень (або собівартістю 1 т·км) та швидкістю польоту.

4.2 Оцінка техніко-економічної ефективності літака

Попереднє укрупнене визначення витрат проводиться на етапі аванпроекту, тому окремі етапи – аванпроект, ескізне та робоче проектування – доцільно поєднати в один етап – проектування.

Витрати на етапі передачі документації на серійний завод можна знехтувати. Отже, розрахунок витрат ведеться окремо за етапами:

- проектування;
- виготовлення дослідних зразків;
- випробування та доведення.

4.2.1 Розрахунок витрат на проектування літака в ДКБ

Сумарні витрати на проектування визначаються за формулою [31]

$$C_{np} = 1,5 \times K_{HBO} \times m_{nl}^{0,1} \times \frac{\Gamma(M+1)}{a^{M+1}}, \quad (4.1)$$

де K_{HBO} – коефіцієнт, що враховує витрати на проектування, податки, обов'язкові відрахування та внески, $K_{HBO} = 1,61$;

$\Gamma(M+1)$ – гамма-функція, $\Gamma(M+1) = 0,90864$ для $M=0,9$;

a – параметр, що характеризує імовірнісне відхилення міру розсіювання випадкової величини, $a = 0,0117$;

m_{nl} – маса планера літака в тонах, $m_{nl} = 42,134$ т.

$$C_{np} = 1,5 \times 1,61 \times 42,134^{0,1} \times \frac{0,90864}{0,0117^{1,7}} = 6\,134,4 \text{ тис. доларів.}$$

4.2.2 Розрахунок витрат на виготовлення, випробування та доведення дослідних зразків літака

Витрати на виготовлення кожного з дослідних зразків

$$C_{N_{вир}} = 1,5 \times K_{HBO} \times m_{nl}^{1,237} \times V_{max} \times N^{-0,2}, \quad (4.2)$$

де N – порядковий номер дослідного зразка.

$$C_{N_{вир}} = 1,5 \times 1,61 \times 42,134^{1,237} \times 920 \times N^{-0,2} = 227\,182,9 \times N^{-0,2}. \quad (4.3)$$

Тоді витрати на дослідні зразки становлять

$$C_{1_{вир}} = 227\,182,9 \times 1^{-0,2} = 227\,182,9 \text{ тис. долл.};$$

$$C_{2_{вир}} = 227\,182,9 \times 2^{-0,2} = 197\,774,2 \text{ тис. долл.};$$

$$C_{3_{вир}} = 227\,182,9 \times 3^{-0,2} = 182\,369,2 \text{ тис. долл.}$$

Сума витрат на виготовлення трьох дослідних зразків:

$$C_{вир} = C_{1_{вир}} + C_{2_{вир}} + C_{3_{вир}} = 227\,182,9 + 197\,774,2 + 182\,369,2 = 607\,326,3 \text{ тис. долл.}$$

Витрати на випробування та доведення нового зразка літака визначають за формулою

$$C_{вип. дов} = 1,5 \times K_{HBO} \times 10^4 \times n_{л.3}^{-0,9} \times \left(1 + 0,01(n_{л.3} - 1)\right) \times K, \quad (4.4)$$

де $K = L_{роз}^{-0,08} = 2\,200^{-0,08} = 0,54$;

$n_{л.з} = 2$ – кількість льотних зразків.

Тобто $C_{вип. дов} = 1,5 \times 1,61 \times 10^4 \times 2 \times (1 + 0,01 \times (2 - 1)) \times 0,54 = 52\,424,8$ тис. долл.

Загальні витрати ДКБ визначаються за формулою

$$C_{ДКБ} = C_{пр} + C_{вир} + C_{вип. дов} = 6\,134,4 + 607\,326,3 + 52\,424,8 = 665\,885,5 \text{ тис. долл.}$$

4.3 Розрахунок собівартості, прибутку та ціни літака

Умовна потреба у проєктованому літаку з урахуванням експорту становить 60 штук за загальний період випуску 5 років (таблиця 4.1).

Таблиця 4.1 – Програма випуску літаків за 5 років

Роки випуску	1	2	3	4	5
Кількість літаків, шт.	6	9	15	15	15

Розрахунок повної середньої собівартості одного літака $C_{нсс}$ з річного випуску $N_{вип}$ проводиться виходячи із запланованого загального випуску літаків [32, 33].

$$C_{нсс} = C_m + C_{мi} + C_{то} + C_{пост} + C_{спец} + C_{зп} + C_{ц} + C_{з} + C_{взн} + C_{НДВ} + C_{ком} + C_{шл} + C_c. \quad (4.5)$$

Витрати на основні матеріали, сировину та напівфабрикати C_m визначаються за формулою

$$C_m = 1,95 \times 10^4 \times m_{пл}^{0,8} \times 0,9^{3,321 \times \lg N} \times M_{\max}. \quad (4.6)$$

Результати розрахунку витрат на основні матеріали, сировину та напівфабрикати за роками випуску зведено в таблицю 4.2.

Таблиця 4.2 – Витрати на основні матеріали, сировину та напівфабрикати

Роки випуску	1	2	3	4	5
Кількість літаків, шт.	6	9	15	15	15
Витрати за роками, тис. долл.	260,600	245,028	226,727	226,727	226,727

Витрати на придбання вхідних готових виробів, включаючи вартість

системи управління, бортового устаткування та спецобладнання визначаються наступною формулою:

$$C_{ni} = 1,95 \times (-1280 + 2,37 V_{\max} + 14,15 m_{nl}) \times N^{-0,09}. \quad (4.7)$$

Результати розрахунку витрат на придбання вхідних готових виробів, включаючи вартість системи управління, бортового устаткування та спецобладнання за роками випуску зведено в таблицю 4.3.

Таблиця 4.3 – Витрати на придбання вхідних готових виробів

Роки випуску	1	2	3	4	5
Кількість літаків, шт.	6	9	15	15	15
Витрати за роками, тис. долл.	2 483,7	2 394,7	2 287,1	2 287,1	2 287,1

Розрахуємо витрати на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального технологічного оснащення. Трудомісткість виготовлення технологічного комплексу оснастки визначається за формулою

$$T_{спец} = (2,943 + 0,0775 \times m_{nl} - 2,58 \times 10^{-4} \times m_{nl}^2) \times 1,05^n, \quad (4.8)$$

де $n=2$ – загальна кількість двигунів, встановлених на літаку.

тобто

$$T_{спец} = (2,943 + 0,0775 \times 42,134 - 2,58 \times 10^{-4} \times 42,134^2) \times 1,05^2 = 6,34 \text{ млн. нормо-год.}$$

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального технологічного оснащення виражаються за формулою

$$T_{осн} = T_{спец} \times K_1 \times K_2 \times K_3 \times K_4 \times K_5, \quad (4.9)$$

де K_1 – коефіцієнт, що враховує обсяг випуску і визначається за формулою

$$K_1 = 2,27 \times 10^{-3} \times N + 0,64 = 2,27 \times 10^{-3} \times 60 + 0,64 = 0,776;$$

K_2 – коефіцієнт, що враховує рівень застосування нормалізованого оснащення і визначається за формулою

$$K_2 = 1,2 - 0,005 \times \chi = 1,2 - 0,005 \times 25 = 1,075,$$

χ – рівень застосування нормалізованого оснащення у %, на серійних заводах $\chi = 25\%$;

K_3 – коефіцієнт, що враховує рівень наступності створюваної конструкції, який визначається за формулою

$$K_3 = 10^{-2} \times \left[220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2} \right] = 1, \quad (4.10)$$

де X – відсоток деталей, що перейшли з попередньої конструкції, що виготовляється на цьому заводі, при $X = 0$ коефіцієнт $K_3 = 1$.

K_4 – коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, його ремонт та відновлення. З таблиці 3.4 [33] $K_4 = 1,54$.

K_5 – коефіцієнт, що враховує тип літака, $K_5 = 1$.

Тоді

$$T_{осн} = 6,34 \times 0,776 \times 1,075 \times 1 \times 1,54 \times 1 = 8,14 \text{ млн. нормо-год.}$$

Витрати на виготовлення спецоснащення виражаються залежністю

$$C_{спец} = T_{осн} \times \bar{C}, \quad (4.11)$$

де \bar{C} – вартість виробництва однієї нормо-год. спеціального технологічного оснащення, що дорівнює 2,5...2,7 долл., тобто

$$C_{спец} = 8,14 \times 2,6 = 21,164 \text{ млн. долл.}$$

Витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціальної технологічної оснастки, що списується на програму перших двох років серійного випуску літака, виражаються залежністю

$$C_{спец.1-2} = \frac{C_{спец}}{N_1 + N_2} = \frac{21,164}{6 + 9} = 1,411 \text{ млн. долл.}, \quad (4.12)$$

де N_1 і N_2 – кількість літаків, запланованих до випуску у перший та другий роки серійного виробництва (див. таблицю 4.1).

Розрахуємо постановочні $C_{пв}$ і спеціальні $C_{спец.осв}$ витрати, пов'язані з освоєнням у серійному виробництві нового літака та розробкою ТП його

виготовлення. Величина постановочних витрат провадиться відповідно до таблиці 3.5 [33] у відсотках від витрат на спеціальне технологічне оснащення:

$$C_{ПВ} = 0,43 \times C_{спец.1-2} = 0,43 \times 1,411 = 0,607 \text{ млн. долл.},$$

$$C_{спец.осв} = 0,3 \times C_{спец.1-2} = 0,3 \times 1,411 = 0,423 \text{ млн. долл.}$$

Витрати на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників, розраховуються за такою формулою:

$$C_{зн} = 1,5 \times 3,013 \times 10^4 \times m_{нл}^{0,903} \times M^{0,42} \times N^{-0,32} \times K_{пр}, \quad (4.13)$$

де $K_{пр}$ – коефіцієнт, що враховує підвищення продуктивності праці робітника за час від розробки ескізного проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака до початку серійного виробництва:

$$K_{пр} = 1,08^{-t} = 1,08^{-7} = 0,584,$$

де $t = 7$ для важких літаків [33].

Результати розрахунку витрат на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників за роками випуску зведено в таблицю 4.4.

Таблиця 4.4 – Витрати на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників

Роки випуску	1	2	3	4	5
Кількість літаків, шт.	6	9	15	15	15
Витрати за роками, тис. долл.	90,563	79,543	67,547	67,547	67,547

Непрямі цехові та загальнозаводські витрати розраховуються за такими формулами:

$$НВ_{ц} = 1,92 \times 3,04 \times C_{зн} \times N^{-0,129}, \quad (4.14)$$

$$НВ_{з} = 1,92 \times 3,701 \times C_{зн} \times N^{-0,359}. \quad (4.15)$$

Результати розрахунку непрямих цехових та загальнозаводських витрат за роками випуску зведено в таблицю 4.5.

Розрахуємо величини обов'язкових платежів, податків, відрахувань, які включають собівартість продукції.

Таблиця 4.5 – Непрямі цехові та загальнозаводські витрати

Роки випуску	1	2	3	4	5
Кількість літаків, шт.	6	9	15	15	15
Цехові витрати за роками, тис. долл.	419,510	349,686	278,015	278,015	278,015
Загальнозаводські витрати за роками, тис. долл.	338,231	256,831	181,557	181,557	181,557

Загальна сума обов'язкових внесків, податку на додану вартість та одинвідсоткових відрахувань до Пенсійного фонду від зарплати працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу розраховується за формулою

$$OBH = l_{OBH} \times \frac{Z_{OD} \times N}{100}, \quad (4.16)$$

де l_{OBH} – сумарна ставка обов'язкових внесків від витрат за оплату праці всіх категорій працюючих, $l_{OBH} = 51\%$;

Z_{OD} – витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу, що включаються до заводської середньої собівартості одного літака:

$$Z_{OD} = K_3 \times (C_{спец.1-2} + C_{ПВ} + C_{зн} + HB_{ц} + HB_3), \quad (4.17)$$

де K_3 – частка витрат на оплату праці працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу у сумарних витратах на спеціальне оснащення, постановочні витрати, витрати на проведення випробувань, на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників, на непрямі витрати цехів основного виробництва та непрямі загальнозаводські витрати, $K_3 = 0,235$.

Результати розрахунку витрат на основну та додаткову заробітну плату за роками випуску зведено в таблицю 4.6.

Результати розрахунку загальної суми обов'язкових внесків, податку на додану вартість та одинвідсоткових відрахувань до Пенсійного фонду від зарплати працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу за

роками випуску зведено в таблицю 4.7.

Таблиця 4.6 – Витрати на основну та додаткову заробітну плату

Роки випуску	1	2	3	4	5
Кількість літаків, шт.	6	9	15	15	15
Витрати за роками, тис. долл.	199,826	161,698	124,347	124,347	124,347

Таблиця 4.7 – Загальна сума обов'язкових внесків, податку на додану вартість та одиниць відрахувань до Пенсійного фонду

Роки випуску	1	2	3	4	5
Кількість літаків, шт.	6	9	15	15	15
Витрати за роками, тис. долл.	611,467	742,195	951,255	951,255	951,255

Податок на додану вартість:

$$ПДВ = \frac{l_{ПДВ} \times Z_{ОД} \times N}{100}, \quad (4.18)$$

де $l_{ПДВ}$ – ставка податку на додану вартість, що дорівнює 20 %.

Результати розрахунку податку на додану вартість за роками випуску зведено в таблицю 4.8.

Таблиця 4.8 – Податок на додану вартість за роками випуску

Роки випуску	1	2	3	4	5
Кількість літаків, шт.	6	9	15	15	15
Податок за роками, тис. долл.	239,791	291,057	373,041	373,041	373,041

Комунальний податок, що включається до собівартості i -ої річної програми випуску, визначається за формулою

$$П_{КОМ} = l_{КОМ} \times \frac{Z_{ОД} \times N}{ЗП}, \quad (4.19)$$

де $l_{КОМ}$ – ставка комунального податку, що дорівнює 0,875 долл./чол.;

$ЗП$ – середньомісячна заробітна плата одного робітника (210 \$)

Результати розрахунку комунального податку за роками випуску зведено в таблицю 4.9.

Таблиця 4.9 – Комунальний податок вартість за роками випуску

Роки випуску	1	2	3	4	5
Кількість літаків, шт.	6	9	15	15	15
Комунальний податок за роками, тис. долл.	4,996	6,064	7,772	7,772	7,772

Повна середня собівартість одного літака з річного випуску без відрахувань на утримання доріг складе

$$C_{ncc} = C_m + C_{ni} + C_{to} + C_{пост} + C_{спец} + C_{зп} + C_{ц} + C_{з} + C_{взн} + C_{ПДВ} + C_{ком}. \quad (4.20)$$

Результати розрахунку повної середньої собівартості одного літака за роками випуску зведено в таблицю 4.10.

Таблиця 4.10 – Повна середня собівартість одного літака за роками випуску без відрахувань на утримання доріг

Роки випуску	1	2	3	4	5
Кількість літаків, шт.	6	9	15	15	15
Повна середня собівартість одного літака, тис. долл.	5 678,680	5 556,770	5 527,36	5 527,36	5 527,36

Відрахування на утримання доріг

$$B_{дор} = 0,01523 \times C_{ncc}. \quad (4.21)$$

Результати розрахунку відрахування на утримання доріг за роками випуску зведено в таблицю 4.11.

Таблиця 4.11 – Відрахування на утримання доріг за роками випуску

Роки випуску	1	2	3	4	5
Кількість літаків, шт.	6	9	15	15	15
Відрахування на утримання доріг, тис. долл.	86,486	84,630	84,182	84,182	84,182

Для запуску в серійне виробництво літаків на перший рік знадобиться позичка, що дорівнює за величиною базової суми витрат:

$$C_{\text{баз}} = C_m + C_{ni} + C_{\text{пост}} + C_{\text{снец}} + C_{3П} + C_{\text{ц}} + C_3 = \\ = 260,6 + 2\,483,7 + 607,0 + 423,0 + 90,563 + 419,510 + 338,231 = 4\,622,604 \text{ тис. долл.}$$

Витрати на оплату відсотків за короткострокові позички банків, отримання яких пов'язане з виробничою діяльністю, становлять суму, що дорівнює 30 % від величини позички:

$$ВКП = 0,3 \times C_{\text{баз}} = 0,3 \times 4\,622,604 = 1\,386,781 \text{ тис. долл.}$$

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу випуску 6 штук без собівартості двигунів становить

$$C_3 = C_{\text{мс}} + ВКП + B_{\text{дор}} = 5\,678,680 + 1\,386,781 + 86,486 = 7\,151,947 \text{ тис. долл.}$$

Підсумувавши витрати за всіма статтями, отримуємо величину повної середньої собівартості літака з річного обсягу випуску в 6 штук:

$$C_n = 1,1 \times C_3 = 1,1 \times 7\,151,947 = 7\,867,142 \text{ тис. долл.}$$

Запланований прибуток серійного заводу

$$П = \frac{P \times C_n}{100} = \frac{25 \times 7\,867,142}{100} = 1\,966,785 \text{ тис. долл.,}$$

де P – запланована рентабельність від реалізації одного літака серійним заводом, $P = 25\%$.

З урахуванням податку на прибуток, що становить 30 % до її величини, у розпорядженні заводу залишається чистий прибуток, що дорівнює

$$П_{\text{ч}} = 0,7 \times П = 0,7 \times 1\,966,785 = 1\,376,750 \text{ тис. долл.,}$$

Розрахункова середня ціна літака без двигунів

$$Ц_{\text{л}} = C_n + П = 7\,867,142 + 1\,966,785 = 9\,833,927 \text{ тис. долл.}$$

4.4 Розрахунок ціни літака з двигунами

Вартість двигунів ТРДД розраховується укрупнено за такою формулою:

$$C_{\text{дв}} = 0,015 \times K_{\text{нев}} \times K_{\text{СХ}} \times K_{\text{СДВ}} \times R_{\text{max}} \times (3400 - 10\sqrt{R_{\text{max}}}), \quad (4.22)$$

де $K_{\text{нев}}$ – коефіцієнт, що враховує витрати на податки, обов'язкові внески, відрахування, $K_{\text{нев}} = 1,61$;

R_{max} – злітна тяга одного двигуна, $R_{\text{max}} = 222,46$ кН;

$K_{\text{СХ}}, K_{\text{СДВ}}$ – коефіцієнти, що враховують тип двигуна та серійність;

$K_{\text{СХ}} = 1,15$ для ТРДД при $M < 1$.

$$K_{\text{СДВ}} = \left(\frac{1500}{\sum n_{\text{дв}}} \right)^{0,5}, \quad (4.23)$$

де $\sum n_{\text{дв}}$ – кількість двигунів у серії

$$\sum n_{\text{дв}} = N_{\text{л}} \times n_{\text{дв}} \times (1 + K_{\text{зем}} + h_{\text{зем}}) \times (1 + K_{\text{об}}) \times \frac{T_{\text{л}}}{T_{\text{дв}}}, \quad (4.24)$$

де $N_{\text{л}}$ – кількість літаків, у яких встановлюються двигуни цього типу;

$n_{\text{дв}}$ – кількість двигунів, які встановлюються одному літаку;

$K_{\text{зем}}$ – коефіцієнт, що порівнює час роботи двигуна на землі та в повітрі, рівний 0,2;

$h_{\text{зем}}$ – питома вага часу роботи двигуна землі у загальному льотному часі літака, рівний 0,05;

$K_{\text{об}}$ – коефіцієнт оборотного фонду двигунів даного типу, величина якого залежить від міжремонтного ресурсу двигуна в обороті, приблизно $K_{\text{об}} = 0,2 - 0,3$;

$T_{\text{л}}$ – заданий ресурс літака;

$T_{\text{дв}}$ – заданий ресурс двигуна.

$$\sum n_{\text{дв}} = 60 \times 2 \times (1 + 0,2 + 0,05) \times (1 + 0,25) \times \frac{20\,000}{8\,000} = 470$$

$$K_{\text{СДВ}} = \left(\frac{1500}{470} \right)^{0,5} = 1,79.$$

Тоді вартість ТРДД, що встановлюються на даний літак, буде рівна

$$C_{\text{дв}} = 0,015 \times 1,61 \times 1,15 \times 1,79 \times 22\,246 \times (3400 - 10\sqrt{22\,246}) = 2\,110\,620 \text{ долл.}$$

Розрахункова середня ціна одного літака з двигунами дорівнює:

$$C_{\text{л.дв}} = C_{\text{л}} + C_{\text{дв}} = 9\,833,927 + 2 \times 2\,110,620 = 14\,055,167 \text{ тис. долл.}$$

Висновки з розділу 4

Повна собівартість літака складається з середньої заводської собівартості та внутрішньовиробничих витрат, що плануються у розмірі 1 % від заводської собівартості. Заводська середня собівартість залежить від вартості основних матеріалів та покупних виробів, витрат на виготовлення та ремонт, що списується на програму перших двох років серійного випуску, витрат на заробітну плату працівників, а також спеціальних витрат. Вартість двигунів залежить від злітної тяги одного двигуна, типу двигуна та серійності. Розрахункова середня ціна одного літака з двигунами становила 14,055 млн. долл. Внаслідок розрахунку встановлено, що підприємство є прибутковим.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Основные положения воздушного кодекса Украины и норм летной годности самолетов транспортной категории. – Учеб. пособие / Е. Т. Василевский, В. А. Гребеников, В. Н. Николаенко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 322 с.
2. Рыженко А. И., Кривцов В. С. Живучесть авиационных силовых установок / Учебник для студентов высших учебных заведений (направление «Авиация и космонавтика») – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2004. – 659 с.
3. Безпека авіації / В. П. Бабак, В. П. Марченко, В. О. Максимов та ін.; за ред. В. П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 584 с.
4. Приближенное определение основных параметров самолета: учеб. пособие по курсу «Общее устройство самолетов и агрегатов» / В. Н. Клименко, А. А. Кобылянский, Л. А. Малашенко. – Х. : ХАИ, 1989. – 54 с.
5. Rolls-Royce RB211 [Электронный ресурс] // Вікіпедія. – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce_RB211 (дата звернення: 20.12.2020).
6. Rolls Royce RB211-882 [Электронный ресурс] // Уголок неба. Авиационная энциклопедия. – URL: <http://www.airwar.ru/enc/engines/rb211.html> (дата звернення: 20.12.2020).
7. Файловий архів студентів [Электронный ресурс] – URL: <https://studfile.net/preview/5381228/page:8/> (дата звернення: 20.12.2020).
8. Конструкция и прочность ЛА: Пособие по выполнению курсового проекта. Часть III. Справочный материал к курсовому проекту. – М.: МГТУ ГА, 2009. – 36 с.
9. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. Под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
10. Воробйов, Ю. А. Правила оформлення навчальних і науково-дослідних документів [Текст] : навч. посіб. / Ю. А. Воробйов, Ю. О. Сисоєв. – 4-те вид.,

випр. і доп. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2019. – 88 с.

11. Кривцов В. С. Инженерные основы функционирования и общее устройство аэрокосмической техники Ч. 2 / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. Н. Федотов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2002. – 722 с.

12. Сохранение летной годности воздушных судов [Текст] : уч. пособие / Н. Н. Смирнов, Ю. М. Чинючин, С. П. Тарасов – М. : МГТУ ГА, 2005. – 78 с.

13. Современные проблемы технической эксплуатации воздушных судов. Часть I [Текст] : уч. пособие / Н. Н. Смирнов, Ю. М. Чинючин – М. : МГТУ ГА, 2007. – 83 с.

14. Мещерякова Т. П. Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов. Учебное пособие для вузов. М. : Машиностроение, 1977. – 232 с.

15. Скиданов С. Н. Электротепловые системы защиты летательных аппаратов от обледенения. Учебное пособие по курсовому и дипломному проектированию. М., МАИ, 1986

16. Зыонг Де Тай. Обтекание планера гражданского самолета в условиях начальной стадии обледенения : дис. ... канд. физ.-мат. наук : 01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы / Московский физико-технический институт (государственный университет). М., 2018. 136 с.

17. Мельников, С. М. Анализ влияния дефектов металлической фольги на физико-механические характеристики сотового заполнителя [Текст] / С. М. Мельников, Д. И. Дмитриев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 20. – Х., 2006. – С. 50–52.

18. Дугин, Г. С. Обледенение воздушных судов. Условия возникновения и виды обледенения [Текст] / Г. С. Дугин, С. А. Мануйлов. // Проблемы безопасности полетов. – № 1. – М., 2021. – С. 27–40.

19. Сторожук, М. В. Наземное обледенение воздушных судов: меры по предупреждению авиационных происшествий [Текст] / М. В. Сторожук // Научный вестник Московского государственного технического университета

гражданской авиации. – № 219 (9). – М., 2015. – С. 93–98.

20. Бондаренко, О. М. Исследование опытных образцов новых отечественных противообледенительных жидкостей [Текст] / О. М. Бондаренко, М. В. Макаров, О. Ю. Страдомский, А. Ю. Филатов // Научный вестник ГосНИИ ГА. – № 21. – М., 2018. – С. 51–60.

21. Гуров, О. И. Совершенствование методов и технологий противообледенительной обработки воздушных судов [Текст] / О. И. Гуров // Актуальные аспекты развития воздушного транспорта (Авиатранс-2019). Материалы международной научно-практической конференции, приуроченной к 50-летию со дня основания Ростовского филиала МГТУ ГА. В 2-х томах. – т. 1 – М., 2019. – С. 622–625.

22. Бондаренко, О. М. Задачи по созданию системы обновляемых директивных и рекомендательных материалов в сфере защиты воздушных судов от наземного обледенения [Текст] / О. М. Бондаренко, М. В. Макаров, О. Ю. Страдомский // Научный вестник ГосНИИ ГА. – № 4 (315). – М., 2014. – С. 121–126.

23. Долгов, О. С. Управление качеством противообледенительной жидкости, обеспечивающей безопасность взлета воздушного судна [Текст] / О. С. Долгов, Б.Б. Сафоклов // Качество и жизнь. – № 3 (27). – М., 2020. – С. 84–91.

24. Бочкарев, А. Н. О мерах по обеспечению безопасности при наземном обслуживании воздушных судов гражданской авиации [Текст] / А. Н. Бочкарев // Бюллетень транспортной информации. – № 6 (276). – М., 2018. – С. 28–32.

25. Аджиев, А. Х. Исследование условий развития грозовых явлений и разработка рекомендаций по обеспечению безопасности полетов [Текст] / А. Х. Аджиев, М. Ю. Беккиев, А. С. Болдырев, В. А. Кузьмин // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – № 662. – М., 2018. – С. 54–57.

26. Курбацкий, Г. В. Анализ условий возникновения турбулентности ясного неба и ее последствий как инструментов решения проблем безопасности полетов [Текст] / Г. В. Курбацкий // Проблемы летной эксплуатации и безопасность полетов. – № 14. – М., 2020. – С. 213–222.

27. Дворников, М. В. Эргономические аспекты обеспечения безопасности полетов государственной авиации [Текст] / М. В. Дворников // Транспортный вестник. – № 2. – М., 2017. – С. 46–60.

28. Чунтул, А. В. Эргономические аспекты обеспечения безопасности полетов вертолетов [Текст] / Чунтул А. В., Рябинин В. А., Яценко А. Н. // Человеческий фактор: проблемы психологии и эргономики. – № 4 (85). – М., 2017. – С. 65–68.

29. Ковач, Н. В. Обеспечение соответствия деятельности членов кабинного экипажа требованиям IOSA [Текст] / Н. В. Ковач // Молодой ученый. – № 14 (252). – М., 2019. – С. 107–109.

30. Михайличенко, К. М. Підвищення ефективності державного регулювання ринку авіаційних перевезень України в умовах активізації інтеграційних процесів з ЄС [Текст] / К. М. Михайличенко // Стратегія розвитку України. – № 1. – К., 2014. – С. 125–132.

31. Лось, О. В. Методологія проектування модифікацій військово-транспортних літаків при глибоких змінах у крилі та силовій установці : дис. ... д-ра техн. наук : 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів / О. В. Лось ; наук. конс. С. А. Бичков. – Київ, 2020. – 377 с.

32. Методика экономической оценки пассажирских самолетов: учебное пособие / А. Д. Припадчев, Н. З. Султанов, Т. Н. Шаталова, О. А. Тихонова. – Оренбург: ГОУ ОГУ, 2009. – 121 с.

33. Технико-экономическое обоснование самолетов и двигателей в дипломных проектах: учебное пособие / А. И. Бабушкин, В. А. Пильщиков, В. А. Резчик – Х.: Харьковский авиационный институт, 1995. – 38 с.

