

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка
до кваліфікаційної роботи
(тип кваліфікаційної роботи)

магістра

(освітній ступінь)

на тему: **Інтегроване проектування легкого пасажирського літака**
місцевих авіаліній

ХАІ.103.160н.24В.134.1801029 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи 160н
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-
космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

Бражник С.О.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Гребеніков О. Г.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Багровський А. М.

(прізвище та ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет Літакобудування
Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»
Рівень вищої освіти другий (магістерський)
Галузь знань 13 «Механічна інженерія»
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(код та найменування)
Освітня програма «Літаки і вертольоти»
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

к.т.н., доц. Сергій ТРУБАЄВ
«22» квітня 2024 року

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Бражник Софія Олександрівна

(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи: «Інтегроване проектування легкого пасажирського літака місцевих авіаліній»
керівник кваліфікаційної роботи: д-р. техн. наук, професор каф. 103, Гребеніков Олександр Григорович

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

затверджені наказом Університету № 555 – уч від «22» квітня 2024 року

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи «10» червня 2024 року.

3. Вихідні дані до роботи: $L = 2000$ км, $H_{ст} = 7000$ км, $V_{крейс} = 400$ км/год, $V_{макс} = 440$ км/год, $n_{пас} = 9$ чол., $n_{ек} = 2$ чол, $K_{макс} = 15$, $N = 40\,000$ льотних годин, $L_{розб} = 500$ м, $L_{проб} = 400$ м.

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

Реферат

1. Конструкторський розділ

1.1. Автоматизоване формування вигляду літака

Вступ, постановка цілі й задач проектування

- 1.1.1 Розробка концепції створення літака, що проєктується й науково-технічної програми досягнення його характеристик.
 - 1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проєктуванні літака.
 - 1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.
 - 1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.
 - 1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.
 - 1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу.
 - 1.1.7 Визначення й оптимізація проєктних параметрів літака і його агрегатів.
 - 1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака.
 - 1.1.9 Ув'язування форми агрегатів і основних силових елементів.
 - 1.1.10 Стандартна специфікація літака, що проєктується.
- 1.2. Аналіз впливу змін проєктних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака**
- 1.2.1 Визначення лобового опору літака, що проєктується.
 - 1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака.
 - 1.2.3 Поздовжній момент і розташування аеродинамічного фокуса літака.
- 1.3. Інтегроване проєктування й комп'ютерне моделювання крила літака**
- 1.3.1. Розробка майстер-геометрії крила.
 - 1.3.2. Визначення навантажень, що діють на крило.
 - 1.3.3. Проєктувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силового елемента крила в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу.
 - 1.3.4. Проєктувальний розрахунок з'єднань і стиків крила з фюзеляжем.
- 1.4. Інтегроване проєктування й комп'ютерне моделювання однієї системи літака**
- 1.4.1. Проєктування й моделювання паливно-масляної системи літака.

2. Технологічний розділ

Розробка технології виготовлення лонжерону кіля літака

2.1 Аналіз вихідних конструкторських документів проєктованого агрегату: технічний опис конструкції лонжерону кіля, технічні умови на виготовлення, аналіз технологічності агрегату

2.1.1 Технічний опис конструкції лонжерона кіля.

2.1.2 Технічні умови на виготовлення лонжерона кіля з зазначенням в них вимог до точності обводів, стиків, з'єднань.

2.1.3 Оцінка технологічності конструкції лонжерона кіля.

2.2 Розробка схеми конструктивно-технологічного членування, схеми збирання й ув'язування заготівельно-складального оснащення

2.2.1 Розробка можливих варіантів і методів складання.

2.2.2 Розробка можливих варіантів схем складання.

2.2.3 Розробка можливих варіантів схем ув'язування оснащення.

2.2.4 Розрахунок точності складання.

2.3 Розробка укрупненого технологічного процесу збирання агрегату: підбір інструменту й устаткування, технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць

2.3.1 Розробка технологічного процесу збирання. Вибір обладнання, устаткування, інструменту.

2.3.2 Технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць

2.4 Проектування складального пристосування: розробка схеми базування, складання технічних умов на проектування стапеля, вибір і обґрунтування прийнятих засобів виготовлення й монтажу складального пристосування, опис конструкції складального пристосування, монтаж складального пристосування

2.4.1 Розробка схеми базування складального пристосування.

2.4.2 Технічні умови на проектування і конструкцію складального пристрою.

2.4.3 Вибір схеми та компоновки складального пристрою, конструювання складального пристрою.

2.4.4 ТУ на монтаж складального пристрою і розробка укрупненого технологічного процесу монтажу складального пристрою.

2.5 Організація робочого місця й техніка безпеки

3. Економічний розділ

РОЗРАХУНОК ПОКАЗНИКІВ ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ

3.1. Конкурентні переваги літака, що проектується, й оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту.

3.1.1 Характеристика тактико-економічних показників легкого літака, як товарного продукту.

3.1.2 Споживчі якості літака, що впливають на конкурентні переваги та економічні витрати при проектуванні літака в дослідному

конструкторському бюро та при серійному виготовленні літака на виробничому авіаційному підприємстві.

3.1.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень та визначення об'єму можливих продаж готових літальних апаратів.

3.2. Вихідні дані для розрахунку тактико-економічних показників ефективності створення літака.

3.2.1 Дані для розрахунку витрат в дослідницько-конструкторському бюро.

3.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака.

3.3. Розрахунок основних тактико-економічних показників проєктування та виробництва літального апарату

3.3.1 Розрахунок витрат дослідницько-конструкторського бюро.

3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво літального апарату.

3.4. Оцінка ефективності виготовлення літального апарату в залежності від об'ємів їх реалізації на ринках збуту.

3.5. Порівняльний аналіз конструкторських рішень з точки зору витрат на виготовлення. Висновки.

4. Спеціальна частина

Конструктивно-технологічні методи підвищення втомної довговічності елементів конструкції планера літака в зоні функціональних отворів

Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень)

- майстер-геометрія поверхні літака,
- креслення загального вигляду (формат А1);
- конструктивно-силове компонування літака (формат А1);
- майстер-геометрія агрегату;
- складальне креслення лонжерона крила (формат А2);
- специфікація до складального креслення лонжерона крила (формат А4);
- креслення паливно-масляної системи літака (формат А1);
- складальне креслення лонжерона переднього лонжерона кіля (формат А2);
- специфікація до складального креслення лонжерона кіля (формат А4);

- складальне креслення пристрою для складання (формат А3);
- специфікація пристрою для складання лонжерона кіля (формат А4).

Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1. Конструкторський розділ	Д.т.н., проф. каф. 103, Гребеніков О.Г.	12.03.2024	10.06.2024
2. Технологічний розділ	К.т.н., доц. каф. 104, Воронько І.О.	12.03.2024	10.06.2024
3. Економічний розділ	Д.т.н., проф. каф. 103, Гребеніков О.Г.	12.03.2024	10.06.2024
4. Спеціальна частина	Д.т.н., проф. каф. 103, Гребеніков О.Г.	12.03.2024	10.06.2024

Нормоконтроль _____Гребеніков О.Г._____ «_10_» _червень_2024_ р.
(підпис) (ім'я та прізвище)

Дата видачі завдання «12» _березня_2024_ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1	Конструкторський розділ	12.03.2024-10.06.2024	
2	Технологічний розділ	12.03.2024-10.06.2024	
3	Економічний розділ	12.03.2024-10.06.2024	
4	Спеціальна частина	12.03.2024-10.06.2024	

Здобувач

_____ **Бражник С.О.**
(підпис) (ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

_____ **Гребеніков О.Г.**
(підпис) (ім'я та прізвище)

РЕФЕРАТ

Дипломний проєкт магістра: 161 с., 68 рис., 9 табл., 38 джерел, 5 додатків

Об'єкт дослідження: легкий пасажирський літак.

Мета роботи: сформувати зовнішній вигляд літака, виконати розрахунки мінімального значення злітної маси літака та його оптимальних параметрів, скомпонувати його конструктивно-силову схему, проаналізувати вплив аеродинамічних й масових характеристик літака на його ЛТХ, виконати інтегроване проєктування крила літака, розробити паливну систему літака та технологію виготовлення лонжерона кіля літака, розрахувати показники економічної ефективності.

Методи дослідження: аналітичний з використанням комп'ютерних інтегрованих технологій, програмних розробок кафедри та систем CAD/CAM/CAE, статистичний.

Результати дипломного проєкту:

- проведено аналіз статистичних даних за зразками сучасних, конкурентоспроможних літаків схожих за призначенням та за проєктуванням;
- проведено розробку концепції створення літака, визначено тактико-технічні характеристики та основні відносні параметри на основі статистичних даних;
- проведено розрахунок мас у трьох наближеннях, зроблено уточнення щодо вибору двигунів та оптимізацію конструктивно-силових параметрів літака;
- розроблено креслення загального вигляду та КСС літака за допомогою програми «Компас 3-D», а також його майстер-геометрія за допомогою програми «Simens NX» ;
- визначено аеродинамічні характеристики такі, як лобовий опір, піднімальна сила, поляра літака та аеродинамічна якість;
- визначено вплив проєктувальних характеристик на його аеродинамічні й масові характеристики;
- показано, що отримані аеродинамічні характеристики забезпечують досягнення заданих ГТВ;
- розроблено майстер-геометрію крила літака;
- визначено навантаження, що діють на агрегат та спроектовано силовий елемент, лонжерон, крила в регулярних і нерегулярних зонах;
- проведено проєктування паливної системи;
- в технологічному розділі проведено аналіз лонжерона кіля літака, як об'єкту виробництва, розроблено схему конструктивно-технологічного членування агрегату та складальне пристосування;
- розраховано основні економічні показники проєктування та виробництва літака в дослідницькому бюро та на серійному виробництві.

Ключові терміни:

ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЄКТУВАННЯ, МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЯ, РОЗРАХУНОК МАС В ТРЬОХ НАБЛИЖЕННЯХ, КРЕСЛЕННЯ ЗОВНІШНЬОГО ВИДУ, КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВА СХЕМА

ЗМІСТ

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	5
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака	6
1.1.1 Розробка концепції створення літака, що проектується й науково-технічної програми досягнення його характеристик	7
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.....	9
1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака	11
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки 17	
1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях	19
1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу.....	32
1.1.7 Визначення й оптимізація проєктних параметрів літака і його агрегатів	33
1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака 36	
1.1.9 Ув'язування форми агрегатів і основних силових елементів	43
1.1.10 Стандартна специфікація літака, що проектується	43
1.2 Аналіз впливу змін проєктних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака	50
1.2.1 Визначення лобового опору літака, який проектується.....	50
1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака	51
1.2.3 Поздовжній момент і розташування аеродинамічного фокуса літака	54
1.3 Інтегроване проєктування й комп'ютерне моделювання крила літака 57	
1.3.1 Розробка майстер-геометрії крила.....	57
1.3.2 Визначення навантажень, що діють на крило	59
1.3.3 Проєктувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силового елемента крила в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу	63

1.3.4	Проектувальний розрахунок з'єднань і стиків крила з фюзеляжем	
	69	
1.4	Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання однієї системи літака.....	74
1.4.1	Проектування й моделювання паливно-масляної системи літака	74
2	ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	83
2.1	Аналіз вихідних конструкторських документів проєктованого агрегату: технічний опис конструкції лонжерону кіля, технічні умови на виготовлення, аналіз технологічності агрегату	83
2.1.1	Технічний опис конструкції лонжерона кіля	83
2.1.2	Технічні умови на виготовлення лонжерона кіля з зазначенням в них вимог до точності обводів, стиків, з'єднань	83
2.1.3	Оцінка технологічності конструкції лонжерона кіля	84
2.2	Розробка схеми конструктивно-технологічного членування, схеми збирання й ув'язування заготівельно-складального оснащення	86
2.2.1	Розробка можливих варіантів і методів складання.....	86
2.2.2	Розробка можливих варіантів схем складання.....	88
2.2.3	Розробка можливих варіантів схем ув'язування оснащення	90
2.2.4	Розрахунок точності складання	93
2.3	Розробка укрупненого технологічного процесу збирання агрегату: підбір інструменту й устаткування, технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць.....	97
2.3.1	Розробка технологічного процесу збирання. Вибір обладнання, устаткування, інструменту.....	97
2.3.2	Технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць..	100
2.4	Проектування складального пристосування: розробка схеми базування, складання технічних умов на проектування стапеля, вибір і обґрунтування прийнятих засобів виготовлення й монтажу складального пристосування, опис конструкції складального пристосування, монтаж складального пристосування	101
2.4.1	Розробка схеми базування складального пристосування	101
2.4.2	Технічні умови на проектування і конструкцію складального пристрою.....	104
2.4.3	Вибір схеми та компоновки складального пристрою, конструювання складального пристрою	106

2.4.4	ТУ на монтаж складального пристрою і розробка укрупненого технологічного процесу монтажу складального пристрою	107
2.5	Організація робочого місця й техніка безпеки	109
3	ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	114
3.1	Конкурентні переваги літака, що проєктується, й оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту	114
3.1.1	Характеристика тактико-економічних показників легкого літака, як товарного продукту	114
3.1.2	Споживчі якості літака, що впливають на конкурентні переваги та економічні витрати при проєктуванні літака в дослідному конструкторському бюро та при серійному виготовленні літака на виробничому авіаційному підприємстві	116
3.1.3	Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень та визначення обсягу можливих продажів готових літальних апаратів	117
3.2	Вихідні дані для розрахунку тактико-економічних показників ефективності створення літака	120
3.2.1	Дані для розрахунку витрат у конструкторському бюро	120
3.2.2	Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака	121
3.3	Розрахунок основних тактико-економічних показників проєктування і виробництва літального апарату	121
3.3.1	Розрахунок витрат дослідницько-конструкторського бюро	121
3.3.2	Розрахунок витрат на серійне виробництво літального апарату	123
3.4	Оцінка ефективності виготовлення літального апарату в залежності від об'ємів їх реалізації на ринках збуту	125
3.5	Порівняльний аналіз варіантів конструкторських рішень з точки зору витрат на виготовлення. Висновки	127
	СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА	128
	ВИСНОВКИ	137
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	139
	ДОДАТКИ	143
	ДОДАТОК А	143
	ДОДАТОК Б	146
	ДОДАТОК В	154
	ДОДАТОК Г	156
	ДОДАТОК Д	157

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

Вступ, постановка цілі й задач проектування

Регіональні авіаперевезення являються елементом системи міжрегіонального повітряного з'єднання і виконують функції регулярного зв'язку між окремими невеликими населеними пунктами або між окремими невеликими населеними пунктами та регіональним або міжрегіональним транспортним центром (HUB/ХАБ). При цьому в якості таких ХАБів можуть виступати не тільки аеропорти, але і вузлові Ж/Д станції, річкові та морські порти або логістичні центри автомобільних перевезень. Таким чином регіональні авіаперевезення включають в єдину транспортну інфраструктуру регіонів.

Удосконалення транспортної інфраструктури є одним із ключових елементів забезпечення розвитку і підвищення інвестиційної привабливості регіонів, а також прискорення промислового освоєння тяжко доступних районів, забезпечуючи наступні фактори розвитку:

- Підвищення доступності трудових ресурсів і соціальної мобільності населення.
- Збільшення у населення важкодоступних і віддалених районів шансів на своєчасне отримання кваліфікованої допомоги (правоохоронної, медичної, або в разі виникнення природних катаклізмів).
- Збільшення туристичного потоку.

Літаки для пасажирських перевезень на регіональних і місцевих маршрутах дають економічну вигоду в експлуатації, в проектуванні, зручність обслуговування. Для них у наш час висуваються такі ж вимоги, як і до літаків великої авіації. Можливість експлуатації на необладнаних аеродромах з ґрунтовими ЗПС, вони обов'язково комплектуються сучасними пілотажними і

навігаційними комплексами, в них забезпечуються вимоги низького рівня шуму, комфортні салони [10].

Створення конкурентоспроможної авіаційної техніки зараз вже неможливе без застосування ЕОМ. Новим етапом на шляху до автоматизації праці авіаконструктора стало застосування систем CAD/CAM/CAE – інтегрованих комп'ютерних систем, які істотно скорочують трудомісткість, час і вартість, як проєктування, так і виготовлення літаків [21].

1.1.1 Розробка концепції створення літака, що проєктується й науково-технічної програми досягнення його характеристик

В умовах сучасної жорсткої конкуренції для забезпечення конкурентоспроможності створюваний літак повинен перевершувати найкращі світові аналоги по ряду техніко-економічних і експлуатаційних характеристик. Для досягнення поставленої мети потрібно розробити низку заходів, які дадуть можливість поліпшити показники літака, що проєктується.

Концепція створення літака, що проєктується, необхідна для оптимального призначення його ГТХ, умов виробництва і експлуатації. При цьому планується розробка базового варіанта та низка мір по розробці варіантів модифікацій. Базовий варіант літака, що проєктується, повинен забезпечити перевезення 9 пасажирів або корисного навантаження масою 990 кг з крейсерською швидкістю польоту 400 км/год на дальність до 2000 км.

Постійно підвищуються вимоги показників ресурсу планера, його ремонтпридатності та експлуатаційної технологічності. Умови розвитку багатьох країн диктують нові вимоги до ЗПХ літаків. Постійно йде посилення вимог щодо безпеки та екологічності нової авіаційної техніки.

Зараз критерієм оцінки якості цивільних літаків є вартість перевезень і забезпечення високого рівня безпеки польотів. Досягається це все шляхом заданих, для літака, що проєктується, основних показників.

Досягнення поставлених цілей можливе за таких умов:

З аеродинаміки: забезпечити аеродинамічну якість літака на крейсерському режимі не менше 15; скоротити дистанції зльоту і посадки завдяки застосуванню закрилків і передкрилків; розробити аеродинамічну схему літака, що дозволяє істотно знизити аеродинамічний опір літака і опір інтерференції в порівнянні з досягнутим рівнем; досягти зниження ймовірності звалювання на критичних кутах атаки.

З конструкції: літак повинен бути спроектований і побудований за принципом «безпечної пошкоджуваності»; вагове компонування та центрування літака повинні забезпечувати можливість експлуатації як з повною, так і з неповною кількістю пасажирів при всіх можливих в експлуатації варіантах завантаження і заправки паливом. Запас центрування проти перекидання літака на хвіст повинен бути не менше 5% САХ; повинна бути передбачена можливість створення на базі цього літака низки варіантів модифікації.

З управління: необхідно щоб літак був стійким і керованим на всіх режимах польоту. Застосування класичної схеми літака і наявність органів управління, таких, як елерони, закрилки, кермо висоти і напрямку, робить можливим високу стійкість і керованість літака на всіх режимах польоту.

З обладнання та систем: на літаку необхідно застосувати сучасне цифрове обладнання, що має меншу масу, ніж аналогове, і підвищує зручність зчитування інформації екіпажем завдяки висновку даних на рідкокристалічні дисплеї з високою якістю зображення. Літак має вхідні двері, які являють собою двері-трап для забезпечення автономності посадки та висадки пасажирів та екіпажу. Багажно-вантажні відсіки повинні допускати перевезення в них багажу з розрахунку до 20 кг багажу на одного пасажирів, або довантаження їх поштою і вантажем в допустимих для літака межах. Наявність спеціальних дверей в разі перетворення літака в транспортний варіант для виконання вантажно-розвантажувальної операції з великогабаритними вантажами. Відсіки повинні бути розташовані в герметизованій частині фюзеляжу.

З міцності та ресурсу: при заданій ваговій віддачі конструкція планера повинна забезпечити не менше 40 000 льотних годин, посадок – 50000, термін служби – 25 років. Комплектувальні вироби – як правило, повинні відповідати ресурсу літака або мати ресурс, кратний періодичності ремонтних форм.

З експлуатаційної технологічності та ремонту: конструкція літака низькоплан дає можливість здійснити швидкий огляд і підготовку до польоту без додаткового персоналу, що обслуговує, оскільки двигуни і заправні горловини знаходяться на невеликій висоті і доступні з землі. Також зручно проводити діагностування, корегування роботи та відновлення працездатності двигунів безпосередньо на місці, не знімаючи двигуни.

З базування на аеродромах: забезпечити можливість постійного базування на аеродромах з мінімальною довжиною ЗПС 500 м, а також можливість посадки і зльоту з невідготовленої ґрунтової ЗПС.

З діапазону функціональних можливостей: проєктований літак повинен мати максимально широкий діапазон функціональних можливостей по дальності і швидкості польоту, комфорту пасажирів і екіпажу при експлуатації в різних кліматичних умовах, номенклатурі вантажів, що перевозяться, автономності експлуатації та варіативності аеродромної мережі. А також максимальну різноманітність варіантів за видами застосування - регіональний пасажирський і транспортний з можливістю переобладнання в польових умовах, адміністративний, медичний (як в санітарно-рятувальному варіанті, так і у варіанті реанімаційного центру) [10].

1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проєктуванні літака

На основі розробленої концепції створення ЛА сформовані тактичні вимоги, які представлені в таблиці 1.1.

Вимоги до льотно-технічних характеристик:

1 Максимальна кількість пасажирів при кроці крісел 750 мм, 9 чол.

2. Нормальне корисне навантаження 990 кг.
- 3 Практична дальність з максимальним корисним навантаженням 2000 км.
- 4 Максимальне комерційне навантаження 1150 кг.
- 5 Крейсерська швидкість польоту 400 км/год;
- 6 Максимальна швидкість 440 км/год.
- 7 Крейсерська висота польоту 4000 м.
- 8 Потрібна довжина ЗПС для зльоту: 500 м, а для посадки: 400 м.
- 9 Витрата палива на 1 пас / км при польоті на технічну дальність з максимальним комерційним навантаженням 305 г.

Таблиця 1.1 – Тактико-технічні вимоги літака

L, км	n _{пас} , чол	V _{крес} , км/ГОД	H _{ст} , км	n _{ек} , чол
2000	9	400	7000	2

Очікувані умови експлуатації:

- 1 Параметри стану і фактори впливу на літак зовнішнього середовища:
 - 1.1 Барометричний тиск - у всьому діапазоні висот польоту відповідно до ГОСТ 4401-81; у землі це +20 мм рт. ст.
 - 1.2 Температура зовнішнього стовпа зміна температури по висоті відповідно до ГОСТ 4401-81. Відхилення температури від середнього значення для різних висот по лініях: "Мінімальні арктичні"; "Максимальні тропічні", при цьому працездатність літака і його систем в зазначеному діапазоні температур повинна зберігатися після перебування літака на землі при t_{нв} до мінус 60° С.
 - 1.3 Відносна вологість повітря у землі - 98% при температурі зовнішнього повітря + 35 ° С
 - 1.4 Максимальні складові вітру на зльоті та посадці на сухій бетонованій ЗПС:
 - зустрічна складова ≤ 25 м/с;

- попутна складова ≤ 5 м/с;
- бічна складова під кутом 90° до ЗПС:

При

$f \geq 0,5 \leq 15$ м/с;

$f \geq 0,3 \leq 6$ м/с.

Літак призначений для виконання польотів на ЗПС зі штучним покриттям і ґрунтової ЗПС, підготовлених відповідно до чинного НАС ГА. В умовах:

- в простих і складних метеоумовах, в умовах обмерзання;
- вдень і вночі;
- за правилами польотів та за правилами візуальних польотів за допомогою приладів;
- над рівнинною і гірською поверхнею місцевих повітряних ліній;
- над водними просторами з відстороненням від суші до 30 хв. польоту.

Літак, двигуни, обладнання, інші комплектувальні компоненти, а також експлуатаційна документація – повинні відповідати авіаційним правилам АПУ – 23, CS-23 і додатковим вимогам щодо льотної придатності з огляду на його конструктивні і експлуатаційні особливості, що створюють разом із зазначеними нормами «Сертифікаційний базис».[1].

По шуму на місцевості літак повинен відповідати вимогам глави 4 міжнародних стандартів «Охорона навколишнього середовища», додатки 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том I «Авіаційний шум», 2001 р.) і вимогам частини 36 авіаційних правил.

1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака

На етапі попереднього проектування, коли інформація про спроектований літак в основному обмежена його необхідними характеристиками і минулим досвідом проектування літаків аналогічного призначення, можливе застосування напівемпіричних методів розрахунків

злітної маси, які спираються на спрощені теоретичні аналітичні вирази (формули) і апроксимації, що відображають найважливіші параметричні залежності. Для уточнення розрахункових даних в ці формули можливе введення коригувальних коефіцієнтів, отриманих на основі обробки статистичних даних.

Для збору і обробки статистичних даних обрані наступні прототипи.

Cessna 421 Golden Eagle (рис. 1.1) – американський шестимісний двомоторний легкий транспортний літак для чартерних перельотів.

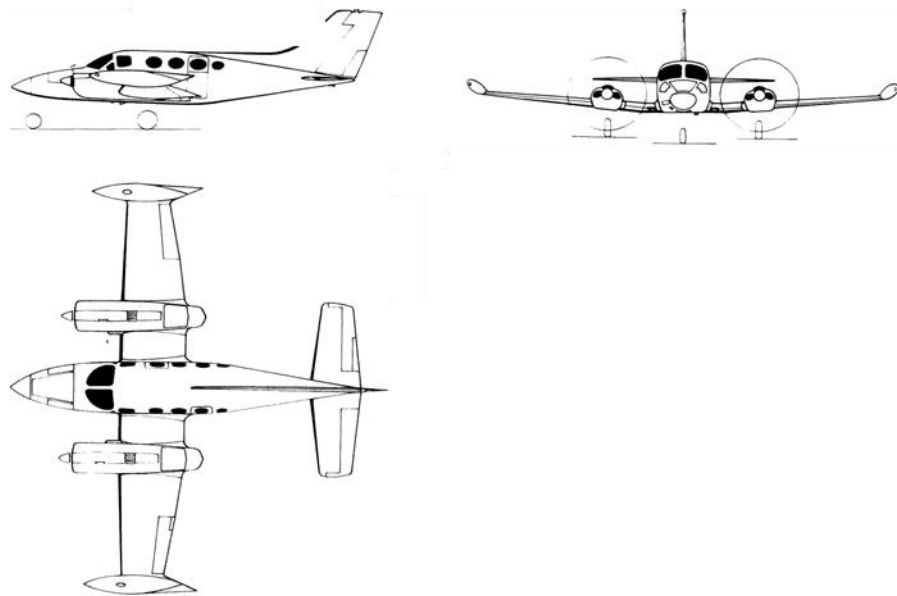


Рисунок 1.1 – Загальний вид літака Cessna 421 Golden Eagle

На закінцівках крила розміщені паливні баки Stabila-Tip, також є електромеханічне шасі. Він являє собою суцільнометалевий моноплан з низько розміщеною кабіною і з трьохопорним шасі, що прибирається. Оснащений двома редукторного двигунами Continental GTSIO-520-L з турбінним двигуном і уприскуванням палива по 375 л. с. кожен. Може набирати швидкість до 440 км / год на висоті 7600 м.

Тесnam P2012 Traveller (рис. 1.2) – легкий багатоцільовий двомоторний літак, на борту якого може розміститися до 11 осіб, включаючи двох пілотів і дев'ятох пасажирів. Це робить літак комерційно придатним для здійснення авіарейсів за маршрутами місцевого і регіонального значення. Також може

використовуватись не тільки як судна адміністративного типу, а й як транспортний засіб.

Силова установка літака Tecnam P2012 Traveller складається з двох поршневих авіадвигунів моделі Lycoming TEO-540-A1A, швидкість переміщення в 355 км \ год, максимальна дальність становить 1150 км.

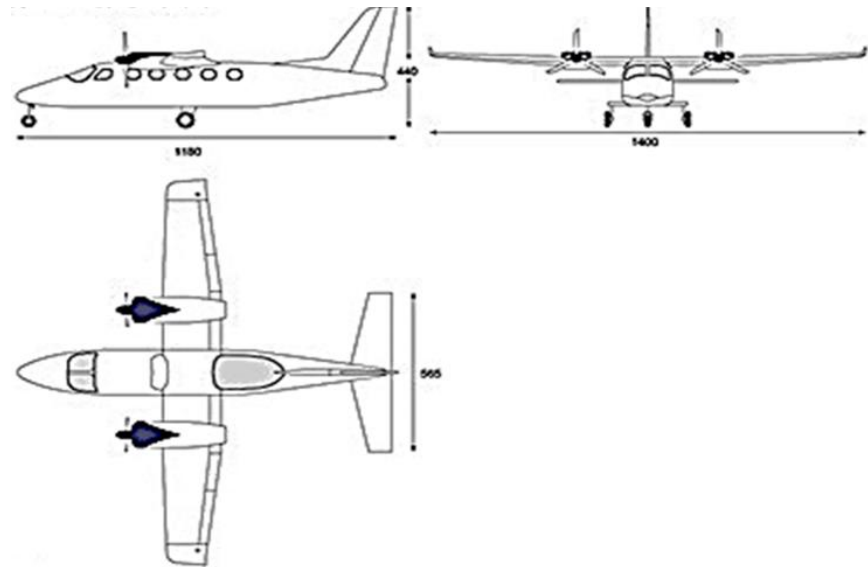


Рисунок 1.2 – Загальний вид літака Tecnam P2012 Traveller

Beechcraft 60 Duke (рис.1.3) – легкомоторний з двома двигунами американський літак для перевезення 5 пасажирів. Призначався виключно для бізнес авіації, хоча повітряне судно експлуатувалося для роботи на місцевих авіалініях і, як засіб для фідерних авіаперевезень.

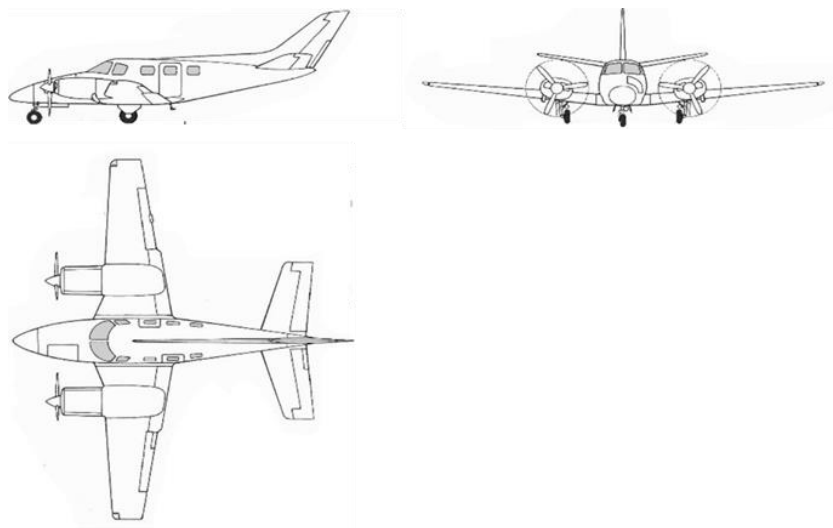


Рисунок 1.3 – Загальний вид літака Beechcraft 60 Duke

BN-2 Islander (рис. 1.4) суцільнометалевий високоплан з фюзеляжем прямокутного перерізу, однокільовим хвостовим оперенням і з трьохстійковим колісним шасі, яке не прибирається, та зі спареними колесами на основних стійках.

Літак був розрахований на пілота і дев'ятьох пасажирів, які розташовувалися в пасажирському салоні шириною всього 1,09 м. Причому крісла розташовувалися в ряд «від борту до борту», відстань між кріслами була відсутня - посадка здійснювалася через двоє дверей, розташованих на лівому і на правому борту.

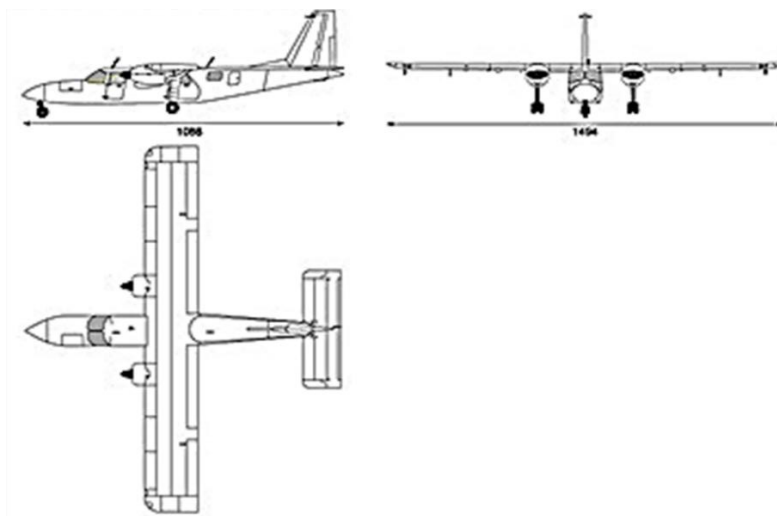


Рисунок 1.4 – Загальний вид літака Britten-Norman BN-2 Islander

Cessna 402 C (рис. 1.5) – американський легкий двомоторний літак. Cessna 402C вважається багатофункціональним, може розмістити до 9 осіб на борту. Два поршневі двигуни Continental TSIO-520 потужністю в 300 к.с. кожен, обладнані функцією турбонаддува, що дозволяло літаку швидко розганятися до заданих швидкостей і здійснювати польоти на великих висотах без перегріву силової установки.

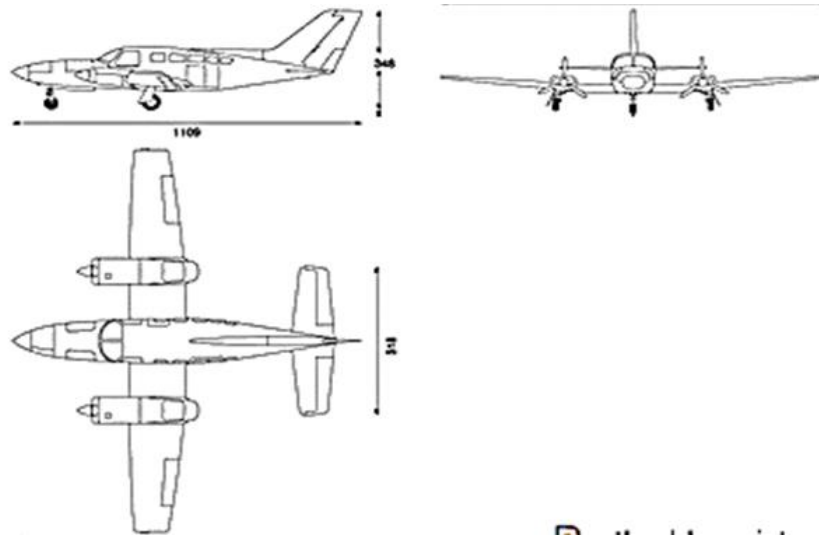


Рисунок 1.5 – Загальний вид літака Cessna 402 С

Літак **Piper PA31 Navajo** (рис. 1.6) двомоторного класу спроектований для приватного використання, польотів на регіональних авіалініях, а також для чартерних корпоративних перевезень.

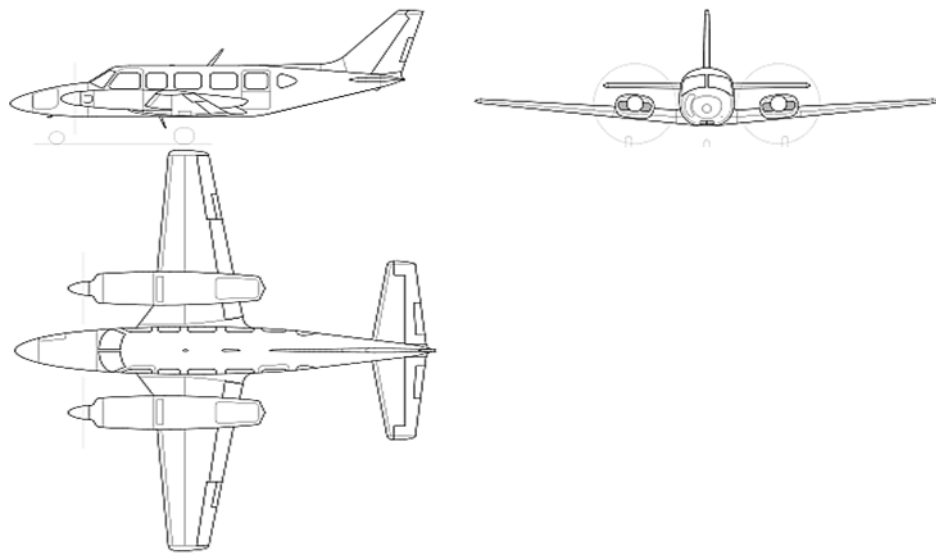


Рисунок 1.6 – Загальний вид літака Piper PA-31-35

Це низькокрилий моноплан зі звичайним хвостом, розрахований на одного пілота та дев'ятьох пасажирів. Він працює від двох гвинтових двигунів Lycoming TIO-540 і Lycoming LTIO-540 потужністю 350 к.с. (261 кВт) з гвинтами, що обертаються в протилежному напрямку. Літак може набирати швидкість до 428 км / год на висоті 7300 м.

Льотні, масові, геометричні данні, параметри силової установки та відносні параметри усіх літаків-прототипів зведено до таблиці 1.2. Дані літака, що проєктується також наведені в табл.1.2.

Таблиця 1.2 – Статистичні дані літаків

	№	1	2	3	4	5	6	
	Найменування літака, країна, рік випуску	Beechcraft 60 Duke	Cessna 402C	Cessna 421 Golden Eagle	Britten norman islander	Piper PA-31-350	P 2012 Traveller	Літак, що проєктується
Льотні дані	V_{max} , км/ч	460	426	475	339	419	407	440
	$H_{V_{max}}$, М	–	–	–	–	–	–	–
	$V_{крейс}$, км/ч	330	352	444	257	352	352	400
	$H_{крейс}$, М	–	–	–	–	–	–	4000
	$V_{пос}$, км/ч	–	–	–	–	–	–	–
	$V_{взл}$, км/ч	–	–	–	–	–	–	–
	V_y , м/с	29,28	26,52	30,96	17,04	20,46	21,6	–
	$H_{ст}$, М	9145	8200	9205	4024	7315	7600	7000
	L , км	2274	2360	2755	1400	1760	1150	2000
	$L_{взл}$, М	800	670	708	371	695	690	500
$L_{пос}$, М	934	757	699	299	554	500	400	
Масові дані	$m_{0\ max}$, КГ	3073	3107	3379	2994	2948	3600	3573
	$m_{пос}$, КГ	2605	2616	2905	2695	2506	3144	3120
	$m_{порож}$, КГ	1939	1845	2041	1667	1990	2250	–
	$m_{порож\ сн}$, КГ	–	–	–	–	–	–	–
	$m_{палива}$, КГ	551	578	558	352	520	536	545
	$m_{об}$, КГ	368,8	372,8	405,5	359,3	353,8	432	202
	m_k , КГ	891	901	980	868	855	1044	990
	m_c , КГ	1134	1262	1338	1128	958	1332	617
	$n_{пас}$, чел.	5+1	8+1	7+1	8+1	6+1	9+2	9+2
Дані силової установки	Тип і кількість дв.	ДП 2 шт.	ДП 2 шт.	ДП 2 шт.	ДП 2 шт.	ДП 2 шт.	ДП 2 шт.	ДП 2 шт.
	N_0 , к.с.	380	325	375	300	310	375	375
	$m_{дв}$, КГ	266	220	260	213	242	251	259

Геометричні дані	$S, \text{ м}^2$	19.8	21	20	30,19	21,3	25,8	25,7
	$L, \text{ м}$	11.98	13.45	12.54	14.94	12.4	14	14,45
	$\chi, \text{ град}$	–	–	–	–	–	–	0
	λ	7.249	8.614	7.863	7.393	7.219	7.597	8,12
	η	2.4	1.64	1.564	1.3	2.53	1.5	1,42
	$L_{\text{ф}}, \text{ Г}$	9.42	10,85	11,16	10,3	9,6	10,1	11,06
	$D_{\text{ф}}, \text{ Г}$	1,57	1,55	1,55	1,47	1,6	1,6	1,58
	$\lambda_{\text{ф}}$	6	7	7.2	7	6	6.33	7
	$\sum S_{\text{м}}, \text{ м}^2$	1,94	1,88	1,88	1,7	2	2	1,98
	$S_{\text{эл}}, \text{ м}^2$	1,07	1,22	–	–	1,19	–	–
	$S_{\text{го}}, \text{ м}^2$	5,76	6,51	–	–	6,39	–	7,27
	$S_{\text{во}}, \text{ м}^2$	2,67	4,05	–	–	2,8	–	3,9
Похідні величини	$t_0, \text{ к.с./даН}$	0.247	0.209	0.22	0.2	0.21	0.208	0,21
	$\gamma_{\text{дв}}, \text{ кг/л.с.}$	0,7	0,667	0,693	0,71	0,78	0,67	0,692
	K_c	0,37	0,4	0,4	0,376	0,33	0,37	–
	$S_{\text{ф}}$	–	–	–	–	–	–	–

Деякі геометричні характеристики розроблюваного літака визначимо, як середні арифметичні значення відповідних статистичних даних і заносимо до таблиці 1.3.

Таблиця 1.3 – Основні параметри агрегатів літака

λ	η	χ	\bar{c}	b_3	δ_3	$\lambda_{\text{ф}}$	$D_{\text{ф}}$	$\overline{S_{\text{го}}}$
8,12	1,42	0°	12%	0,25	25/50	7	1,58	0,3

Закінчення таблиці 1.3

$\overline{S_{\text{во}}}$	$\lambda_{\text{го}}$	$\lambda_{\text{во}}$	$\eta_{\text{го}}$	$\eta_{\text{во}}$	$\chi_{\text{го}}$	$\chi_{\text{во}}$	$\bar{c}_{\text{го}}$	$\bar{c}_{\text{во}}$
0,153	4,1	1,87	1,6	2,8	10°	43°	9%	6%

1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

Для розроблюваного літака обрано схему низькоплан з прямим трапецієподібним крилом зі стрілоподібністю по передній кромці 0°. Креслення загального вигляду наведено в додатку А.

Схема низькоплан характеризується легшою масою конструкції, в порівнянні зі схемою високоплан, простіша в обслуговуванні, оскільки

розміщення двигунів на крилі спрощують доступ до них. Шасі прибирається в мотогондоли, що дозволяє зробити стійки шасі короткими, тобто більш міцними та легкими, з а рахунок чого випуск та прибирання шасі спрощується. У випадку аварійної посадки на воду крило виконує роль «понтону», забезпечуючи плавучість ЛА.

Вибрано двохлонжеронне крило, передній лонжерон якого, розташований на відстані 0,25b від носка профілю, а задній – 0,7b.

Переваги вибраної схеми:

- в міжлонжеронному просторі, де найбільша будівельна висота профілю, зручно розмістити паливні баки, вантажі, ніші шасі;
- жорсткість крила при крученні вища за жорсткість однолонжеронного крила;
- розрахункові схеми нервюр – двоопорні балки, які мають меншу масу в порівнянні з нервюрами однолонжеронного крила;
- надійність та живучість вищі, ніж у схеми однолонжеронне крило;
- вдало сприймаються лобові навантаження;
- допускаються вирізи в обшивці.

Оперення обрано нормальної схеми, оскільки саме вона забезпечує конструктивну простоту, жорсткість та ефективність.

Вибрано трьохопорна схема шасі з передньою опорою. Ця схема знижує ризик перекидання (капотування) при різкому гальмуванні, занесення літака при недбалому керуванні або бічному вітру. Літак менш схильний до козлення, оскільки розташований перед задніми стійками шасі центр ваги, змушує літак приймати більш горизонтальне положення, внаслідок чого зменшується кут атаки і піднімальна сила, що діє на літак. Огляд з кабіни краще, а посадка і висадка пасажирів і обробка вантажів - зручніша і безпечніша.

Літак оснащений двома поршневыми двигунами (ПД), розташованими на центроплані. Вони обладнані функцією турбонаддуву, що дозволяє літаку швидко розганятися до заданих швидкостей і здійснювати польоти на великих висотах без перегріву силової установки [5].

1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях

Визначення злітної маси літака – це ітераційний процес, що складається з декількох наближень. При реальному проєктуванні кількість наближень залежить від типу ЛА, часу, відведеного на проєктування і потужність конструкторського бюро. В даному проєкті буде виконано 3 наближення [5,6].

1.1.5.1 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Загальна маса вантажу визначається за допомогою формули:

$$m_c = 110 \cdot n_{\text{пас}} = 110 \cdot 9 = 990 \text{ кг.}$$

Маса екіпажу визначається за допомогою формули:

$$m_{\text{ЭК}} = 80 \cdot n_{\text{ЭК}} = 80 \cdot 2 = 160 \text{ (кг).}$$

Відносні величини маси конструкції \bar{m}_k , силової установки $\bar{m}_{\text{СУ}}$, оснащення (обладнання та управління) $\bar{m}_{\text{об}}$, маси палива \bar{m}_Π візьмемо з таблиці [20] і представимо у вигляді таблиці 1.4.

Таблиця 1.4 – Відносні величини мас

\bar{m}_k	$\bar{m}_{\text{СУ}}$	$\bar{m}_{\text{об}}$	\bar{m}_Π
0,29	0,17	0,08	0,15

Злітну масу літака в нульовому наближенні визначають за формулою, отриманою з рівняння відносних мас:

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

Підставимо числові значення у формулу 1.1:

$$m_0 = \frac{990 + 160}{1 - (0,29 + 0,17 + 0,08 + 0,15)} = \frac{1150}{0,31} = 3710 \text{ кг.}$$

1.1.5.2 Визначення злітної маси літака в першому наближенні

Методика розрахунку m_0^I полягає в тому, що враховується залежність мас конструкції, силової установки та палива від параметрів проєктованого літака, визначається залежність злітної маси від цих параметрів, визначається

мінімальна маса з урахуванням обмежень та значення параметрів, які її забезпечують. Для визначення m_0^I (і складових елементів) в даній роботі використовувалася розроблена на кафедрі програма на ЕОМ.

Злітна маса літака в першому наближенні визначається згідно формули:

$$m_0^I = \frac{m_{\text{кн}} + m_{\text{сн}} + m_{\text{об.уп}}}{1 - (\bar{m}_{\text{констр}} + \bar{m}_{\text{су}} + \bar{m}_{\text{п}})}, \quad (1.2)$$

де m_0^I - злітна маса літака в першому наближенні;

$\bar{m}_{\text{констр}}$, $\bar{m}_{\text{су}}$, $\bar{m}_{\text{п}}$ - відносна маса конструкції, силової установки та відносна маса палива;

$m_{\text{сн}} + m_{\text{об.уп}} = m_{\text{еок}}$ - маса екіпажу, обладнання і службового навантаження;

$m_{\text{кн}}$ - маса комерційного навантаження.

Дослідження впливу подовження крила і механізації на величини $C_{y_{\text{отр}}}$ і $K_{\text{отр}}$

Дослідження впливу подовження крила та питомого навантаження на величину коефіцієнта піднімальної сили крила і аеродинамічну якість літака при зльоті виконано на ЕОМ з використанням методики [5] та програмного забезпечення кафедри.

Результати розрахунків показані на рисунках 1.7 та 1.8.

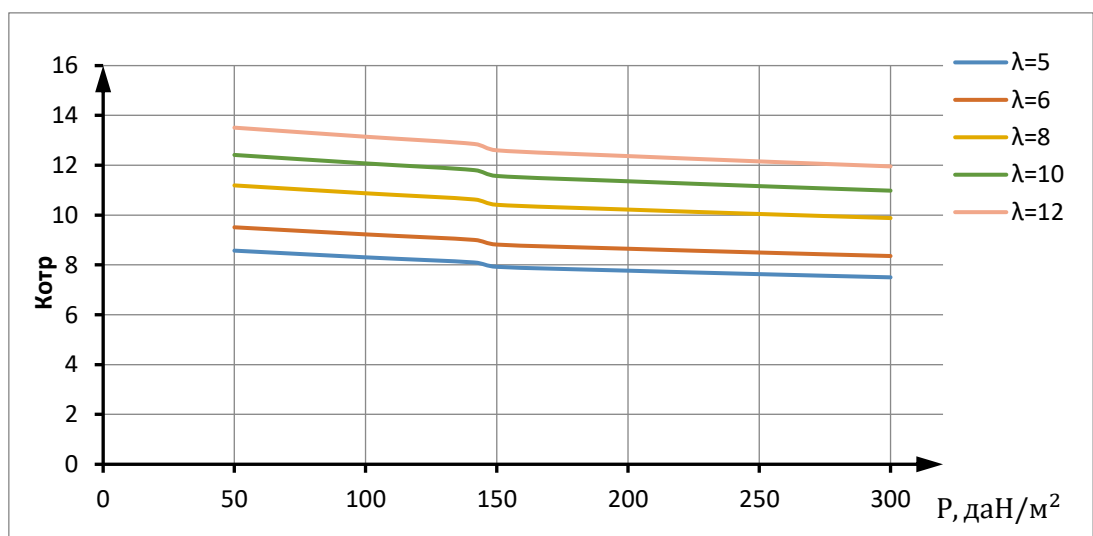


Рисунок 1.7 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на аеродинамічну якість при відриві

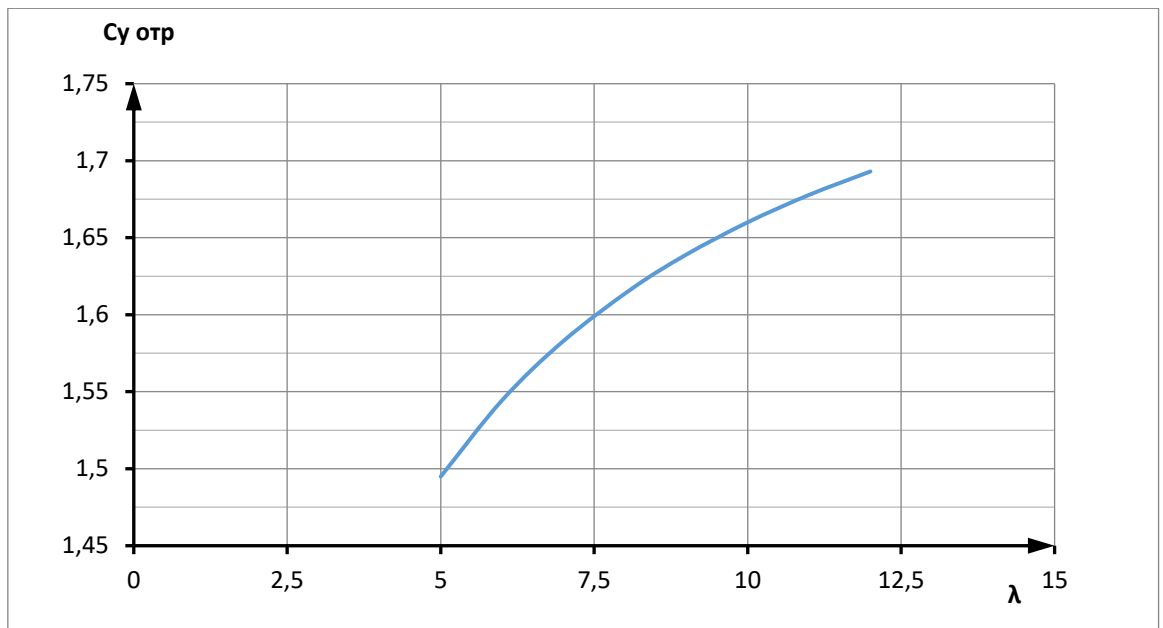


Рисунок 1.8 – Вплив повздовжня крила на коефіцієнт під'ємної сили при відриві

Дослідження впливу параметрів літака на потрібну стартову тягоозброєність літака

Потрібна тягоозброєність літака розраховується для забезпечення трьох етапів польоту, це забезпечення крейсерської швидкості на крейсерській висоті польоту; забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом та безпеки зльоту при відмові одного двигуна.

При дослідженні впливу параметрів на тягоозброєність, потрібну для крейсерського польоту $t_{0\text{крейс}}$, використовуються наступні залежності:

- забезпечення крейсерської швидкості:

$$t_{0\text{крейс}} = \frac{0.933 p_n M_{\text{крейс}}^2}{\xi_{\text{крейс}}} \left(\frac{F_1}{p} + F_2 \right); \quad (1.3)$$

- забезпечення заданої довжини розбігу:

$$t_{0\text{взл}} = \frac{1}{\xi_{\text{взл}}} \left[\frac{0.832 p}{C_{y_{\text{отр}}} L_{\text{разб}}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{отр}}} + 2f \right) \right]; \quad (1.4)$$

- забезпечення безпеки зльоту при відмові одного двигуна:

$$t_{0\text{без}} = \frac{n_{\text{дв}}}{\xi_{\text{взл}} (n_{\text{дв}} - 1)} \left(\frac{1}{K_{\text{отр}}} + \text{tg} \theta \right). \quad (1.5)$$

Результати розрахунків на ЕОМ показані на рисунку 1.9 і 1.10.

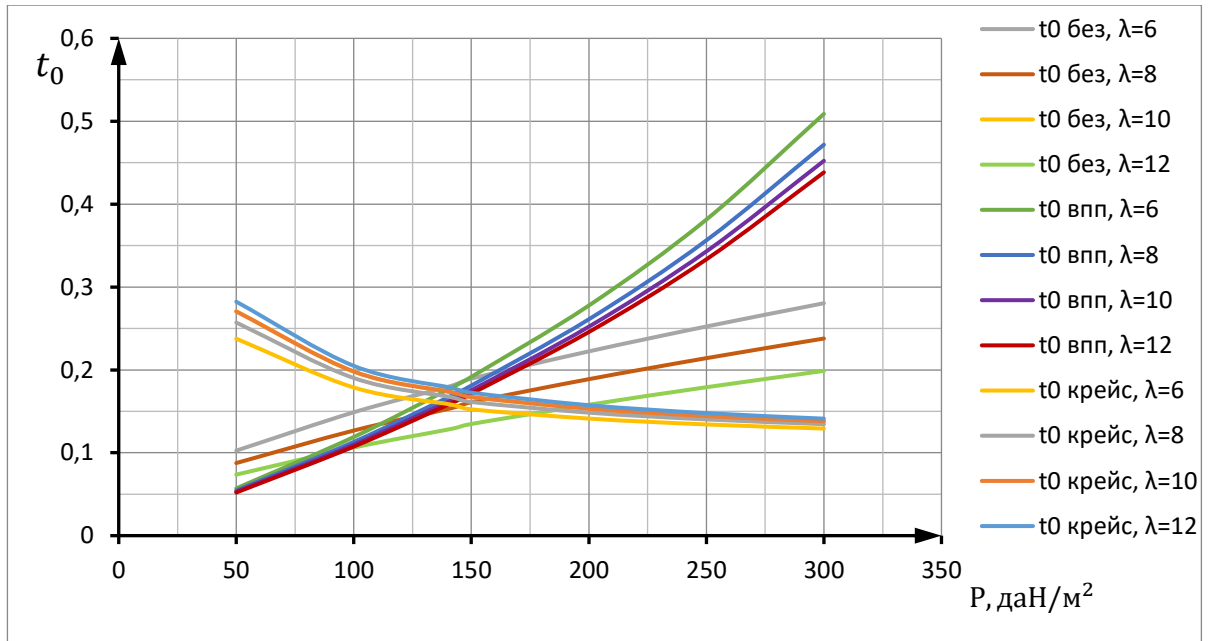


Рисунок 1.9 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на потрібну стартову тягоозброєність літака для забезпечення крейсерської швидкості, для забезпечення заданої довжини розбігу та для забезпечення безпеки зльоту при відмові одного двигуна

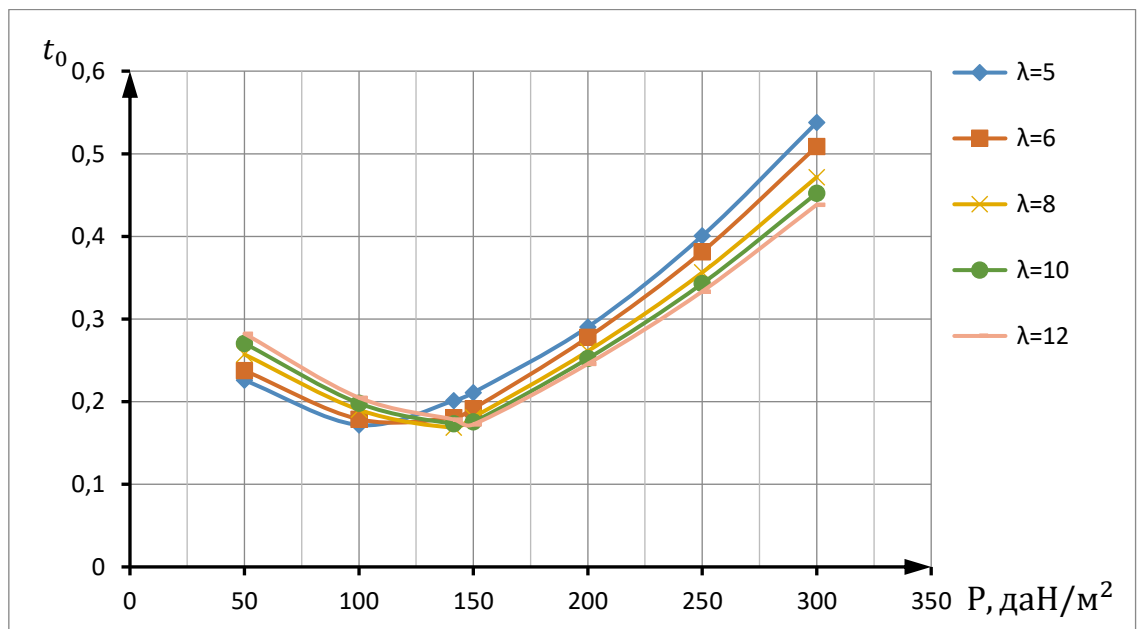


Рисунок 1.10 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на потрібну стартову тягоозброєність літака

Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки літака

Відносна маса СУ визначається за формулою:

$$\bar{m}_{cy} = R \gamma_{\text{дв}} t_{0\text{max}}, \quad (1.6)$$

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

$$R = \kappa_1 \left(1 + 0.1 \frac{n_{\text{дв.рев}}}{n_{\text{дв.}}}\right) \left[1 + \frac{0.0236}{\gamma_{\text{дв}}} (1.5 + 0.275 y^{0.75})^2\right] \quad (1.7)$$

За результатами розрахунку будуюмо залежності відносної маси СУ від питомого навантаження на крило і подовження крила. Результати зображені на рисинку 1.11.

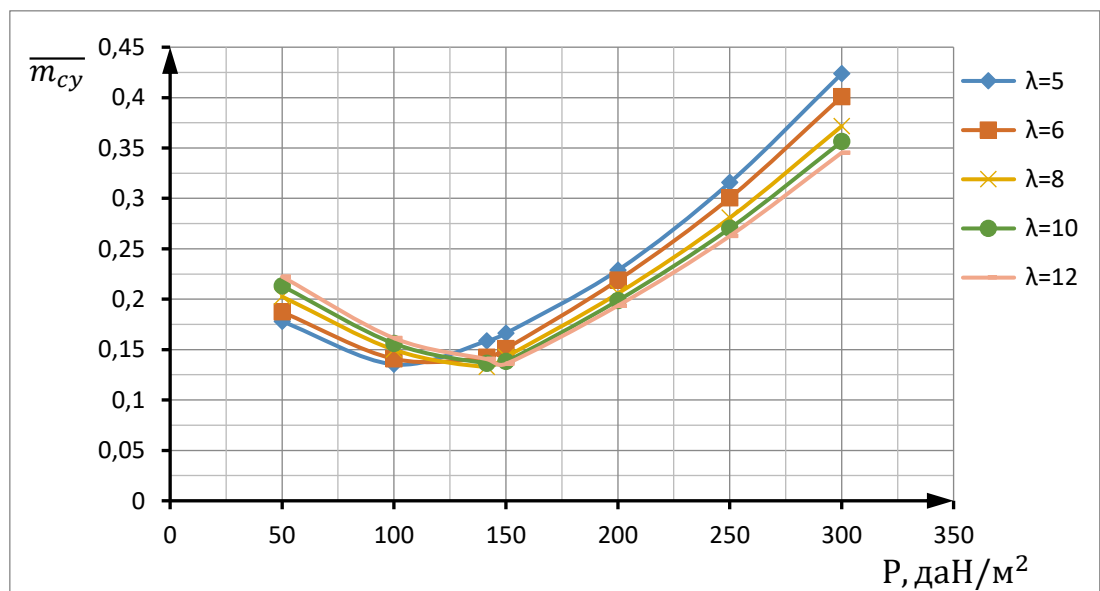


Рисунок 1.11 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу силової установки літака

Дослідження впливу параметрів літака на величину відносної маси палива літака

Відносна маса палива являє собою суму:

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{m.\text{сн.п.}} + \bar{m}_{m.\text{нв}} + \bar{m}_{m.\text{крейс}} + \bar{m}_{m.\text{нз}} + \bar{m}_{m.\text{нр}}, \quad (1.8)$$

де $\bar{m}_{m.\text{нв}}$ - відносна маса палива, що витрачається на набір висоти;

$\bar{m}_{m.ч.п.}$ - відносна маса палива, що витрачається на зниження і посадки;

$\bar{m}_{m.крейс}$ - відносна маса палива, що витрачається в крейсерському польоті;

$\bar{m}_{m.нз}$ - відносна маса навігаційного запасу палива;

$\bar{m}_{m.нр} = 0.006$ - відносна маса неврахованих витрат палива.

Далі виконуємо розрахунки на ЕОМ і будуємо залежність впливу подовження крила і питомої витрати палива на відносну масу палива літака [5] (рис. 1.12).

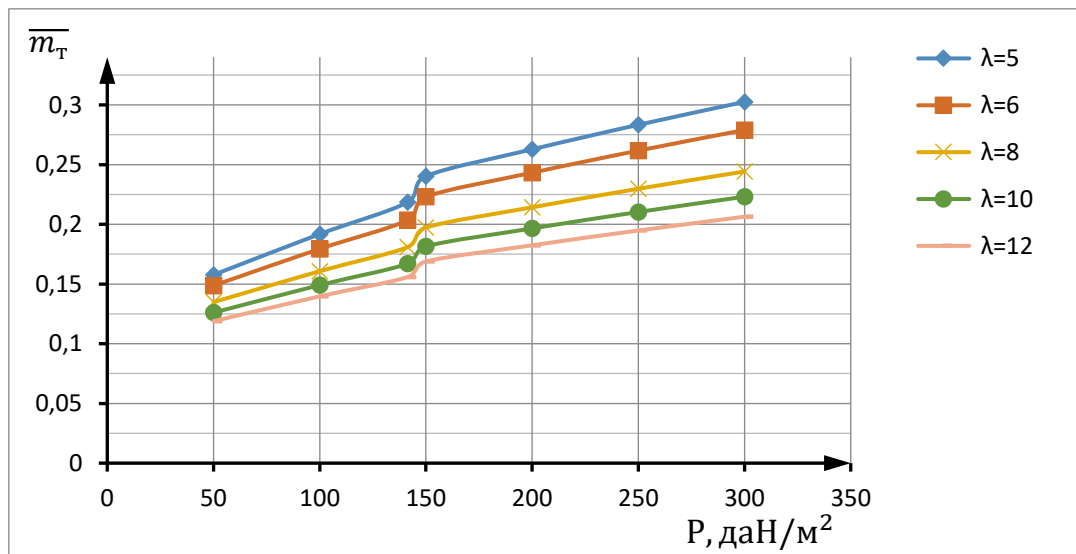


Рисунок 1.12 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу палива літака

Дослідження впливу параметрів літака на величину відносної маси конструкції літака

Для визначення відносної маси конструкції літака розглядаємо її такою, що складається із відносної маси крила, фюзеляжу, оперення та шасі.

$$\bar{m}_{\text{констр}} = \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{ф}} + \bar{m}_{\text{оп}} + \bar{m}_{\text{ш}}. \quad (1.9)$$

Для розрахунку відносної маси крила використовується формула А.А. Бадягіна:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = \frac{7.2\kappa_1 n_A^p m_0^{0.5} \varphi \lambda}{10^4 p c_0^{-0.75} \cos^{1.5} \chi_{0.25}} \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4.5\kappa_1 \kappa_3}{p} + 0.015. \quad (1.10)$$

Розрахунок відносної маси фюзеляжу виконуємо за формулою В.М. Шейнина:

$$\bar{m}_\phi = \kappa_1 \lambda_\phi d_{кр}^2 \left(\frac{m_{ком}}{K_{ом\delta}} \right)^i + \kappa_2 + \kappa_3 + \kappa_4. \quad (1.11)$$

Відносну масу оперення розраховуємо відповідно до статистичної формули:

$$\bar{m}_{оп} = 0.85 \kappa_n \kappa_{оп}^{cx} p^{-0.56} \bar{S}_{оп}^{1.16} \left(\frac{m_{ком}}{K_{ом\delta}} \right)^{0.16}, \quad (1.12)$$

Для розрахунку відносної маси шасі використовуємо формулу Фадєєва:

$$\bar{m}_ш = \kappa_u \kappa_{\phi\delta} \frac{m_{ком} / K_{ом\delta} + 204000}{m_{ком} / K_{ом\delta} + 79000}. \quad (1.13)$$

Розрахунки проведено для подовжень в діапазоні від $\lambda = 6 \dots 12$ і питомого навантаження в діапазоні від $p = 50 \dots 300$ даН/м². Результати для відносної маси крила, фюзеляжу, оперення і всієї конструкції показано на рисунках 1.13 – 1.16.

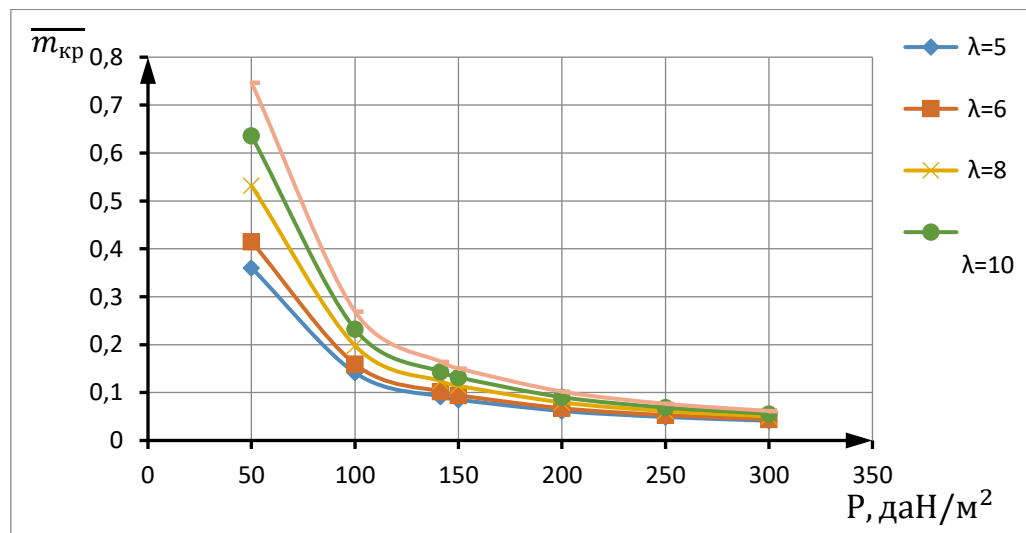


Рисунок 1.13 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу крила літака

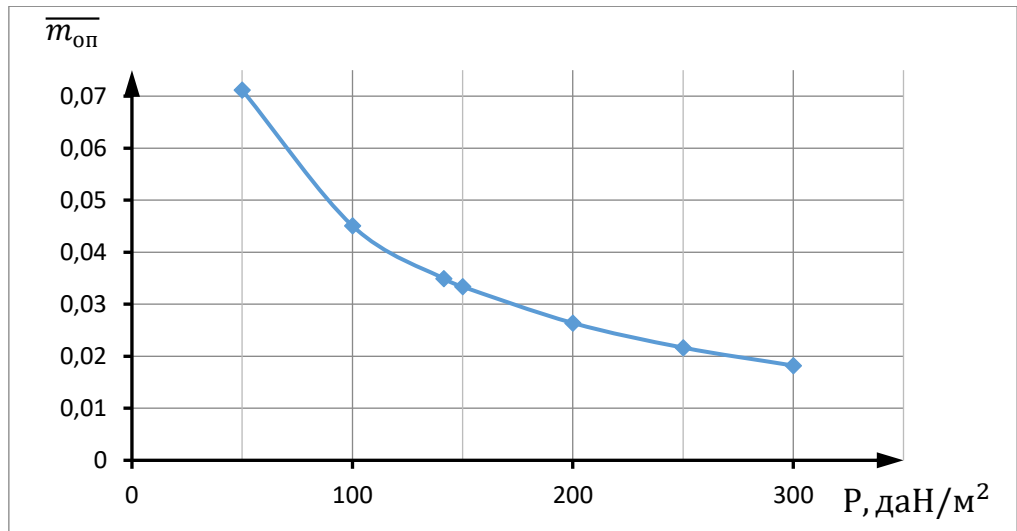


Рисунок 1.14 – Вплив питомого навантаження на відносну масу оперення літака

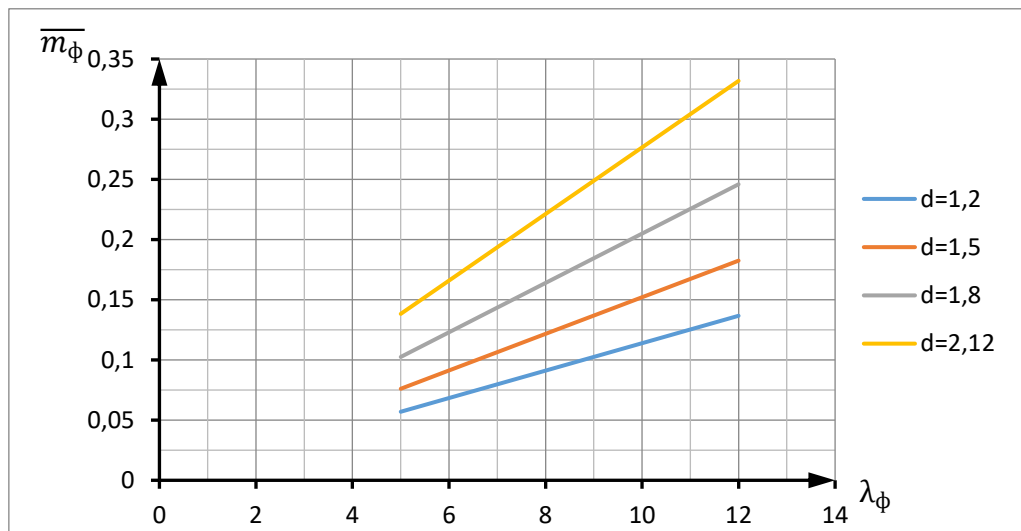


Рисунок 1.15 – Вплив параметрів на відносну масу фюзеляжу літака

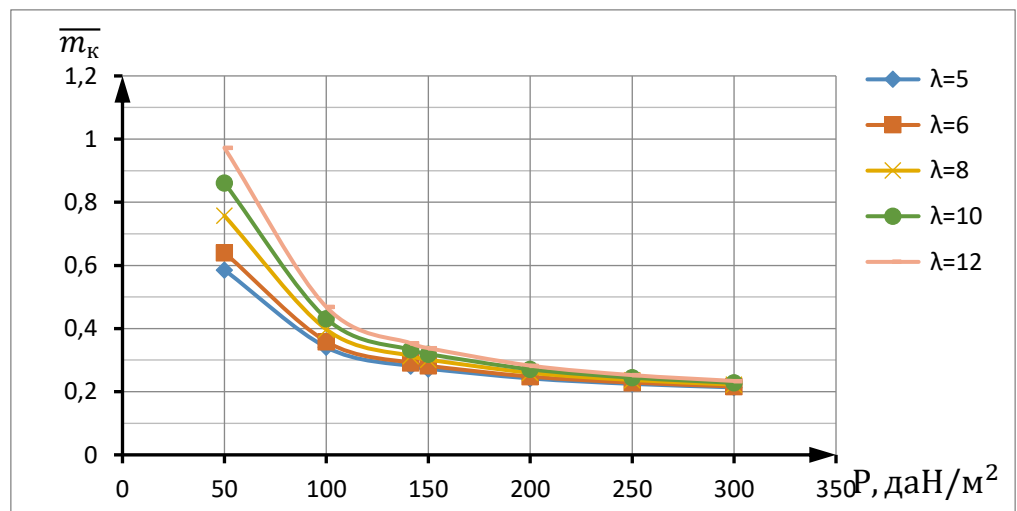


Рисунок 1.16 – Вплив питомого навантаження на відносну масу конструкції літака

Визначення маси екіпажу, обладнання та службового навантаження літака

Маса екіпажу визначається його чисельністю, яка залежить від типу літака і визначається формулою $m_{\text{ек}} = 80 \cdot n_{\text{эк}}$, де $n_{\text{эк}}$ – число членів екіпажу, включаючи бортпроводників. В даному літаку $n_{\text{эк}} = 2$ чол., тому $m_{\text{ек}} = 160$ кг.

Маса обладнання, керування та службового навантаження розраховується за формулою:

$$m_{\text{об}} = 95 \cdot n_{\text{пас}} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L_{\text{тех}} + 0.66) = 680 \text{ кг},$$

де технічна дальність визначається як:

$$L_{\text{тех}} = L + 700,$$

де $n_{\text{пас}}$ – кількість пасажирів;

$L = 2000$ км – дальність польоту з заданою кількістю пасажирів.

Маса комерційного навантаження:

$$m_{\text{ком}} = 110 \cdot n_{\text{пас}} = 110 \cdot 9 = 990 \text{ кг}.$$

Результати розрахунку суми мас екіпажу, комерційного навантаження і обладнання літака $m_{\text{ек}} + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{ком}} = 160 + 680 + 990 = 1830$ кг.

Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака

За результатами розрахунку будемо залежність впливу подовження крила і питомого навантаження на крило на злітну масу літака в координатах $m_0 = f(p)$ і $m_0 = f(\lambda)$.

Визначимо обмеження питомого навантаження на крило при посадковій швидкості $P_{\text{пред}}^{V_{\text{пос}}}$ і при величині нормального перевантаження при польоті в турбулентній атмосфері $P_{\text{пред}}^n$. Обмеження посадкової швидкості можна визначити за формулою:

$$P_{\text{пред}}^{V_{\text{пос}}} = \frac{V_{\text{пос}}^2 C_{y_{\text{пос}}}}{180 \cdot (1 - 0,8 \cdot \overline{m}_T)}, \quad (1.14)$$

де $V_{\text{пос}}^2 = 180$ км/год – швидкість приземлення;

Обмеження за величиною нормального перевантаження можна визначити за формулою:

$$P_{\text{пред}}^n = 3.6 \cdot C_y^\alpha \cdot V \cdot W, \quad (1.15)$$

$$C_y^\alpha = \frac{C_{y_{\text{опр}}}}{\alpha_{\text{опр}}}$$

де

Наносимо дані обмеження на залежність впливу подовження крила і його питомого навантаження на злітну масу літака в координатах $m_0 = f(p)$.

Далі виконуємо розрахунки на ЕОМ [5] і будуємо, відповідні їм графіки рис.1.17 – 1.18.

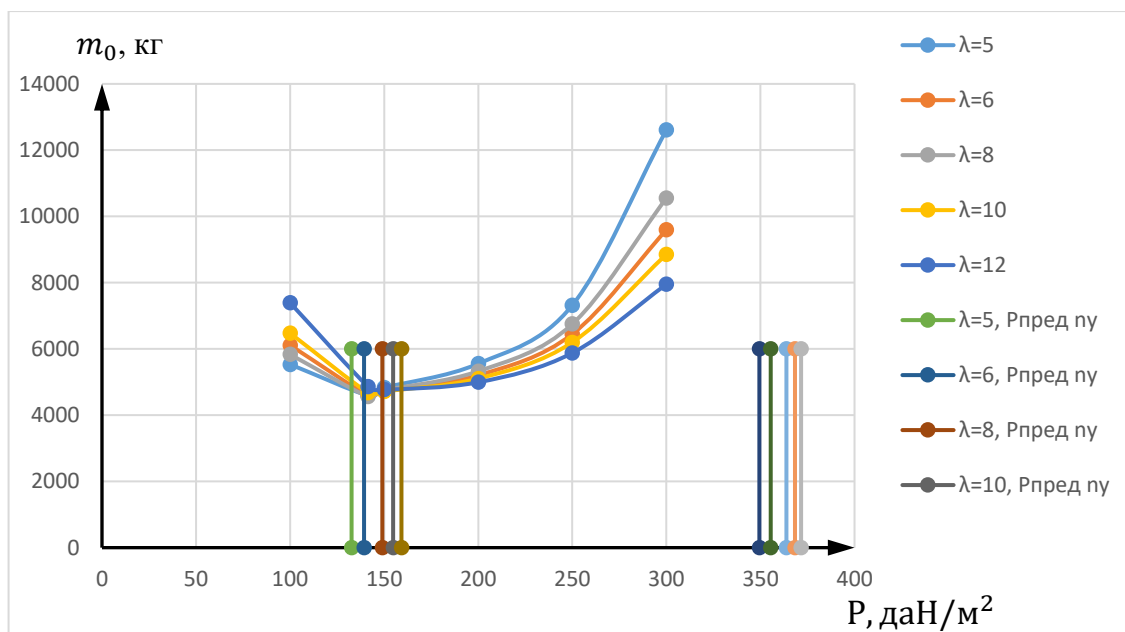


Рисунок 1.17 – Впливу питомого навантаження та подовження крила на злітну масу літака

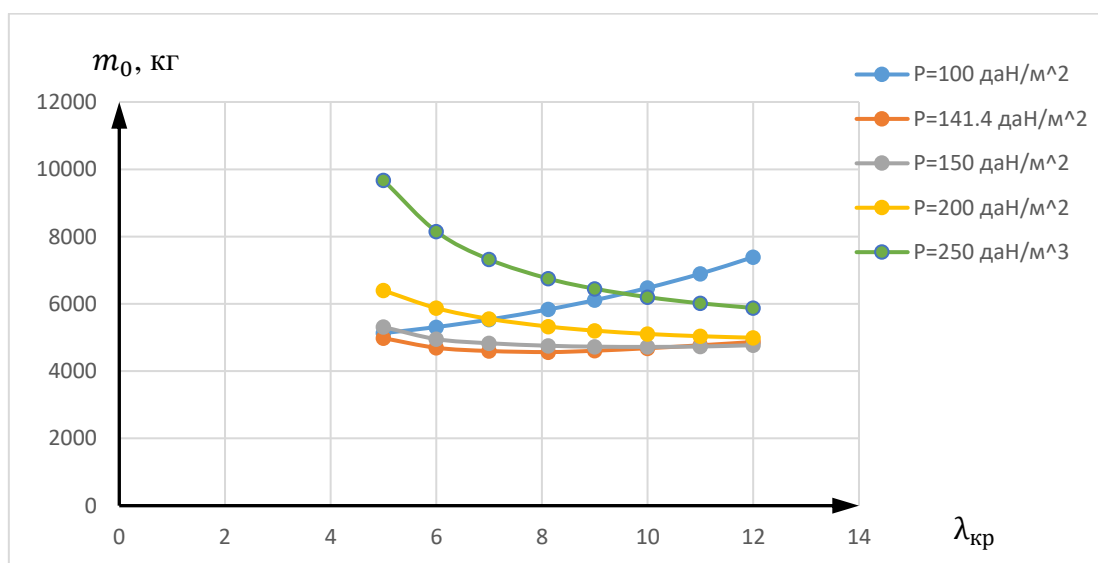


Рисунок 1.18 – Залежність злітної маси і питомого навантаження від подовження крила літака

Таким чином з графіків отримуємо, що $m_{0\ min}^I = 4462$ кг.

1.1.5.3 Розрахунок злітної маси в другому наближенні

Злітна маса літака у другому наближенні визначається за формулою [5]:

$$m_0^{II} = \frac{m_{\text{ком}} + m_{\text{ек}} + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{кр}} + m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{ш}}}{1 - (\bar{m}_{\text{cy}} + \bar{m}_{\text{т}})}. \quad (1.16)$$

Маса крила, оперення, відносна маса силової установки і палива є функціями питомого навантаження на крило, тому і злітна маса літака у другому наближенні є функція p , тобто $m_0^{II} = f(p)$.

Визначаємо параметри маси крила, фюзеляжу, оперення, шасі

Маса крила визначається за формулою Бадягіна:

$$m_{\text{кр}} = \bar{m}_{\text{кр}} \cdot m_0^I, \quad (1.17)$$

де $\bar{m}_{\text{кр}}$ – відносна маса крила, визначається за формулою:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = 1,1 \cdot 10^{-3} \cdot k_{\text{кон}} \cdot k_{\text{мат}} \cdot k_{\text{мех}} \cdot \varphi \cdot n_{\text{max}} \cdot \frac{\lambda \cdot \sqrt{S}}{\cos^{1.5}(\chi_{0.25}) \cdot \sqrt{S \bar{c}_0}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1}, \quad (1.18)$$

де $k_{\text{кон}}$ – коефіцієнт враховуючий тип конструкції;

$k_{\text{мат}}$ – коефіцієнт враховуючий матеріали, які застосовані в конструкції крила;

$k_{\text{мех}}$ – коефіцієнт, який враховує тип та конструкцію механізації крила;

λ – подовження крила; η – звуження крила; $\varphi = 0,866$ – коефіцієнт розвантаження.

Маса фюзеляжу визначається за формулою:

$$m_{\text{ф}} = \bar{m}_{\text{ф}} \cdot m_0^I, \quad (1.19)$$

де $\bar{m}_{\text{ф}}$ – відносна маса фюзеляжу, визначається за формулою:

$$\bar{m}_{\text{ф}} = 1,14 k_{\text{дв}} \cdot (1 + 0,4 P_0) \cdot l_{\text{ф}}^{1,5} \cdot m_0^{-\frac{3}{4}}, \quad (1.20)$$

де $k_{\text{дв}}$ – коефіцієнт враховуючий розположення двигунів відносно фюзеляжу;

P_0 – збитковий тиск в гермокабіні на найбільшій висоті польоту;

$l_{\phi}^{1,5}$ – прийнята довжина фюзеляжу на основі статистики.

Маса оперення визначається за формулою:

$$m_{оп} = \bar{m}_{оп} \cdot m_0^I, \quad (1.21)$$

де $\bar{m}_{оп}$ – відносна маса оперення, визначається за формулою:

$$\bar{m}_{оп} = 0,85 \cdot k_{п} \cdot k_{оп}^{Сх} \cdot \left(\frac{m_{ком}}{k_{отд}} \right)^{0,16} \cdot (\bar{S}_{оп})^{1,16} \cdot p^{-0,56}, \quad (1.22)$$

де $\bar{S}_{оп} = \bar{S}_{го} + \bar{S}_{во}$ – відносна площа оперення, обрана на основі статистичних даних;

$k_{оп}^{Сх}$ – коефіцієнт в залежності від розташування оперення, визначається за формулою;

$k_{отд}$ – коефіцієнт корисної віддачі.

Маса шасі визначається за формулою:

$$m_{ш} = \bar{m}_{ш} \cdot m_0^I, \quad (1.23)$$

де $\bar{m}_{ш}$ – відносна маса шасі, визначається за формулою:

$$\bar{m}_{ш} = k_{мат} \cdot k_{тип} \cdot (6h_{ш.гол} + 11,3) \cdot 10^{-3} + 0,0625 \cdot k_{ш} \cdot \sqrt{P_{ш.гол}} \cdot (1 + P_{ш.гол}) + 0,005, \quad (1.24)$$

де $k_{мат}$ – коефіцієнт враховуючий матеріал шасі (30ХГСНА);

$k_{тип}$ – коефіцієнт враховуючий тип конструкції шасі;

$h_{ш.гол}$ – довжина головної стійки шасі від поверхні ЗПС;

$k_{ш}$ – коефіцієнт, що враховує пневматики основних стійок колес;

$P_{ш.гол}$ – тиск в шинах головної стійки.

Маса комерційного навантаження, маса екіпажу та обладнання була визначена в минулому підрозділі, і оскільки данні формул не змінились, то будемо використовувати раніше обчислені значення.

Коефіцієнти відносної маси силової установки та палива також були розраховані в попередньому підрозділі.

Тоді підставивши усі значення отримаємо масу літака у другому приближенні рівною $m_0^{II} = 3812$ кг.

1.1.5.4 Розрахунок злітної маси в третьому наближенні

Розрахунок злітної маси у третьому наближенні припускає уточнення маси обладнання за рахунок більш точного її розрахунку та складання переліку обладнання. Уточнення маси силової установки та палива виконується за рахунок використання габаритних, масових характеристик та характеристик витрат палива для двигуна, який підібрано [6].

$$m_0^{III} = m_{кр}^{II} + m_{ф}^{II} + m_{оп}^{II} + m_{ш}^{II} + m_{ек} + m_{об}^{III} + m_{су}^{III} + m_{п}^{III} + m_{ком}, \quad (1.25)$$

де $m_{кр}^{II} = m_{кр}^{II} + m_{ф}^{II} + m_{оп}^{II} + m_{ш}^{II}$ – маса конструкції, кг.

Тоді формула буде мати вигляд:

$$m_0^{III} = m_{кр}^{II} + m_{ек} + m_{об}^{III} + m_{су}^{III} + m_{п}^{III} + m_{ком}. \quad (1.26)$$

Визначення маси обладнання

Маса обладнання визначається за формулою Бадягіна:

$$m_{об.сн} = k_c k_{об}^{cx} \left(500 + 0,12m_0^{II} + 0,04m_0^{II} \sqrt{\frac{n_{пас} + n_{ек}}{100}} - 0,0011(m_0^{II})^{1,333} \right) = 554,6 \text{ кг}, \quad (1.27)$$

де $m_{об.сн}$ – маса обладнання та спорядження, кг; k_c – коефіцієнт вагової досконалості обладнання, в тому числі і по масі; Δt – розглянутий період перспективи; $k_{об}^{cx}$ – коефіцієнт розміщення двигунів; m_0^{II} – злітна маса літака в другому наближенні; $n_{пас}$ – число пасажирів; $n_{ек}$ – число членів екіпажу.

Обладнання, що підходить для даного типу літака, було обрано з мануалів. Загальна сума вибраного обладнання не повинна перевищувати 554,6 кг. Загальний перелік номенклатури з вказаними масами наведено нижче в таблиці 1.6.

Визначення маси палива

Відносна маса палива у третьому наближенні визначається аналогічно першому наближенню та відрізняється тим, що використано характеристики витрат палива для двигуна, який підібрано.

Результати розрахунків наступні:

$$m_{\Pi} = \bar{m}_{\Pi} \cdot m_0^{\text{II}}, \quad (1.28)$$

де $\bar{m}_{\Pi} = 0,15$ – відносна маса палива.

Проводити уточнюючий розрахунок маси силової установки не має потреби, оскільки обрано стандартний двигун з каталогу двигунів для літаків прототипів. Його характеристики було перевірено у наступному розділі при перевірці довжини розбігу і розрахунку потрібної потужності.

Підставляємо числа у формулу (1.26) і розраховуємо масу літака у третьому наближенні [5]:

$$m_0^{\text{III}} = 1059 + 160 + 202 + 617 + 545 + 990 = 3573 \text{ кг.}$$

1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу

Потрібна потужність двигуна визначається за формулою:

$$N_0 = \frac{g \cdot m_0^{\text{III}} \cdot t_0 \text{opt}}{10 \cdot n_{\text{дв}}}, \quad (1.29)$$

де m_0 – злітна маса літака, кг;

t_0 – стартова тягоозброєність, к.с.;

$n_{\text{дв}}$ – кількість двигунів.

$$N_0 = \frac{9,8 \cdot 0,21 \cdot 3573,5}{10 \cdot 2} = 367,7 \text{ к.с.}$$

За початковими розрахунками з каталогу двигунів було обрано двигун Continental GTSIO – 520 – L (рис. 1.19) з такими характеристиками:

$$m_{\text{дв}} = 259,4 \text{ кг;}$$

$$N_0 = 375 \text{ к.с.};$$

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}}}{(N_0)} = \frac{259,4}{375} = 0,692;$$

$$L_{\text{дв}} = 0,954 \text{ м;}$$

$$D_{\text{дв}} = 0,72 \text{ м;}$$

$$d_{\text{винт}} = 2,286 \text{ м.}$$

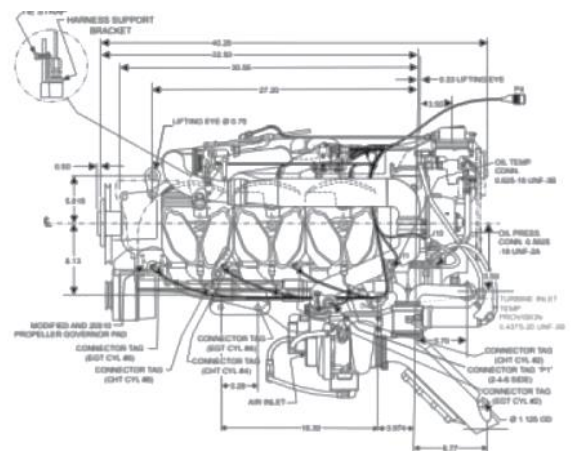


Рисунок 1.19 – Двигун Continental GTSIO – 520 L

Перевіримо виконання вимоги по довжині розбігу по формулі [11]:

$$L_{\text{розб}} = \frac{0,832 \cdot p_0}{C_{y \text{ відр}} \left[\xi \cdot 25n_{\text{зл}} \sqrt{\frac{C_{y \text{ відр}}}{p_0} \cdot \frac{\sum N_0 10}{m_0 \min n}} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{відр}}} + 2f \right) \right]}, \quad (1.30)$$

$$L_{\text{розб}} = \frac{0,832 \cdot 1364}{1,68 \cdot \left[1 \cdot 25 \cdot 0,56 \sqrt{\frac{1,68}{136,4} \cdot \frac{10 \cdot 2 \cdot 375}{3573,5 \cdot 2}} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{12,5} + 2 \cdot 0,03 \right) \right]} = 456 \text{ м.}$$

Так як виконується вимога $L_{\text{розб розр}} < L_{\text{розб задан}}, 456 \text{ м} < 500 \text{ м}$, то на цьому підбір й перевірку двигуна завершено.

1.1.7 Визначення й оптимізація проєктних параметрів літака і його агрегатів

Параметри крила

Площа крила знаходиться із співвідношення:

$$S_{\text{кр}} = (m_0 \cdot g) / (10 \cdot p_0) = \frac{3573,5 \cdot 9,81}{10 \cdot 136,4} = 25,7 \text{ м}^2.$$

Розмах крила визначається за формулою:

$$L_{\text{кр}} = \sqrt{\lambda \cdot S_{\text{кр}}} = \sqrt{25,7 \cdot 8,12} = 14,45 \text{ м.}$$

Коренева (по осі симетрії літака) b_0 та кінцева b_k хорди крила визначаються за наступними залежностями:

$$b_0 = \frac{S_{\text{кр}}}{L_{\text{кр}}} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = \frac{25,7}{14,45} \cdot \frac{2 \cdot 1,42}{1,42 + 1} = 2,23 \text{ м,}$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{2,23}{1,42} = 1,57 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда крила (САХ) обчислюється за формулою:

$$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 2,23 \cdot \frac{1,42^2 + 1,42 + 1}{1,42 \cdot (1,42 + 1)} = 1,91 \text{ м.}$$

Координата САХ по розмаху крила визначається за відношенням:

$$z_a = \frac{L_{\text{кр}}}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{14,45}{6} \cdot \frac{1,42 + 2}{1,42 + 1} = 3,4 \text{ м.}$$

Координата носика САХ по осі ОХ визначається за формулою:

$$X_a = Z_a \cdot \text{tg} \chi_{\text{ПК}} = 0^\circ,$$

де $\chi_{\text{ПК}}$ – кут стрілоподібності крила по передній кромці.

Параметри фюзеляжу

Розміри фюзеляжу визначаються за допомогою статистичних даних за формулами:

- довжина всього фюзеляжу $L_{\text{ф}}$:

$$L_{\text{ф}} = \lambda_{\text{ф}} \cdot D_{\text{ф}} = 7 \cdot 1,58 = 11,06 \text{ м};$$

- довжина носової частини фюзеляжу $L_{\text{н}}$:

$$L_{\text{н}} = \lambda_{\text{н}} \cdot D_{\text{ф}} = 2,1 \cdot 1,58 = 3,33 \text{ м};$$

- довжина хвостової частини $L_{\text{хв}}$:

$$L_{\text{хв}} = \lambda_{\text{хв}} \cdot D_{\text{ф}} = 2,4 \cdot 1,58 = 3,8 \text{ м}.$$

Параметри оперення

Площі горизонтального і вертикального оперень визначаються відповідно до таких залежностей:

$$S_{\text{ГО}} = \overline{S}_{\text{ГО}} \cdot S_{\text{кр}} = 0,283 \cdot 25,7 = 7,273 \text{ м}^2;$$

$$S_{\text{ВО}} = \overline{S}_{\text{ВО}} \cdot S_{\text{кр}} = 0,153 \cdot 25,7 = 3,9 \text{ м}^2.$$

Розмір і положення середньої аеродинамічної хорди горизонтального оперення (ГО) відносно носика їх корневих хорд визначаються як:

- звуження ГО дорівнює:

$$\eta_{\text{ГО}} = 1,6 \text{ м};$$

- розмір середньої аеродинамічної хорди ГО знаходиться за формулою:

$$b_{a \text{ ГО}} = \frac{2}{3} \cdot b_{0 \text{ ГО}} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 1,6 \cdot \frac{1,6^2 + 1,6 + 1}{1,6 \cdot (1,6 + 1)} = 1,323 \text{ м};$$

- положення середньої аеродинамічної хорди ГО знаходиться за формулою:

$$Z_{a \text{ ГО}} = \frac{L_{\text{кр}}}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{14,45}{6} \cdot \frac{1,6 + 2}{1,6 + 1} = 1,29 \text{ м};$$

$$X_{a \text{ ГО}} = 0,228 \text{ м}.$$

Розмір і положення середньої аеродинамічної хорди вертикального оперення (ВО) відносно носика їх корневих хорд визначається як:

- звуження ВО дорівнює:

$$\eta_{\text{ВО}} = 2,37 \text{ м};$$

- розмір середньої аеродинамічної хорди ВО знаходиться за формулою:

$$b_{a\text{ во}} = \frac{2}{3} \cdot b_{0\text{ во}} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 2,017 \cdot \frac{2,37^2 + 2,37 + 1}{2,37 \cdot (2,37 + 1)} = 1,51 \text{ м};$$

- положення середньої аеродинамічної хорди ВО знаходиться за формулою:

$$y_{a\text{ во}} = \frac{H}{3} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{2,7}{3} \cdot \frac{2,37 + 2}{2,37 + 1} = 1,17 \text{ м};$$

$$X_{a\text{ во}} = 0,992 \text{ м}.$$

Відстань від центру мас літака до центру тиску ГО і ВО визначається за формулою:

$$L = b_a \cdot 2,6 = 1,91 \cdot 2,6 = 4,97 \text{ м}.$$

Характеристики ГО і ВО, отримані з креслення літака подано у вигляді таблиці 1.5.

Таблиця 1.5 – Геометричні характеристики горизонтального і вертикального оперень

Розмах ГО, м	Висота ВО, м	Коренева хорда ВО, м	Коренева хорда ГО, м	Кінцева хорда ГО, м	Кінцева хорда ГО, м
$L_{\text{ГО}}$	$H_{\text{ВО}}$	$b_{0\text{ ВО}}$	$b_{0\text{ ГО}}$	$b_{\text{к ВО}}$	$b_{\text{к ГО}}$
5,6	2,34	2,02	1,6	0,851	1

Параметри шасі

Розмір виносу головних коліс визначається за формулою:

$$e = 0,183 \cdot b_a = 0,183 \cdot 1,91 = 0,35 \text{ м}.$$

Кут винесення головних коліс γ повинен задовольняти умову:

$$\gamma = \varphi + 2^\circ,$$

де φ – кут торкання хвостової п'яти, визначається за формулою:

$$\varphi = \alpha_{\text{пос.мах}} - \alpha_c - \psi = 18^\circ - 3^\circ - 0^\circ = 15^\circ,$$

де $\alpha_{\text{пос.мах}}$ – максимально посадковий кут атаки, який залежить від критичного кута атаки профілю крила; $\alpha_c = 3^\circ$ – кут заклинювання крила (відносно поздовжньої осі фюзеляжу); $\psi = 0^\circ$ – стоянковий кут.

Тоді

$$\gamma = 15^\circ + 2^\circ = 17^\circ.$$

База шасі визначається за формулою:

$$b = (0,3 \dots 0,4) \cdot L_\phi = 0,32 \cdot 11,06 = 3,49 \text{ м}.$$

Винос передньої опори визначається за формулою:

$$a = (0,8 \dots 0,9) \cdot b = 0,9 \cdot 3,49 = 3,14 \text{ м}.$$

Графічно визначаються такі характеристики шасі:

- висота стійки шасі від центру мас до землі дорівнює: $H = 1,44$ м;
- висота стійки шасі від кріплення до землі: $h = 0,84$ м;
- колія шасі: $B = 4,96$ м.

Визначення положення центру мас

Відстань центру мас (точка О) від носика середньої аеродинамічної хорди дорівнює:

$$x_m = 0,25 \cdot b_a = 0,25 \cdot 1,91 = 0,475 \text{ м.}$$

1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака

Конструктивно-силова схема крила

Для наближеного вибору КСС крила можна прийняти лонжеронну схему. Тоді для перевірки використовуємо поняття умовного лонжерона, ширина пояса якого b_y складає $0,6 \cdot b$, де b – хорда крила в розрахунковому перерізі.

З умови рівності діючих і руйнуючих зусиль $N_{д.п.} = N_{д.п.}$ товщина пояса умовного лонжерона розраховується за формулою:

$$\delta_y = \frac{(p_0 \cdot S \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{кр} \cdot g \cdot z_A) \cdot n_p}{0,96 \cdot \sigma_p \cdot b_0^2 \cdot \bar{c}}, \quad (1.31)$$

де $S_{кр}$ – площа крила, м²; m_0 – злітна маса літака, кг; g – прискорення вільного падіння, м/с²; z_A – координата середньої аеродинамічної хорди від продольної осі літака по розмаху крила, м; $m_i z_i$ – маса вантажу, розташованого на крилі і координата його центра мас; $m_{кр}$ – маса крила, кг; n_p – розрахунковий коефіцієнт перевантаження на крилі для розрахунку дорівнює $n_p = 3$ – для неманеврених пасажирських і транспортних літаків; \bar{c} – відносна товщина профілю крила (профіль 23012); b_0 – коренева хорда крила, м; σ_p – руйнівні напруження пояса лонжерона (визначаються як $\sigma_p = 0,8 \cdot \sigma_b$); σ_b – границя міцності матеріалу Д16Т, МПа; p_0 – питоме навантаження на крило, Н/м², розраховується за формулою:

$$p_0 \approx \frac{m_0 \cdot g}{S_{кр}} = \frac{3573,5 \cdot 9,81}{25,7} = 1364 \text{ Н/м}^2;$$

Розрахункові напруження для пояса з алюмінієвого сплаву Д16Т

$$\sigma_p = 440 \cdot 0,8 = 352 \text{ Мпа};$$

Підставимо числові значення у формулу 1.31 і проведемо розрахунок:

$$\delta_y = \frac{(1364 \cdot 25,7 \cdot 3,4 - 2 \cdot 780 \cdot 9,81 \cdot 2,7 - 423 \cdot 9,81 \cdot 3,4) \cdot 4,5}{0,96 \cdot 2,23^2 \cdot 352 \cdot 10^6 \cdot 0,12} = \frac{204947}{1,89 \cdot 10^8}$$

$$= 1,08 \cdot 10^{-3} \text{ м} = 1,08 \text{ мм}.$$

Оскільки отримане значення знаходиться в діапазоні $\delta_y = 1 \dots 2$ мм, то це клас лонжеронних крил з частково працюючою обшивкою.

З урахуванням розрахунків для підвищення критичних напружень обшивки при зсуві її підкріплюють слабкими стрингерами і часто поставленими нервюрами з кроком 330 ... 420 мм [6].

Тому у розроблюваному літаку починаючи з бортової хорди і до нервюри №4 крок дорівнює 373 мм, з нервюри №7 – крок дорівнює 417 мм; нервюри розміщуються по потоку; нервюри № 1,2,4,5,6,7,10,11,13,16 є силовими, оскільки до них кріпляться елементи навішування механізації крила (№ 2,7,10,11,14,16) і двигун (№ 5,6); крок стрингерів дорівнює 150 мм (див. рис.1.20).

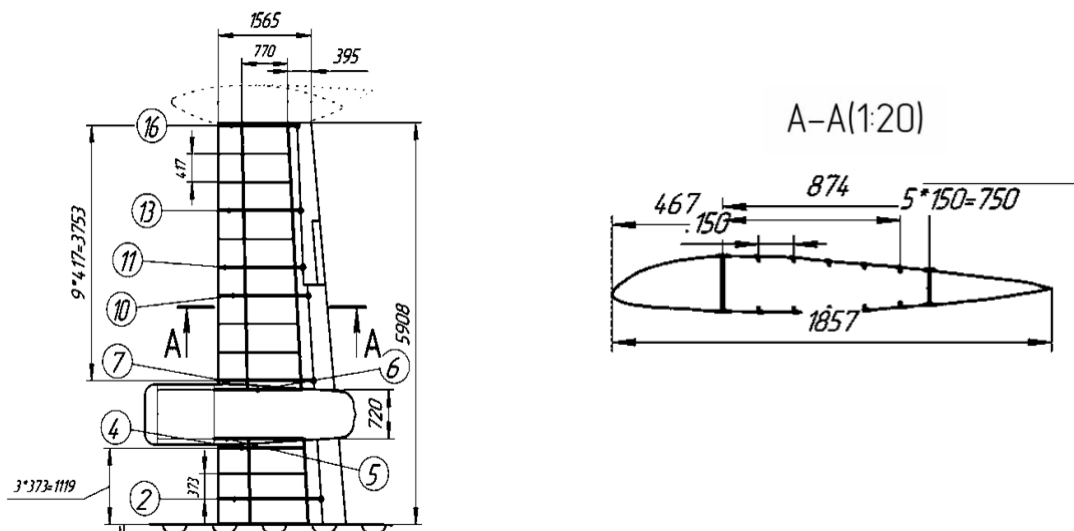


Рисунок 1.20 – Конструктивно-силова схема крила

Конструктивно-силова схема фюзеляжу

Було обрано балочно-лонжеронну схему КСС фюзеляжу, яка допускає великі вирізи в обшивці для монтажу та демонтажу обладнання, ніш шасі.

Балочно-лонжеронна схема включає в себе лонжерони, обшивку і стрингерний набір. Згинальні моменти в вертикальній $M_{зг\text{в}}$ і горизонтальній $M_{зг\text{г}}$ площині сприймаються в основному лонжеронами, крутний момент $M_{кр}$ і перерізуюча сила Q – обшивкою.

Обшивка навантажується в основному зсувом. Стрингери слабкі, підкріплюють обшивку, підвищуючи її критичні напруження при зсуві. Обшивку підкріплюють також і шпангоути з кроком 250 мм і поодинокі з кроком 150 мм і 300 мм. Лонжерони аналогічно посилені стрингерами з кроком 150 мм, працюють на осьові навантаження від згинальних моментів. Стінками лонжеронів є сегменти обшивки (склепіння і боковини).

Нараховується усього 40 шпангоутів: № 1, 6, 8, 12, 20, 22, 24, 27, 29, 30, 36, 39. є силовими, оскільки до них кріпляться носовий обтічник (1), носова стійка шасі (6,8), виріз для дверей (8, 12, 27, 29, 30), лонжерони вертикального і горизонтального оперення (36, 39), лонжерони крила (20, 24), основна стійка шасі (20, 22) (див. рис.1.21).

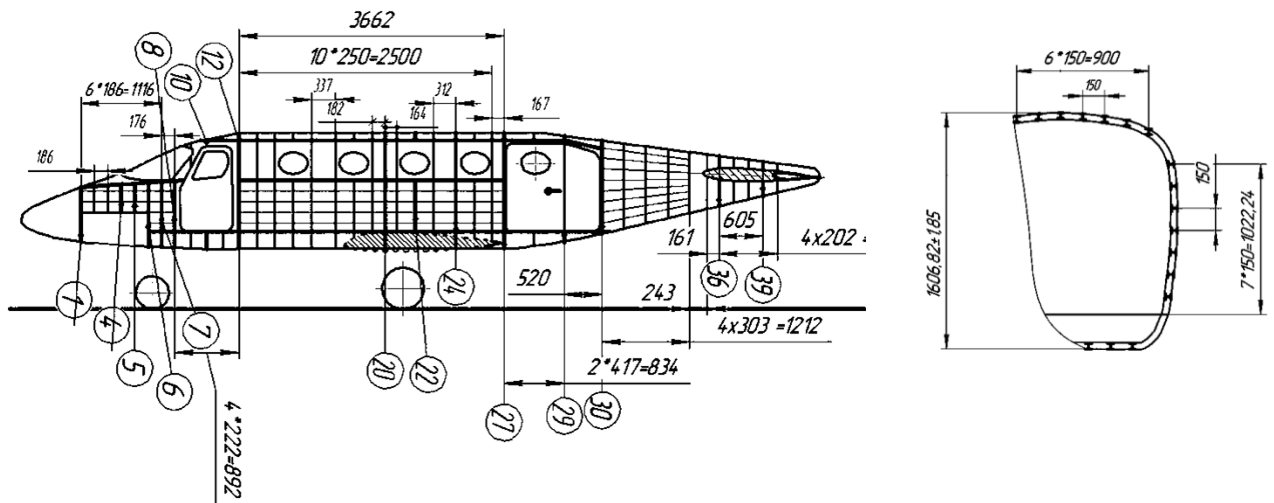


Рисунок 1.21 – Конструктивно-силова схема фюзеляжу

Конструктивно-силова схема оперення

При виборі конструктивно-силової схеми оперення враховуємо, що оперення класичне. КСС оперення багато в чому аналогічні КСС крила.

Горизонтальне оперення складається з стабілізатора і керма висоти. У двохлонжеронному стабілізаторі передній лонжерон розташований на відстані $0,15b$ від носка профілю, а задній – $0,55b$. Нерв'юри розміщуються по потоку з кроком 270 мм. Нерв'юри № 1, 5, 9. є силовими, оскільки до них кріпляться кермо висоти.

Рульова поверхня виконана за однолонжеронною схемою. Вертикальне оперення складається з кіля і керма напряду. У двухлонжеронному кілі передній лонжерон розташований на відстані $0,25b$ від носка профілю, а задній – $0,55b$. Нерв'юри розташовані перпендикулярно другому лонжерону з кроком 300 мм. Нерв'юри № 1, 2, 5, 8. є силовими, оскільки №1 входить до складу силового трикутника, а до решти кріпиться кермо напряду. Необхідна також посиленна бортова нерв'юра в місці перелому лонжеронів. Навантаження від лонжеронів передаються на посилені шпангоути. Рульова поверхня виконана за однолонжеронною схемою (див. рис.1.22).

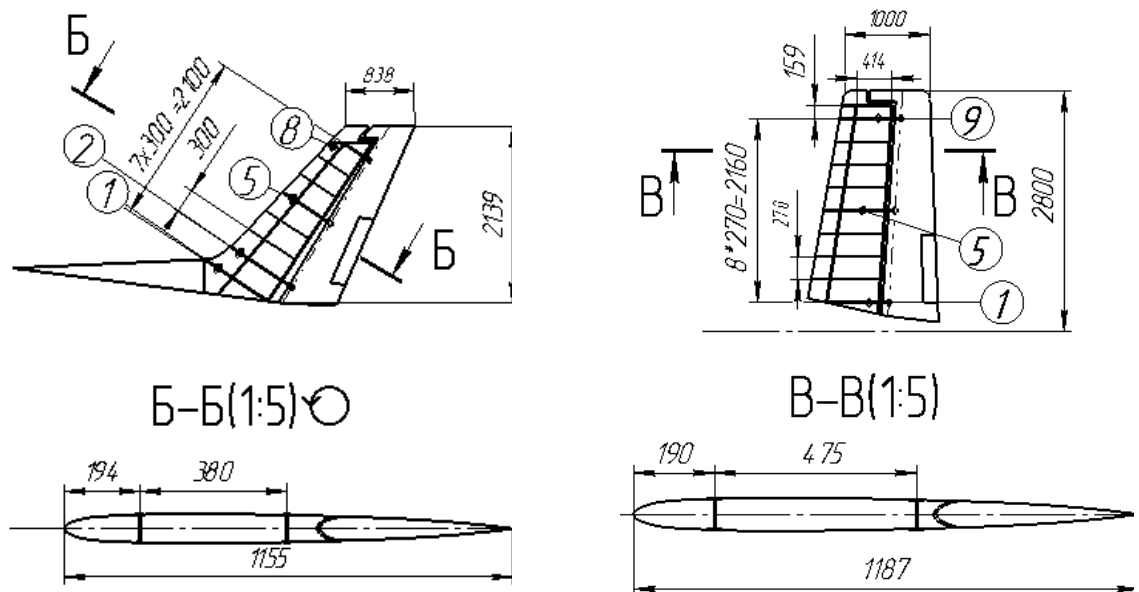


Рисунок 1.22 – Конструктивно-силова схема вертикального та горизонтального оперення

Конструктивно-силова схема шасі

Для даного легкого неманевреного літака обрано балочну з підкосом, роль підкоса часто виконує циліндр випуску-прибирання (ЦВУ).

Варіант компоувальної схеми шасі – трьохопорна з передньою опорою.

Ця схема забезпечує:

- відсутність небезпеки капотування на ліхтар;
- можливість ефективного гальмування коліс після посадки;
- спрощення пілотування (кут атаки зменшується і козлення виключається), шляхова стійкість при пробігу і розбігу.

Носова стійка прибирається в носову частину літака (проти потоку), а основна – в крило.

Носова стійка – полуричажна. Такий тип підвіски забезпечує кращу амортизацію переднього удару завдяки наявності важеля. Тут стійка також працює на N , Q , $M_{зг}$, $M_{кр}$. Крім того, зростає зусилля в амортизаторі P в порівнянні з навантаженням на колесо P_k (через наявність важеля) Це призводить до збільшення передаточного відношення, а, отже, зменшення потрібного для сприйняття енергії ходу S і габаритних розмірів амортизатора.

Основна стійка – телескопічна. Амортизаційна стійка працює на стиск N , зріз Q , вигин $M_{зг}$ і крутіння $M_{кр}$. Схема конструктивно проста у виготовленні, має менші габарити та вагу в порівнянні з важільною [27].

Підбір обладнання літака

Базовий набір пілотажно-навігаційного обладнання розміщеного на літаку створений на основі системи Garmin G1000 (рис. 1.23). Це інтегрована система авіоніки, використовується в літаках схожих типів. Ця система пропонує передові можливості навігації, управління польотом, широкий спектр можливостей для пілотів, забезпечуючи зручність, безпеку та ефективність польотів.



Рисунок 1.23 – Вигляд кабіни з комплексом Garmin-1000

Ось основні компоненти та характеристики комплексу Garmin G1000:

- *інтегровані дисплеї* – система оснащена двома інтегрованими багатофункціональними кольоровими дисплеями (PFD і MFD), які надають пілоту інформацію про політ, навігацію, двигуни, метеорологію та інші параметри.
- *навігація та карти* – система надає повноцінну навігаційну підтримку, включаючи GPS-навігацію, бази даних аеропортів та навігаційних точок, а також можливість відображення карток у реальному часі на екранах дисплеїв.
- *автопілот та автоматичні системи керування польотом* – система Garmin G1000 може інтегруватися з автопілотом та іншими автоматичними системами керування польотом, що дозволяє автоматизувати різні аспекти польоту, такі як утримання курсу, висоти та швидкості.
- *засоби зв'язку та обміну даними* – підтримуються різні засоби зв'язку, включаючи радіозв'язок, диспетчерський зв'язок, системи оповіщення про близькість інших повітряних суден (TCAS) та ADS-B для обміну даними про політ.

- *інтеграція з іншими системами* – є можливість інтегрування з іншими системами на борту літака, такими як системи контролю двигуна, системи аварійного оповіщення та моніторингу, забезпечуючи пілоту повну картину про стан літака та події, що відбуваються під час польоту.

Крім цього, у літаку наявне резервне та додаткове бортове обладнання. Усю номенклатуру представляють собою прилади представлені в таблиці 1.6.

Таблиця 1.6 – Номенклатура і кількість резервного обладнання

№	Найменування	Кільк.	Маса, кг
Пілотажно-навігаційне обладнання			
1	Блок контролю кренів БКК-18	1	2
2	Резервний авіагоризонт АГР-7	1	2
3	Барометричний малогабаритний висотомір ВБМ-2	1	1,5
4	Сигналізатор напруги живлення СНП	1	2,2
5	Термометр УТ-1М-П	1	1,5
6	Показчик швидкості-повторювач УС-П-ПБ	1	0,4
7	Приймач повітряного тиску ППД-1М	2	0,25
8	Інерційна курсовертикаль ГА-8	2	2,3
9	Дублер авіагоризонту ДА-30 ПБ	2	2
10	Авіаційні годинник ЧАМ	1	2
11	Індукційний компас КІ-13	1	6
12	Радіомагнітні індикатор РМІ-3	2	1
13	Автоматичний радіокомпас АРК-25	1	10
14	Радіовисотомір А-037	2	3
Радіозв'язкове обладнання			
15	Апаратура внутр. зв'язку і комутації «Лайнер-МВЛ»	1	1,5
16	Гарнітура ГСШ-А-18	2	0,5
17	Аварійна радіостанція Р-485 А1	1	10
Світлотехнічне обладнання			
18	Бортові аеронавігаційні вогні Бано-8 М	2	0,015
19	Хвостовий вогонь АНО-ЗБл	1	0,063
20	Світловий маяк МСЛ-ЗМ-2с	2	0,185
21	Аварійний світильник САО-1А	2	0,435
Протипожежне обладнання			
22	Датчики АД-155	3	0,1
23	Посилювач	1	1,2
Кисневе обладнання			
24	Блок БЦ-3-210 (балон У=2л, рраб.=21 МПа)	1	1,2
25	Блоки кисневого облад. МХР з масками СМ 10-05	17	0,65

1.1.9 Ув'язування форми агрегатів і основних силових елементів

Конструктивно-силові схеми агрегатів літака при їх стикуванні повинні бути взаємно ув'язані, тобто силові елементи крила, оперення, фюзеляжу, шасі повинні стикуватися в місці з'єднання агрегатів. У місцях вузлів стику лонжеронних КСС крила і оперення з фюзеляжем повинні бути встановлені посилені шпангоути. З'єднання частин агрегатів здійснюється також через їх силові елементи – лонжерони, стрингери, шпангоути, нервюри. Кріплення вузлів навішування елеронів, закрилків, передкрилків, інтерцепторів, повітряних гальмівних щитків, рулів та інше здійснюється на відповідні вузли на силових елементах конструкції планера літака.

Вирізи в конструкції планера не повинні порушувати цілісності силових елементів. Ілюмінатори пасажирських літаків слід розташовувати між шпангоутами; лонжерони крила та оперення стикуються з посиленими шпангоутами; вузли навішування опор шасі конструюють на силових елементах крила або фюзеляжу.

Силові елементи горизонтального і вертикального оперень необхідно пов'язати один з одним і силовими елементами фюзеляжу. Для зменшення маси, киль і стабілізатор кріпимо до одних і тих же силових шпангоутів фюзеляжу.

1.1.10 Стандартна специфікація літака, що проектується

В даному пункті наведені основні розділи стандартної специфікації в скороченому вигляді без схем і рисунків.

Розділ 1. Загальні положення.

1.1 Призначення специфікації і умови договору про продаж.

Специфікація на тип літака визначає основні вимоги до літаків, додається до Договору про продаж і є основним документом для здачі – приймання літака.

1.2 Якість роботи, матеріали, і технологія виготовлення.

При будівництві літака якість роботи, матеріали і технологія виготовлення відповідають вимогам діючих СНД авіаційних стандартів та іншої нормативно-технічної документації.

1.3 Методи контролю і випробувань.

Контроль і випробування в процесі виготовлення літака проводяться відповідно до діючої в СНД нормативно-технічної документації [1].

Розділ 2. Опис літака.

2.1 Загальні положення.

Літак являє собою низькоплан з прямим трапецієподібним крилом.

2.2 Тип та призначення літака.

Літак призначений для перевезення пасажирів їх багажу, пошти та вантажів на місцевих повітряних лініях з невеликими пасажиропотоками.

2.3 Тип та кількість двигунів.

На літаку встановлено два двигуни Continental GTSIO – 520 L, які розташовуються на центроплані.

2.4. Склад екіпажу.

Екіпаж складається з двох чоловік.

2.5. Зовнішнє покриття.

Покриття та захисна обробка зовнішніх поверхонь літака, його двигунів і вузлів виконується за діючими нормативами і забезпечує експлуатацію літака в різних кліматичних умовах.

Розділ 3. Характеристики

3.1 Розрахункові маси:

– злітна маса – 3573,5 кг;

– маса екіпажу – 160 кг;

3.2 Льотні характеристики:

– максимальна швидкість польоту, км / год – 440;

– крейсерська швидкість польоту, км / год – 400;

– крейсерська висота польоту, м – 5000;

– дальність, км – 2000.

3.3 Розміри і площі:

3.3.1 Крило:

- площа крила – 25,7 м²;
- розмах крила – 14,45 м;
- коренева хорда – 2,23 м;
- кінцева хорда – 1,57 м.

3.3.2 Фюзеляж:

- діаметр міделю – 1,58 м;
- довжина – 11,06 м.

3.3.3 Горизонтальне оперення:

- площа ГО – 7,27 м²;
- розмах ГО – 5,6 м;
- коренева хорда – 1,6 м;
- кінцева хорда – 1 м.

3.3.4 Вертикальне оперення:

- площа ВО – 3,9 м²;
- розмах ВО – 2,34 м;
- коренева хорда – 2,02 м;
- кінцева хорда – 0,85 м.

3.4 Відомості про двигун:

- тяга, кВт – 375 к.с. ;
- питома витрата палива – 0,692;

Габаритні розміри двигуна:

- довжина – 0,954 м.
- діаметр – 0,72 м;
- суха маса двигуна – 259,4 кг.

3.5 Ресурс.

Загальний технічний (розрахунковий ресурс) – не менше 40000 льотних годин [6].

Розділ 4. Конструкція планера

Зміст даного розділу докладно викладено в п.1.1.7 дипломного проєкту.

Розділ 5. Силова установка

5.1 Призначення і склад.

Силова установка складається з двох поршневих двигунів Continental GTSIO – 520 L, розташованих на центроплані, а також агрегатів, систем і пристроїв, що забезпечують їх надійну роботу в заданих умовах експлуатації.

5.2 Двигуни.

Continental GTSIO – 520 L шестициліндровий горизонтально-опозитний авіаційний двигун виробництва Teledyne Continental Motors. Кожен потужністю в 375 к.с. кожен, обладнаний функцією турбонаддува, що дозволяло літаку швидко розганятися до заданих швидкостей і здійснювати польоти на великих висотах без перегріву силової установки.

5.3 Рівні шуму.

Двигун за рівнем емісії відповідає вимогам ІКАО [27].

Розділ 6. Паливна система.

6.1 Призначення і склад.

Паливна система призначена для подачі палива двигунів. Паливні баки розташовані в консолях та на закінцівках крила, сприяють розвантаженню крила в польоті, тобто зменшенню згинального моменту. Розподіл паливних відсіків на групи рівного об'єму не потрібен, оскільки розміщення симетричне відносно осі літака. А витратні баки розміщуються у середніх частинах консолей поблизу двигунів, що забезпечує деяке зниження навантаження на крило, досить високу надійність і мінімальну довжину ліній вироблення палива.

6.2 Дренажна система.

Для потреб системи кондиціонування та охолодження у нижньому капоті зроблено пластиковий повітрязбірник, дефлектор якого направляє потоки для обдуву задніх циліндрів.

6.3 Система заправки.

Передбачено лише відкрита заправка, тобто заправлення зверху. Витратні баки, які розміщені у зовнішніх паливних відсіках, та додаткові баки, які розміщені на закінцівках крила, заправляються через заливні горловини. Відкрите заправлення використовується для зменшення маси паливної системи [2].

Розділ 7. Пожежне обладнання.

7.1 Заходи пожежної безпеки.

Для зменшення небезпеки виникнення і розповсюдження пожежі на літаку прийняті наступні заходи:

- компоновка агрегатів, систем і устаткування, що знижує можливість виникнення пожежі.
- застосування вогнестійких, негорючих, важкозаймистих матеріалів.
- установка пожежних перегородок,
- дренаж місць можливого скупчення палива, масла та інших горючих рідин.

7.2 Склад пожежного обладнання.

Системою виявлення пожежі на даному літаку є лінійні температурні сигналізатори зі змінним електричним опором/ ємністю [3].

Розділ 8. Система управління літаком.

8.1 Загальні відомості.

Система управління літаком включає в себе системи управління рулями, елеронами, закрилками, передкрилками, дефлекторами стабілізатора, інтерцепторами.

8.2 Управління елеронами і рулями.

Управління елеронами здійснюється вручну від штурвалів лівого і правого льотчиків. Механічна проводка – змішана, складається з тросової проводки, жорстких тяг і качалок.

Управління кермом висоти здійснюється вручну за допомогою механічної проводки від штурвальних колонок лівого і правого льотчиків або від системи автоматичного управління.

8.3 Системи управління закрилками, передкрилками, інтерцепторами і дефлекторами стабілізатора.

Внутрішні і кінцеві закрилки мають окремі системи управління і механічно розв'язані трансмісії з самозмащувальних підшипників ковзання. Кожен з закрилків відхиляється двома шарико-гвинтовими підйомниками.

Трансмісія, що з'єднує підйомники, приводиться в обертання високомоментним приводом, керування яким відбувається дистанційно [2].

Розділ 9. Кисневе устаткування

Кисневе обладнання складається з наступних компонентів:

- стаціонарного обладнання, що складається з стаціонарного балона, двох комплектів кисневого устаткування для членів екіпажу.
- переносних кисневих балонів КБ-2 з кисневим приладом КП-21 і димозахисних маскою;
- аварійних кисневих блоків пасажирів [1].

Розділ 10. Побутове та аварійно - рятувальне обладнання.

До складу побутового обладнання літака входить побутове обладнання кабіни екіпажу і пасажирської кабіни. Тобто крісла льотчиків, світлофільтри, світлозахисні шторки переднього скла і бічного скла ліхтаря, сейф, килимки.

Розділ 11. Транспортне обладнання.

Транспортні засоби літака призначені для забезпечення навантаження на літак, швартування і вивантаження вантажів і техніки, перевезення людей [27].

Крім того, в стандартну специфікацію входять такі розділи як:

- електротехнічне і світлотехнічне обладнання;
- обладнання;
- приладова дошка, пульти і т.д.;
- взаємозамінність;
- технічне обслуговування;
- додатки.

Розділ 12. Розроблення креслень та візуальної майстер-геометрії.

За допомогою програми КОМПАС-3D розроблено креслення загального вигляду літака та конструктивно-силового компоновання літака і представлено у додатку А.

За допомогою комп'ютерної інтегрованої системи SIEMENS NX розроблено тривимірну параметричну модель легкого літака.

Побудову тривимірної параметричної моделі ЛА здійснено, застосовуючи в сукупності методи аналітичної й нарисної геометрії, способи відображення об'єктів і вбудованих інструментів обміну даними, модулів Modelling, Assemblies, Drafting і технології WAVE.

Створення майстер-геометрії літака у комп'ютерній інтегрованій системі CAD\CAM\CAE здійснювалось на основі визначених його зовнішніх геометричних параметрів і креслення загального вигляду літака, одночасно з розробленням теоретичного креслення.

За початкові геометричні параметри, які формують теоретичний контур агрегатів легкого цивільного літака, приймалися значення:

- для крила: розмах, довжина кореневої та кінцевої хорд, стрілоподібність по передній кромці, кут встановлення крила, кут поперечного V крила, тип і координати профілю; розмах; хорди елементів механізації, органів керування та балансування;

- для фюзеляжу: довжина й кути відхилення носової та хвостової частин; загальна довжина, геометричні параметри та форма поперечного перерізу (висота, ширина, радіус заокруглення – для прямокутної форми);

- для горизонтального оперення: розмах, довжина кореневої та кінцевої хорд, стрілоподібність по передній кромці, кут встановлення ГО, кут поперечного V горизонтального оперення, тип та координати профілю; розмах і хорди руля висоти;

- для вертикального оперення: висота ВО, довжина кореневої та кінцевої хорд, стрілоподібність по передній кромці, тип і координати профілю; розмах і хорди руля напряду.

Майстер-геометрії агрегатів цивільного легкого літака являють собою набір поверхонь, побудованих у модулі Modelling за допомогою команд Through Curve Mesh, Ruled, Through Curves. Поверхні закінцівок і сегменти фюзеляжу виконано з використанням Section Surface [5].

В додатку А представлена загальна майстер-геометрія літака з крилом і органами керування, горизонтальним та вертикальним оперенням з рулями висоти та напряду відповідно, фюзеляжу, мотогондол двигунів із гвинтами.

1.2 Аналіз впливу змін проєктних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака

Для оцінки аеродинамічних характеристик літака, який проєктується літака скористаємося програмою, розробленою на кафедрі 101. Результати розрахунків представлені в додатку Б.

1.2.1 Визначення лобового опору літака, який проєктується

Лобовий опір літака виникає в результаті дії на кожен елемент обтічної поверхні дотичних і нормальних складових аеродинамічних сил.

Коефіцієнт лобового опору можна представити у вигляді:

$$C_{XA} = C_{X_0} + C_{X_i}, \quad (1.32)$$

де C_{X_0} - коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі ($C_{y_a} = 0$);

C_{X_i} - коефіцієнт індуктивного опору.

За допомогою статистичних даних будуюмо графіки залежностей аеродинамічних характеристик літака від чисел Маха ($M = 0,04; 0,08; 0,12; 0,16; 0,2; 0,24; 0,28; 0,3; 0,36; 0,4$) та для розрахункових висот H ($H = 0$ м; 1000 м; 4000 м; 7000 м).

Перше невідоме у формулі 1.33 визначають як:

$$C_{X_0} = C_{X_P} + C_{X_B} + \sum \Delta C_X, \quad (1.33)$$

де C_{X_P} , C_{X_B} - коефіцієнти профільного і хвильового опору;

ΔC_x - коефіцієнт опорів від різних місцевих джерел [4].

При дозвукових швидкостях польоту хвильовий опір відсутній $C_{x_B} = 0$.

Результати розрахунку зображені на рисунку 1.24.

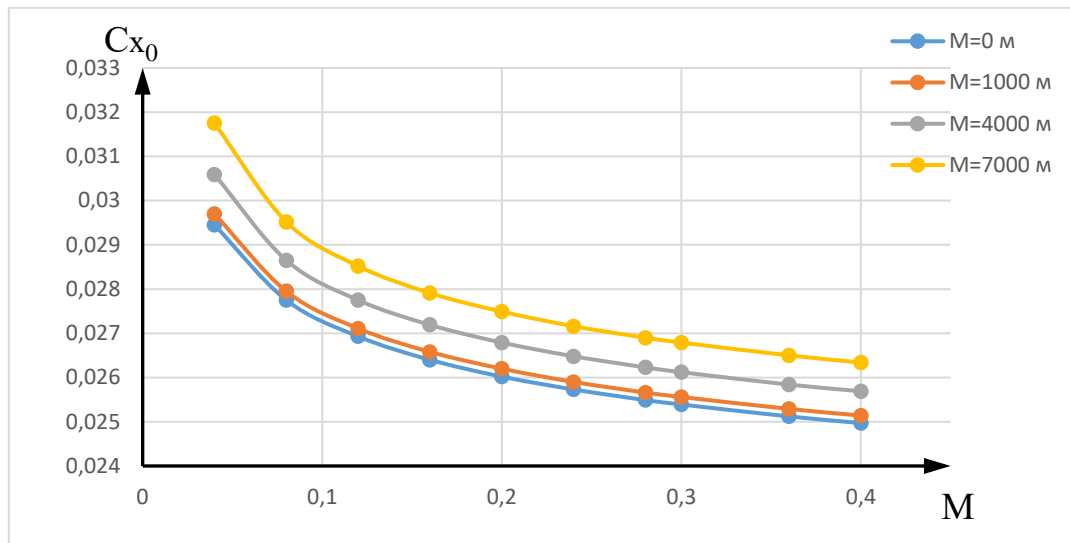


Рисунок 1.24 – Залежність коефіцієнта лобового опору при нульовій підйомній силі від чисел Маха та заданих висот

1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака

Підйомна сила літального апарату створюється крилом, корпусом та горизонтальним оперенням. Коефіцієнт підйомної сили літака залежить від його компонування та числа Маха. Оскільки найбільший внесок у створення підйомної сили літака вносить крило, коефіцієнт підйомної сили літака визначається в основному формою крила.

Залежність коефіцієнта підйомної сили літака від кута атаки, як і для крила, при малих і помірних кутах атаки залишається практично лінійною, незважаючи на те, що для корпусу лінійність порушується вже при малих кутах атаки (рис.1.25).

Даний графік також демонструє при яких кутах спостерігається найвигідніша підйомна сила, нульова підйомна сила та максимальна.

Усі ці дані та відповідні їм кути зображені на графіку нижче.

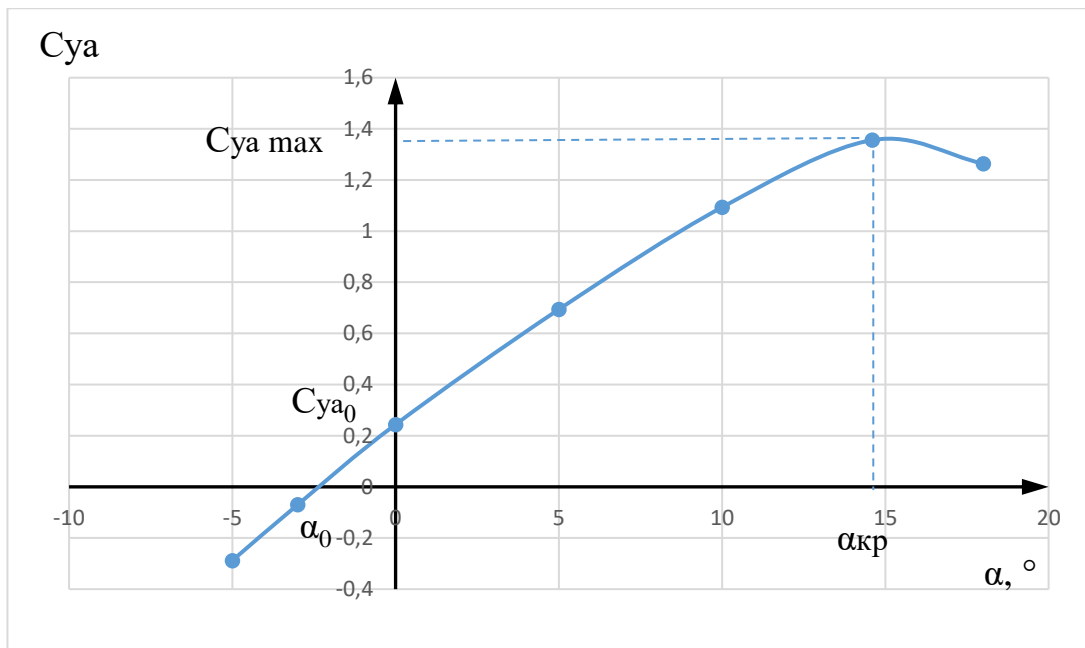


Рисунок 1.25 – Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

Найвигідніший коефіцієнт підйомної сили визначає, при якому режимі польоту реалізується потенціал літального апарату за дальністю та тривалістю польоту.

Графік будувався в діапазоні чисел Маха та висот, при яких літак може здійснювати свій політ. Результати зображені на рис. 1.26.

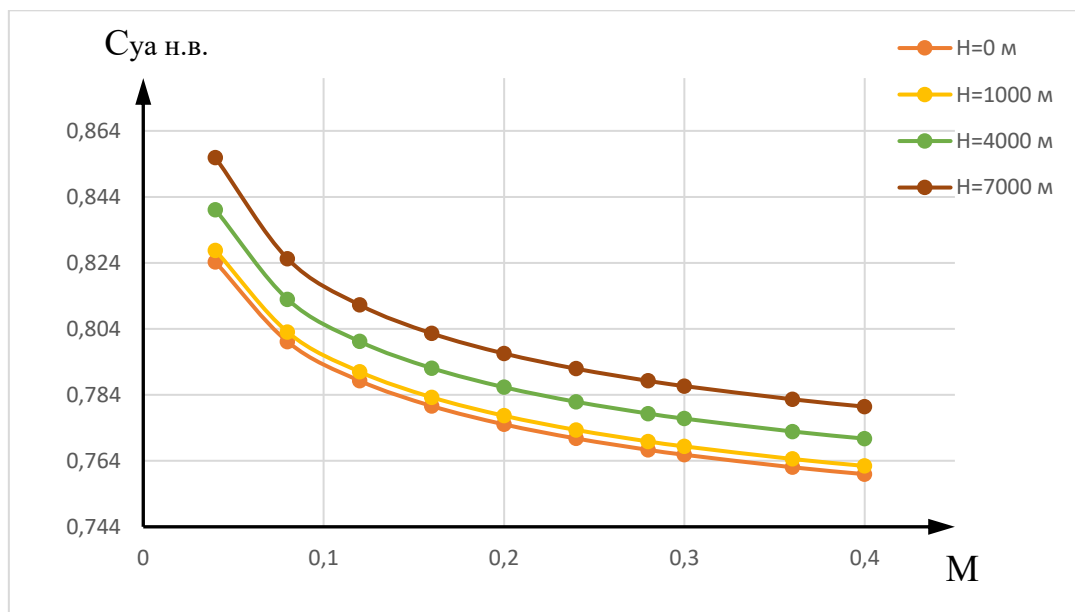


Рисунок 1.26 – Залежність найвигіднішого коефіцієнта підйомної сили від чисел Маха та заданих висот польоту

Однією з найважливіших аеродинамічних характеристик, що визначають силову взаємодію літального апарату або його частин з повітряним потоком, є поляр.

У практиці найчастіше використовується поляр першого роду, яка є залежністю, що зв'язує коефіцієнти підйомної сили і лобового опору. Сама назва полярі пояснюється тим, що при однаковому масштабі коефіцієнтів цю криву можна представити, як годограф вектору коефіцієнта повної аеродинамічної сили на різних кутах атаки, побудованого в полярних координатах [4].

Поляр визначається експериментально в аеродинамічних трубах або за допомогою розрахунків, що виконуються найчастіше в межах безвідривного обтікання літака або його частин (рис. 1.27).

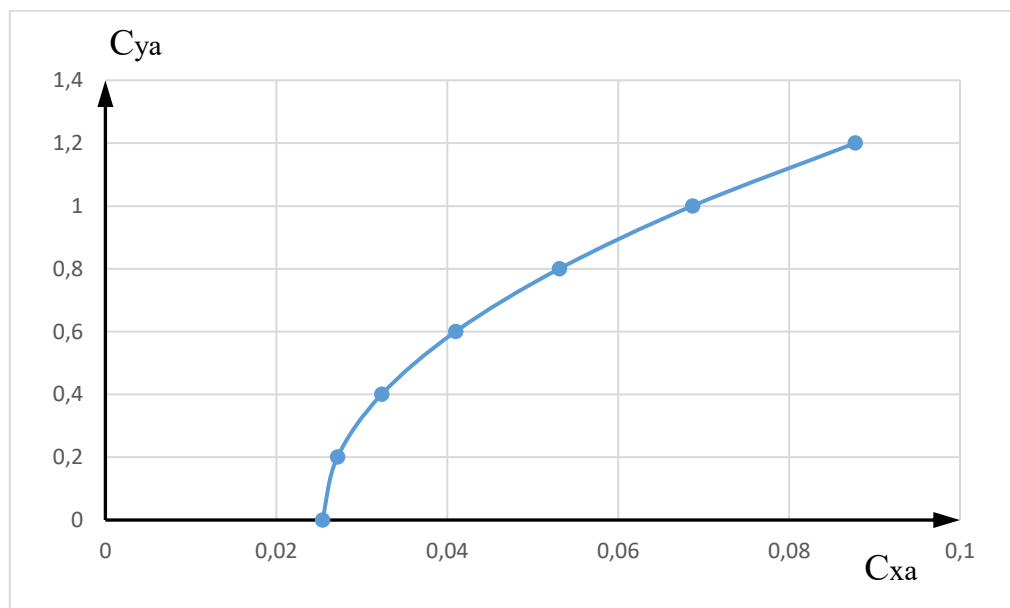


Рисунок 1.27 – Поляр літака першого роду

Аеродинамічна якість літального апарату дорівнює відношенню підйомної сили до сили лобового опору або їх коефіцієнтів. Цей коефіцієнт характеризує аеродинамічну досконалість літального апарату.

Визначається за формулою:

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}, \quad (1.34)$$

Коефіцієнт максимальної якості характеризує потенційні можливості літального апарату за дальністю та тривалістю польоту. Результати зображені на рис. 1.28.

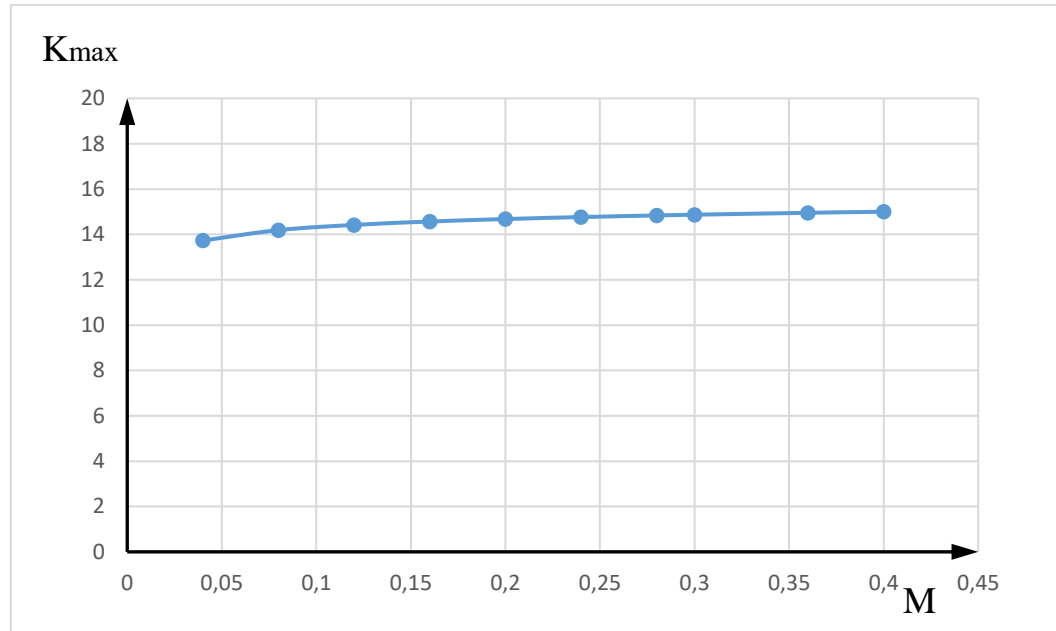


Рисунок 1.28 – Залежність максимальної якості від чисел Маха при крейсерській висоті польоту

Способи збільшення аеродинамічної якості:

- зменшувати опір тертя;
- збільшувати несучі властивості літального апарату;
- зменшувати хвильовий опір (для даного літального апарату і заданих діапазонів швидкостей він майже відсутній);
- зменшувати опір виступаючих частин та опір інтерференції;
- забезпечувати більш повну реалізацію сили, що підсмоктує, з метою зменшення коефіцієнта відвалу поляри.

1.2.3 Поздовжній момент і розташування аеродинамічного фокуса літака

Аеродинамічний момент тангажа M і його коефіцієнт в цілому визначаються в основному аеродинамічними силами, що діють на крило,

горизонтальне оперення, фюзеляж, мотогондולי двигунів силової установки, зовнішні підвіски. Певний вплив на коефіцієнт моменту тангажа надають інтерференція між частинами літального апарату та його силової установки.

У загальному випадку як у крила, так і у літака в цілому при нульовій підйомній силі момент тангажа та його коефіцієнт можуть бути не рівними нулю. Наприклад, крило за наявності крутки або кривизни профілів може мати при куті атаки α_0 такий розподіл навантаження по хорді, що виникатиме пара сил, що створює момент тангажа при нульовій підйомній силі. Цьому моменту буде відповідати коефіцієнт моменту тангажа при нульовій підйомній силі m_{z0} [4].

У літака наявність величини m_{z0} пояснюється і іншими причинами, наприклад тим, що вектор результуючої аеродинамічної сили планера не проходить через центр приведення моментів (центр мас літака).

Величина m_{z0} визначає стійкість і керованість літака і залежить від його компонування, числа Маху, а також від точки приведених моментів (рис.1.29).

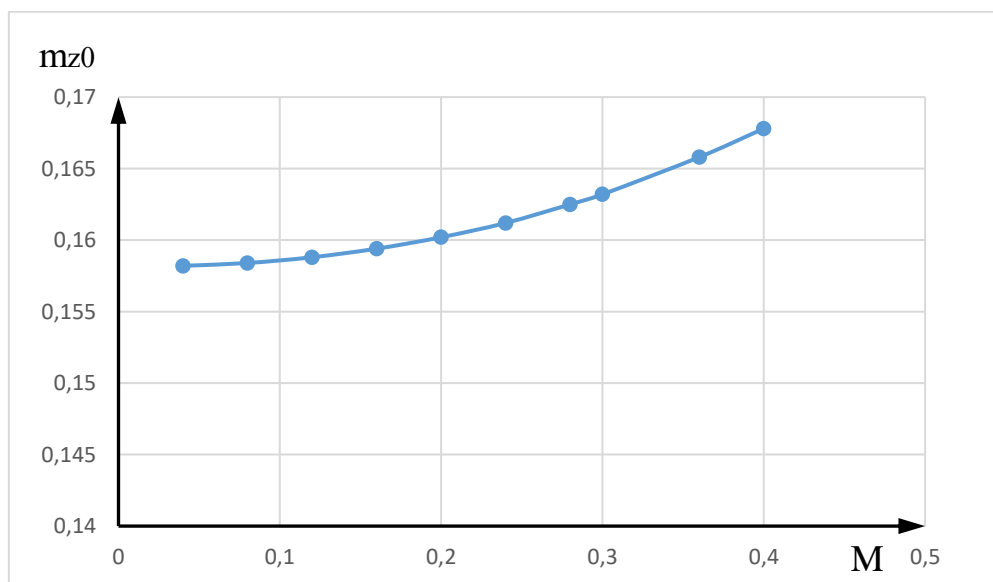


Рисунок 1.29 – Залежність коефіцієнту моменту тангажа від чисел Маха

Але починаючи з деяких кутів атаки лінійна залежність порушується. Причинами виникнення цього є зрив потоку з несучих поверхонь і скіс потоку в районі горизонтального оперення.

Аеродинамічний фокус – так називають точку, розташовану на лінії перетину площини OXZ з площиною симетрії літального апарату, відносно якої момент тангажа залишається постійним при малих змінах кута атаки. Інакше її можна представити, як точку на повздовжній осі крила літака, в якій прикладено збільшення підйомної сили, викликане малою зміною кута атаки. Загалом нормальна сила прикладена в центрі тиску.

Безрозмірна координата положення фокусу щодо носка хорди (CAx крила), визначається як:

$$\bar{X}_f = \frac{x_F}{b_A}, \quad (1.35)$$

Розрахунки наведені на графіку нижче (рис. 1.30).

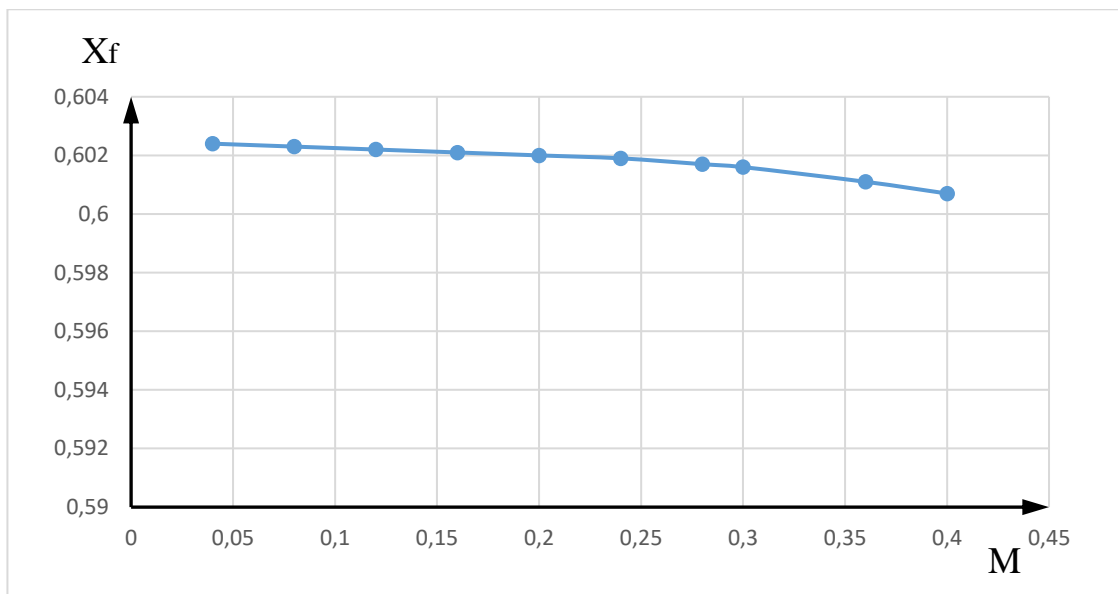


Рисунок 1.30 – Залежність положення фокуса літака від чисел Маха

Координату фокусу літального апарату по куту атаки, виміряну від центру мас, можна визначити з умови рівності моменту тангажа літального апарата і суми моментів тангажа частин літального апарату з урахуванням інтерференції між ними [4].

1.3 Інтегроване проєктування й комп'ютерне моделювання крила літака

1.3.1 Розробка майстер-геометрії крила

Початковими даними для побудови параметричної моделі майстер-геометрії крила літака є:

1. розмах крила $l = 14450$ мм;
2. коренева та кінцева хорда $b_0 = 1990$ мм і $b_k = 1570$ мм;
3. дійсні коренева та кінцева хорди, мм;
4. кут встановлення крила у кореневому і у кінцевому перерізі $\alpha_0 = 0,5^\circ$,
5. кут стрілоподібності за передньою кромкою величина зміщення кінцевої хорди відносно кореневої хорди $\chi_{LE} = 0^\circ$;
6. тип профілю та їх координати NACA 23012.

Побудуємо модель майстер-геометрії, яка є зовнішнім виглядом моделі представленої набором поверхонь нульової кривизни. Спочатку створимо електронну таблицю Expression с даними обраних корневих і кінцевих профілів крила (рис. 1.31).

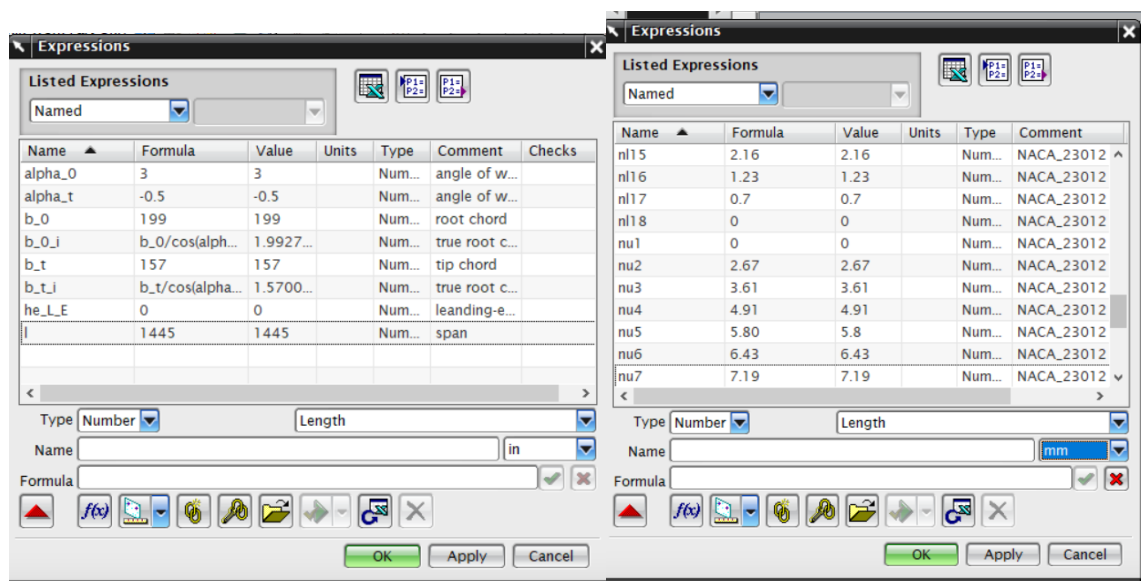


Рисунок 1.31 – Введення імен параметрів і виразів у вікні Expressions

Далі створюємо ескіз крила в плані (рис. 1.32) і ескізи кореневого і кінцевого профілів крила (рис. 1.33).

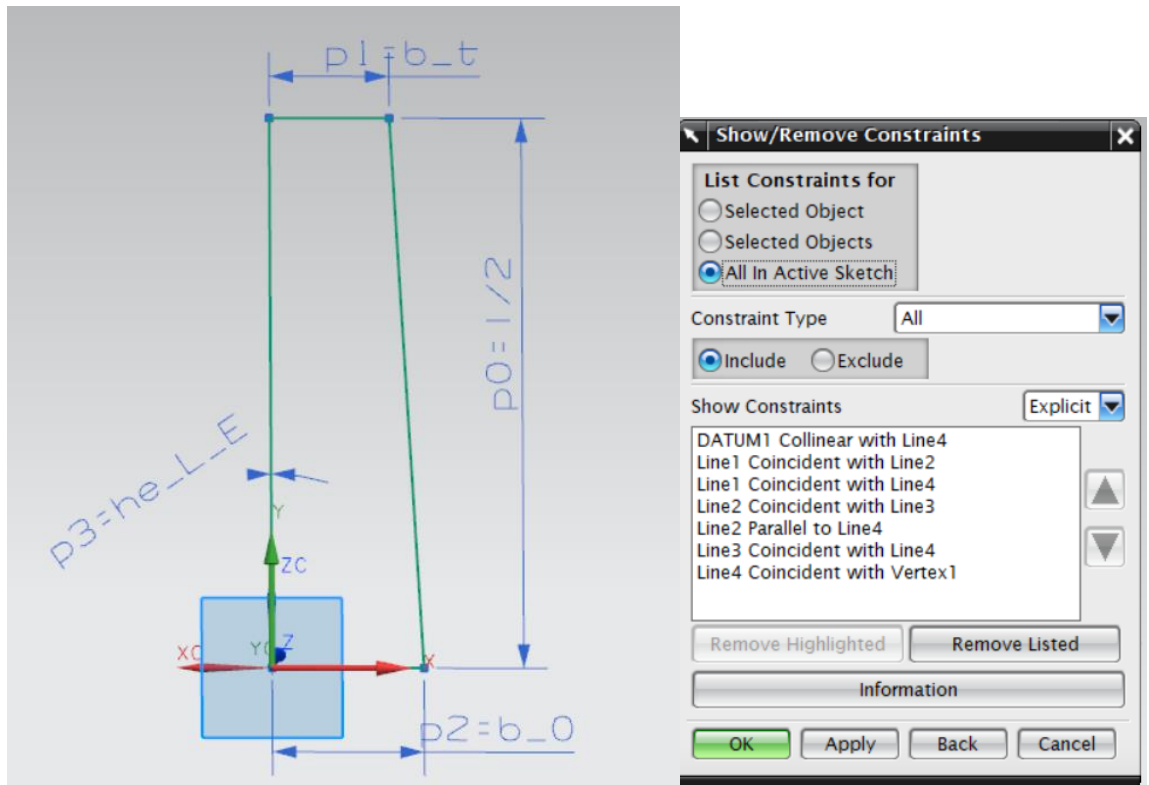


Рисунок 1.32 – Обмеження ескізу крила в плані за допомогою Constraints і Dimensions

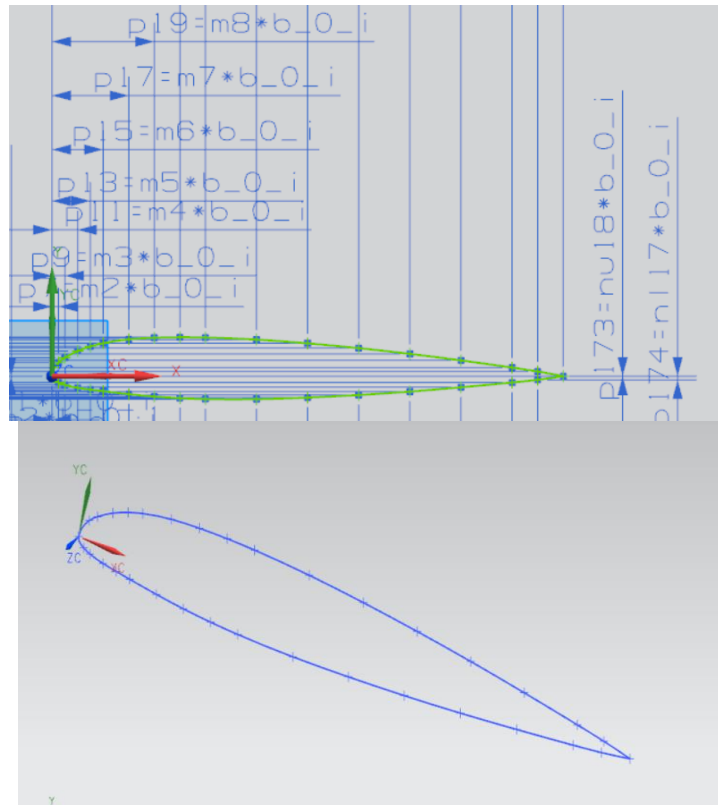


Рисунок 1.33 – Побудова профілів крила

Далі будуюмо поверхню крила. Комп'ютерна модель крила виконана у програмі Siemens NX [12] (рис. 1.34).

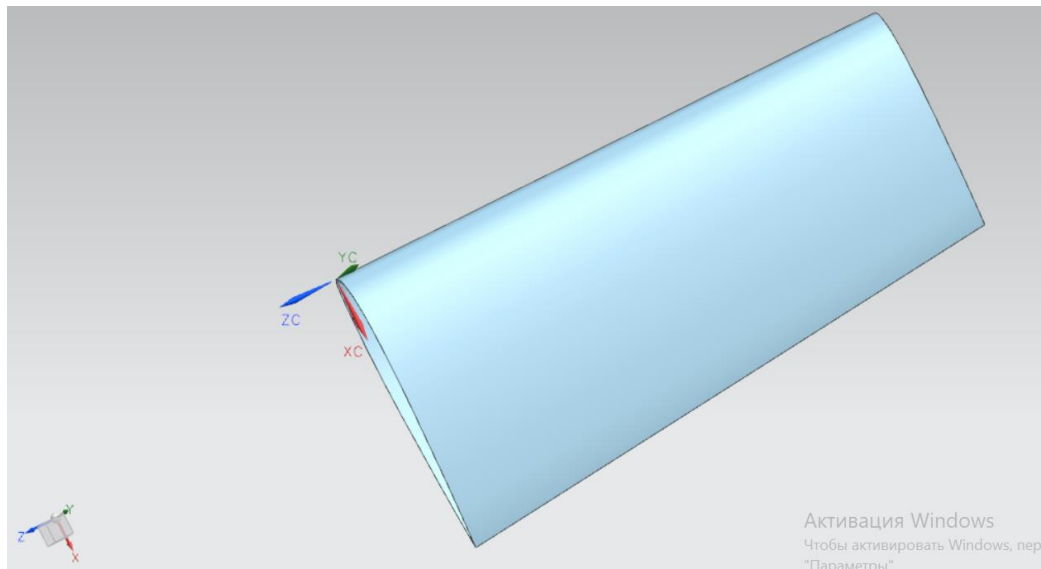


Рисунок 1.34 – Майстер-геометрія крила

1.3.2 Визначення навантажень, що діють на крило

Розрахунок навантажень регламентований розрахунковими випадками НЛПЛ. У польоті на крило літака діють поверхневі сили та масові сили (вага конструкції крила, агрегатів, палива та інерційні сили при виконанні маневрів). Розрахунок навантажень зводиться до виконання наступних етапів:

- розрахунок розподілу аеродинамічного навантаження вздовж розмаху та хорди крила;
- розрахунок розподілу масових навантажень вздовж крила;
- розрахунок поперечних сил, згинальних моментів по розмаху крила.

Погонне повітряне навантаження розраховується через рівнодіючу повітряного навантаження і відносну циркуляцію за формулою :

$$q_y^B(z) = 1,05 \cdot \frac{M_{\text{сам}} \cdot g \cdot n_y^3}{L_{\text{кр}} - L_{\text{ц}}} \cdot \Gamma(\bar{z}), \quad (1.35)$$

де $\Gamma(\bar{z})$ – відносна циркуляція; коефіцієнт 1,05 приблизно враховує величину навантаження балансування на горизонтальне оперення відповідно до додатка к FAR.23.

В наближених розрахунках погонне навантаження масових сил крила розраховується за формулою [29]:

$$q_y^{\text{кр}}(z) = \frac{n_y^3 \cdot G_{\text{кр}}}{S_{\text{кр}}} \cdot b(z), \quad (1.37)$$

де $S_{кр}$ – площа крила, м²; $G_{кр} = M_{кр} \cdot g$ – вага крила, Н; $b(z)$ – хорда крила в перерізі.

Літак, який проектується має паливні баки в ВЧК та навісні паливні баки, які розміщені на закінцівках крила. Відповідно до АП-23, п. 343 дозволено провести розрахунок, коли в ВЧК запас палива складає 50% , а навісні баки порожні [1].

Оскільки відбувається витрата палива, розподілене навантаження від ваги палива розраховується за формулами:

$$q_{y2}^П = \frac{2 \cdot n_y^3 \cdot G_T}{l_\delta \cdot \left(1 + \frac{b_{\delta 1}}{b_{\delta 2}}\right)}; \quad q_{y1}^П = \frac{b_{\delta 1}}{b_{\delta 2}} \cdot q_{y2}^T, \quad (1.38)$$

де l_δ – довжина паливного бака, м; $b_{\delta 1}$ и $b_{\delta 2}$ – ширина кінця та початку паливного баку відповідно, м.

Оскільки $b_{\delta 1}$ и $b_{\delta 2}$ залежать від розташування лонжеронів, а відстань між ними визначається як 45% від хорди крила, то:

$$\begin{aligned} b_{\delta 1} &= 0,45 \cdot b(\bar{z} = \bar{z}_1); \\ b_{\delta 2} &= 0,45 \cdot b(\bar{z} = \bar{z}_2). \end{aligned} \quad (1.39)$$

Для визначення положення початку та кінця паливного баку у відносних координатах використовуються залежності:

$$\bar{z}_1 = \frac{z_1 - \frac{L_{Ц}}{2}}{L_{конс}}; \quad \bar{z}_2 = \frac{z_2 - \frac{L_{Ц}}{2}}{L_{конс}}. \quad (1.40)$$

Сумарне погонне навантаження на крило, яке діє в напрямленні осі «у» розраховується за формулою [29]:

$$q_y^\Sigma(z) = q_y^B(z) - q_y^{KP}(z) - q_y^T(z). \quad (1.41)$$

Підставляються числові значення і проводяться розрахунки за формулами 1.39 – 1.44, отримані данні представимо у вигляді епюр на рисунку 1.35.

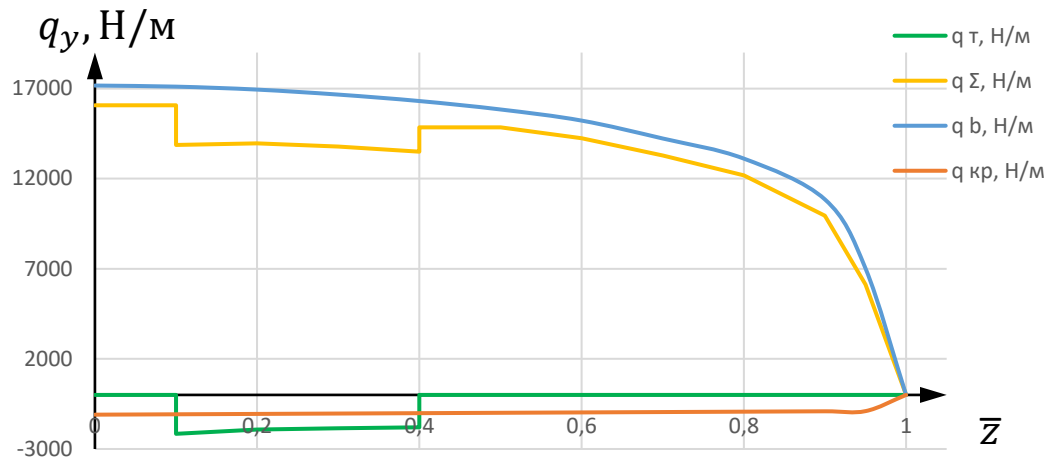


Рисунок 1.35 – Епюри розподілу погонних навантажень уздовж консолі крила

Оскільки на ВЧК знаходяться навісні паливні баки, то потрібно виконати корегування значень сил та моментів з їх урахуванням. В польоті маса цих агрегатів змінюється, і чим менша вона стає, тим більше навантаження сприймає крило (так як їх основне функціональне призначення – розвантаження крила та зменшення згинальних моментів).

Тому в даній роботі розглянуто варіант, коли навісні баки порожні, а наявний лише навігаційний запас палива, що дозволено АП-23, п. 343. У даному літаку навігаційний запас розрахований на 45 хв. польоту і знаходиться у баках в ВЧК. Отже, початковий розрахунок з порожніми навісними баками демонструє максимальні значення поперечних сил та моментів [1].

При визначенні закону розподілення сил та згинальних моментів по довжині крила або консолі крила, спочатку знаходяться функції $Q_y(z)$ і $M_x(z)$ від впливу розподіленого навантаження $q_y^z(z)$. Для цього обчислюються наступні інтеграли:

$$Q(z) = \int_0^z q_y^z(z) dz - \sum n_y^3 \cdot G_{арп i}; \quad M(z) = \int_0^z Q(z) dz, \quad (1.42)$$

Результати представимо на графіку рис. 1.36 – 1.37

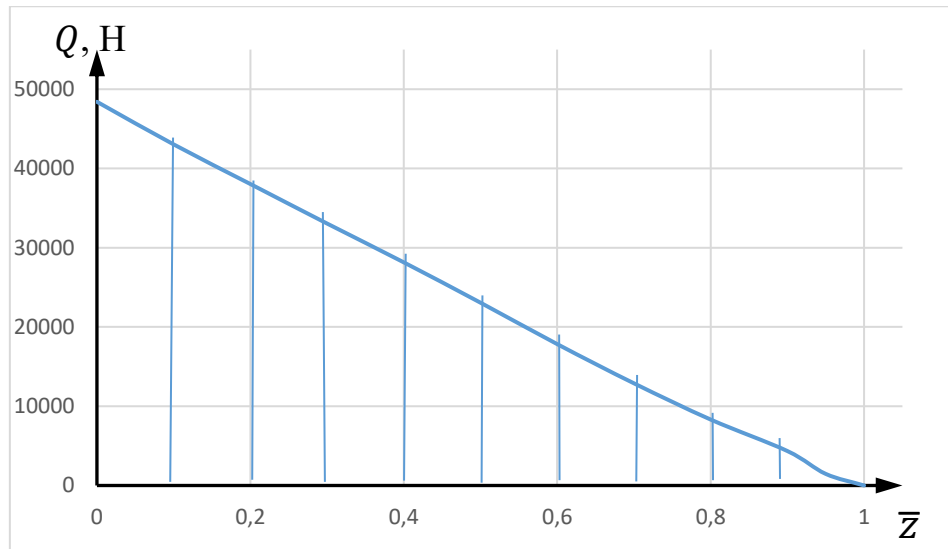


Рисунок 1.36 – Епюра перерізуючих сил уздовж консолі крила

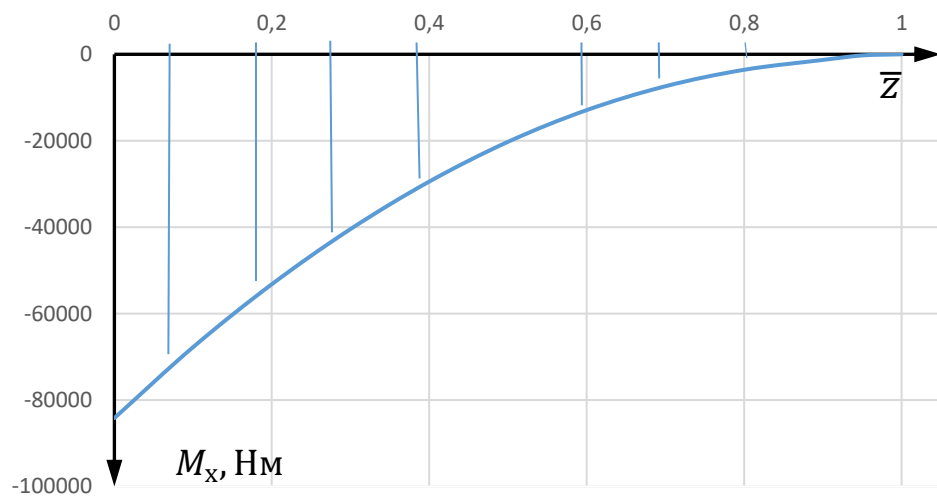


Рисунок 1.37 – Епюра згинальних моментів уздовж консолі крила

Епюра приведених крутних моментів $M_{кр}(z)$ (рис. 1.37) визначається інтегруванням епюри погонних приведених моментів або за допомогою наступних залежностей:

$$M_{кр}(z) = \int_0^z m_z(z) \cdot dz , \quad (1.43)$$

Тоді погонний приведений момент (рис.1.38) в перерізі крила визначається за формулою:

$$m_z(z) = q_y^B(z) \cdot a_B(z) - q_y^{кр}(z) \cdot a_{кр}(z) - q_y^T(z) \cdot a_T(z) , \quad (1.44)$$

де $a_B(z)$, $a_{кр}(z)$, $a_T(z)$ - відстані від вісі приведення до точок прикладення навантаження [29].

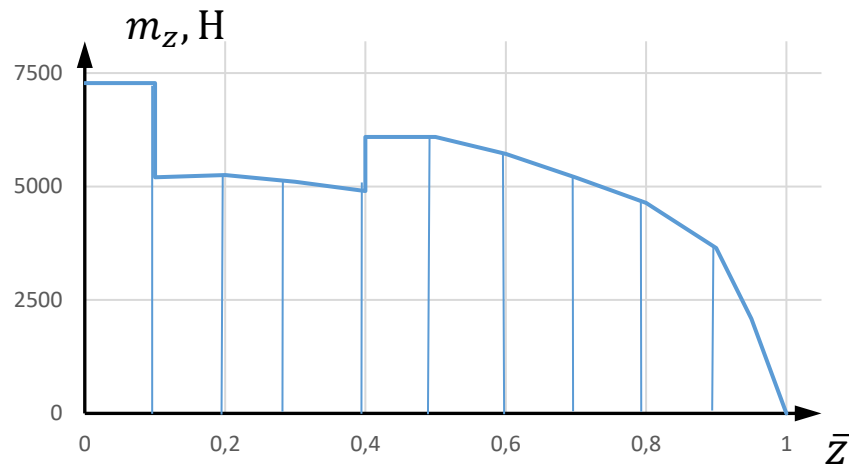


Рисунок 1.38 – Епюра приведених погонних моментів уздовж консолі

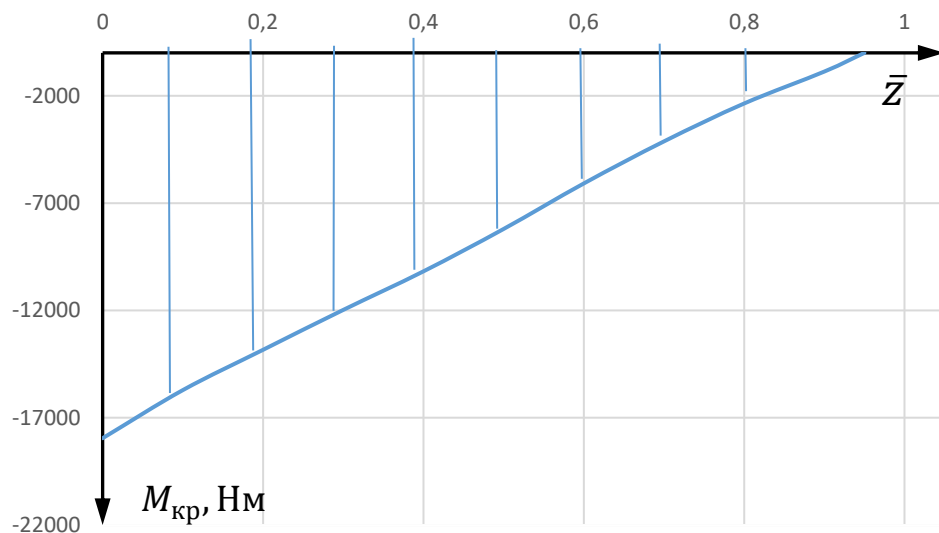


Рисунок 1.39 – Епюра приведених крутильних моментів уздовж консолі

1.3.3 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силового елемента крила в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу

Конструктивно-силовий елемент крила - це лонжерон, збірна тонкостінна балка, регулярна частина якої складається з поясів і стінки. По масі лонжерони складають від 25 до 50% маси крила.

За величиною M/H^3 вибирається конструкційний матеріал.

Так як $M/H^3 < 100$ МПа тому слід орієнтуватися на використання дюралюмінієві сплави, зараз найчастіше – це матеріал Д16Т з наступними характеристиками:

Модуль нормальної пружності $E = 72000$ МПа;

Границя міцності $\sigma_B = 435$ МПа;

Границя текучості $\sigma_{0,2} = 280$ МПа;

Границя пропорційності $\sigma_{пц} = 190$ МПа;

Густина $\rho = 2780$ кг/м³.

Заданий ресурс визначається рівнем розрахункових напружень. Величини розрахункових напружень в поясах лонжеронів для ресурсу в 40000 польотів [28] рівні:

- для верхнього пояса $\sigma_p^B = 306$ МПа;

- для нижнього пояса $\sigma_p^H = 255$ МПа.

Розрахунок лонжерона проведено в місці стику ВЧК і центроплана. Майстер-геометрія розроблюваної частини лонжерона крила спроектована за допомогою програми SIEMENS NX [20] і представлена на рисунку 1.40.

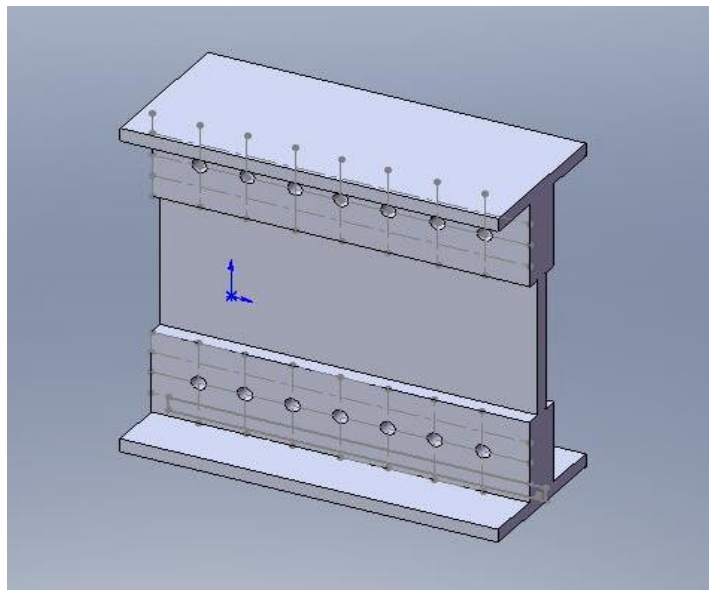


Рисунок 1.40 – Майстер-геометрія частини лонжерона крила

Якщо припустити, що аеродинамічне навантаження і маса конструкції крила розподілені рівномірно по його площі, то можна використовувати такі формули для визначення поперечної сили Q_Σ та згинального моменту M_Σ в розрахункових перерізах крила:

$$Q_\Sigma = n^3 \cdot f \cdot \left(\frac{S_{отс}}{S} \cdot (m_0 - m_{кр}) \cdot g - \Sigma m_i \cdot g \right); \quad (1.45)$$

$$M_\Sigma = n^3 \cdot f \cdot \left(\frac{S_{отс}}{S} \cdot (m_0 - m_{кр}) \cdot g \cdot z_{отс} - \Sigma m_i \cdot g \cdot z_i \right), \quad (1.46)$$

Поперечна сила сприймається стінками лонжеронів і розподіляється між ними пропорційно згинальній жорсткості лонжеронів. У дволонжеронному крилі поперечні сили, що сприймаються переднім і заднім лонжеронами можуть бути розраховані за формулами:

$$Q_1 = Q_{\Sigma} \cdot \frac{H_1^2}{H_1^2 + H_2^2}; \quad Q_2 = Q_{\Sigma} \cdot \frac{H_2^2}{H_1^2 + H_2^2}, \quad (1.47)$$

де H_1 і H_2 – будівельні висоти першого і другого лонжеронів відповідно.

Згинальний момент розподіляється між лонжеронами пропорційно їхньої згинальної жорсткості. Оскільки обшивка не працює, то $\chi = 0$ і згинальний момент може повністю сприйматися лонжеронами, а для розрахунку застосовуються формули:

$$M_1 = M_{\Sigma} \cdot \frac{H_1^2}{H_1^2 + H_2^2}; \quad M_2 = M_{\Sigma} \cdot \frac{H_2^2}{H_1^2 + H_2^2}, \quad (1.48)$$

Проектувальний розрахунок буде проведено для верхнього й нижнього пояса лонжерона за критерієм мінімальної маси з урахуванням заданого ресурсу [28].

Для двотаврового поперечного перерізу лонжерона, відношення δ/H можна визначити з умови міцності для трьох розрахункових перерізів за виразом:

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = - \frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 \cdot \frac{b}{\delta}}, \quad (1.49)$$

Товщина пояса та половина ширини пояса визначається за формулою:

$$\delta = \frac{\delta}{H} \cdot H_{1(2)}; \quad b = \delta \cdot \left(\frac{b}{\delta}\right)_{B(H)}, \quad (1.50)$$

Підставляються числові значення величин у вираз 1.50 і проводиться розрахунок δ і b :

Розрахунок в перерізі для нижнього і верхнього пояса відповідно:

$$\delta = 0,0325 \cdot H_1 = 7,56 \text{ мм}; \quad \delta = 0,033 \cdot H_1 = 7,67 \text{ мм};$$

$$b = \delta \cdot 8 = 7,56 \cdot 8 = 60,48 \text{ мм}; \quad b = \delta \cdot 6,6 = 7,67 \cdot 6,6 = 50,65 \text{ мм}.$$

Оскільки до пояса лонжерона необхідно прикріпити обшивку крила і стінку лонжерона, то, для цього, створюють спеціальні «лапки». Товщину «лапок» δ_l з конструктивно-технологічних міркувань призначають рівною від 1,5 до 2 товщини обшивки або стінки.

Додатково необхідно перевірити отримані значення розмірів «лапок» на відповідність умовам міцності, жорсткості і технологічності.

Для виконання умови технологічності лапка повинна бути більше або дорівнювати 3 мм, тобто, $\delta_l \geq 3$ мм для дюралюмінієвих сплавів. Тоді $\delta_l = 3$ мм.

Оскільки обшивка, з того ж матеріалу, що й пояса лонжерона, тобто з Д16Т, то умова міцності виконується автоматично:

$$\sigma_{вп} * \delta_l \geq \sigma_{во} * \delta_0, \quad (1.51)$$

де $\sigma_{во}$ – границя міцності матеріалу обшивки; $\sigma_{вп}$ – границя міцності матеріалу пояса; δ_0 – товщина обшивки.

Підставляються числові значення величин у вираз 1.51 для перевірки умови:

$$435 * (1,5 - 2) \cdot \delta_0 \geq 435 * \delta_0.$$

Для виконання умови жорсткості:

$$\left(\frac{\delta}{\delta_l}\right)^2 \geq 6 \dots 8, \quad (1.52)$$

Підставляються числові значення величин у вираз 1.52 для перевірки умови в розрахунковому перерізі:

$$\text{Нижній пояс: } \left(\frac{7,56}{3}\right)^2 = 6,35 \geq 6 \dots 8;$$

$$\text{Верхній пояс: } \left(\frac{7,67}{3}\right)^2 = 6,54 \geq 6 \dots 8.$$

Усі умови виконуються, значить товщина «лапки» обрана задовільно.

Проектування стінки та стійок лонжерона за критерієм мінімальної маси

Необхідно визначити місце розташування центрів тяжіння верхнього та нижнього поясів, так як відстань між ними визначить ефективну висоту балки

$h_{эф}$ (рис 1.41), яку можливо визначити за формулою:

$$h_{эф} = H - \left(\frac{\delta_B}{2} + \frac{\delta_H}{2} \right), \quad (1.53)$$

Підставляються числові значення величин у вираз 1.53 і проводиться розрахунок $h_{эф}$:

$$h_{эф} = 232,6 - \left(\frac{7,56}{2} + \frac{7,67}{2} \right) = 224,94 \text{ мм};$$

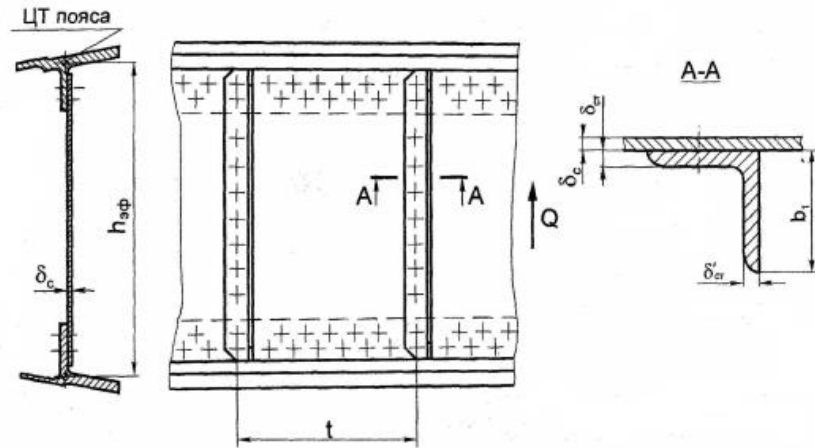


Рисунок 1.41 – Конструктивна схема стінки лонжерона

Підставляються числові значення і визначається параметр навантаження на балку $\sqrt{Q}/h_{эф}$ для розрахункового перерізу:

$$\sqrt{Q}/h_{эф} = \sqrt{28081,5/0,2249} = 745 \sqrt{\text{Н/м}}.$$

У разі рівномірної конструкції (стінка та пояси руйнуються одночасно), тоді можемо знайти τ_{II} при даних навантаженнях.

На основі відношення $h_{эф}/\delta_{факт}$ можна визначити мінімальну потрібну товщину стінки в перерізі:

$$\delta_{факт} = \frac{h_{эф}}{300} = \frac{0,2249}{300} = 0,75 \text{ мм}.$$

Зауважимо, що листи з матеріалу Д16Т, які використовуються для виготовлення стінок, випускають з мінусовими допусками. Оскільки в літакобудуванні використовуються листи товщиною не менше 0,8 мм, то відповідно до ОСТ 1 90070-92 обрано лист з номінальною товщиною $\delta_c = 0,8$ мм (в сторону збільшення значення) [28].

З відношення $t/h_{эф}$ визначається оптимальний крок стійок:

$$t = 0,22 \cdot h_{\text{эф}} = 0,22 \cdot 224,9 = 49,48 \text{ мм};$$

Потрібна мінімальна площа перерізу стійки визначається за формулою:

$$F_{\text{ст}} = \alpha \cdot t \cdot \delta_{\text{с}}, \quad (1.54)$$

Підставляються числові значення величин у вираз 1.54 і проводиться розрахунок $F_{\text{ст}}$:

$$F_{\text{ст}} = 0,39 \cdot 49,48 \cdot 0,8 = 15,43 \text{ мм}^2;$$

Потрібне значення товщини лапки, прикріпленої до стінки $\delta_{\text{ст}}$ визначається з залежності 1.55. Товщина полки стійки, перпендикулярної до стінки, розраховується з урахуванням виконання умови 1.56.

Підставляються числові значення величин у вираз і проводиться розрахунок $\delta_{\text{ст}}, \delta'_{\text{ст}}$:

$$\delta_{\text{ст}} = \delta_{\text{с}} \cdot 1,5 = 0,8 \cdot 1,5 = 1,2 \text{ мм}; \quad (1.55)$$

$$\delta'_{\text{ст}} \geq 0,67\delta_{\text{ст}} \geq 0,67 \cdot 1,2 \geq 0,804 \text{ мм}; \quad (1.56)$$

Знаючи потрібні площі стійки $F_{\text{ст}}$ і товщини полок $\delta'_{\text{ст}}$ і $\delta_{\text{ст}}$ можна вибрати нормаль профіля. За сортаментом [28] підібрана найближча у бік збільшення площа перерізу. Це профіль: пресований рівнобедрений куттик Д16-Т-Пр100-1, у якого $F_{\text{ст}} = 23,4 \text{ мм}^2$, $\delta_{\text{ст}} = S = 1 \text{ мм}$, $H = B = 12 \text{ мм}$. Переріз профілю представлено на рис.1.42.

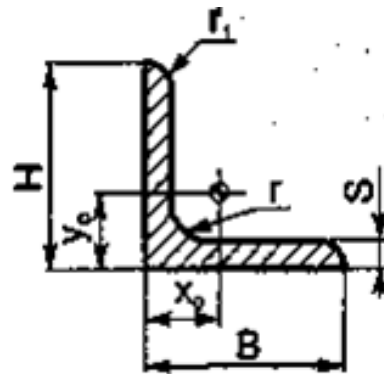


Рисунок 1.42 – Переріз профілю

Геометричні параметри обраного профілю істотно більше розрахункових.

Товщина лапки стійки, що приєднується до стінки, в першому перерізі дещо менше розрахункової, але в даному розрахунку, оскільки товщина стінки прийнята більше розрахункової, використання профілю доцільно.

Після того, як остаточно обрано нормаль стійки, слід визначити фактичний крок стійок за формулою:

$$t_{\text{факт}} = \frac{F_{\text{ст.факт}}}{\alpha \cdot \delta_{\text{факт}}}. \quad (1.57)$$

Підставляються числові значення величин у вираз 1.57, проводиться розрахунок $t_{\text{факт}}$ для перерізу:

$$t_{\text{факт}} = \frac{23,4}{0,39 \cdot 0,8} = 75 \text{ мм.}$$

1.3.4 Проектувальний розрахунок з'єднань і стиків крила з фюзеляжем З'єднання стінки з ребром пояса

Зазвичай, пояса лонжеронів з'єднують зі стінками та обшивкою за допомогою заклепок або болтів. Величину зусилля, що діє на один кріпильний елемент по одній площині зрізу, визначають за наступним виразом:

$$P_3^{\text{ср}} = \beta \cdot \frac{Q \cdot t}{h_{\text{эф}} \cdot m}, \quad (1.58)$$

де m - число рядків кріпильних елементів ($m = 2$); β – коефіцієнт нерівномірності розподілу дотичних напружень у стінці, що дорівнює 1,1; t - крок кріпильних елементів, задається з умови, що б:

$$3d \leq t \leq 7d.$$

При розташуванні заклепок з кроком, меншим ніж $3d$ може порушитися статична міцність стінки в місцях перемичок між кріпильними елементами, а при кроці більшому ніж $7d$ діаметр заклепок буде дуже великим, і стик буде мати надмірну масу. При призначенні кроку слід прийняти $t = 15$ мм.

Підставляються числові значення величин у вираз 1.58 і проводиться розрахунок $P_3^{\text{ср}}$ для двох розрахункових перерізів:

$$P_3^{\text{ср}} = \beta \cdot \frac{Q \cdot t}{h_{\text{эф}} \cdot m} = 1,1 \cdot \frac{28081,5 \cdot 15 \cdot 10^{-3}}{0,2249 \cdot 2} = 1029,9 \text{ Н.}$$

Вибирається найближча більша заклепка (руйнівні навантаження обираються з ОСТ 1 34104-80 [24]) і виписуються її характеристики. Оскільки, для виконання умови міцності, в силових з'єднаннях не застосовуються

заклепки діаметром менше 3 мм, то вибирають заклепки з компенсатором з ОСТ 1 34040-79 [23] з матеріалу В65, $d = 3$ мм.

Крок поміж рядками t_1 вибирається з умови статичної міцності стінки в місцях перемичок між отворами кріпильних елементів. Якщо елементи кріплення розташовані в шаховому порядку, повинна дотримуватися умова [28]. В даній роботі заклепки розташовані не в шаховому порядку, але використання даного виразу доцільне:

$$\frac{t_1}{d} \geq 0,56 \cdot \frac{t}{d} + 0,28.$$

Звідки

$$t_1 \geq \left(0,56 \cdot \frac{t}{d} + 0,28\right) \cdot d = \left(0,56 \cdot \frac{15}{3} + 0,28\right) \cdot 3 = 9,24 \text{ мм.}$$

Тоді $t_1 = 12,5$ мм.

При дотриманні цієї умови мінімально необхідний крок між рядами кріпильних елементів знаходиться в діапазоні від $2,5d$ до $4d$.

З'єднання стійки з поясом

З'єднання стінки та пояса в зоні приєднання підкріплювальної стійки виявляється більш навантаженим, так як впливають зусилля, діючі на стійку під час її роботи в якості підкріплювального елемента. Зусилля, яке сприймається одним кріпильним елементом вздовж однієї площини зрізу в цьому з'єднанні, розраховується за емпіричною формулою:

$$P_3^{\text{ср}} = \frac{0,1 \cdot t_{\text{факт}} \cdot \delta_{\text{факт}} \cdot Q}{m \cdot (0,4 \cdot F_{\text{ст.факт}} + t_{\text{факт}} \cdot \delta_{\text{факт}})}, \quad (1.59)$$

де m - число кріпильних елементів, що приєднують стійку до ребра пояса.

Підставляються числові значення величин у вираз 1.59 і проводиться розрахунок $P_3^{\text{ср}}$:

$$P_3^{\text{ср}} = \frac{0,1 \cdot 75 \cdot 1,2 \cdot 28081,5}{2 \cdot (0,4 \cdot 23,4 + 75 \cdot 1,2)} = 1248,3 \text{ Н;}$$

Вибирається найближча більша заклепка з компенсатором ОСТ 1 34040- 79 [23] з матеріалу В65, $d = 3$ мм, руйнівне зусилля зрізу якої вздовж однієї площини дорівнює 1770 Н.

З'єднання підкріплювальної стійки зі стінкою

У поєднанні стінки зі стійкою найчастіше використовують заклепки, які розташовані в один ряд і навантажені зусиллями відриву. Зусилля, яке сприймає одна заклепка в такому з'єднанні, визначається за формулою:

$$P_3^{\text{отр}} = c \cdot t_1 \cdot \delta_{\text{факт}} \cdot \sigma_{\text{в}}, \quad (1.60)$$

де t_1 - крок кріпильних елементів з'єднання; $\sigma_{\text{в}}$ – границя міцності матеріалу стінки; c – коефіцієнт, який приймає значення 0,22 для односторонніх стійок.

Підставляються числові значення величин у вираз 1.60 і проводиться розрахунок $P_3^{\text{отв}}$:

$$P_3^{\text{отв}} = c \cdot t_1 \cdot \delta_{\text{факт}} \cdot \sigma_{\text{в}} = 0,22 \cdot 15 \cdot 1,2 \cdot 435 = 1722,5 \text{ Н};$$

Відповідно вибирається заклепка $d = 3$ мм.

Розрахунок вушка стикового вузла з горизонтально розташованим болтом

Обрано конструктивний матеріал для болта и вушка 30ХГСА та записані його характеристики:

$$\sigma_{\text{в б}} = \sigma_{\text{в пр}} = \sigma_{\text{в}} = 1100 \text{ МПа};$$

$$\tau_{\text{в}} = 0,63 \cdot \sigma_{\text{в}} = 693 \text{ МПа};$$

$$\rho = 7850 \text{ кг/м}^3,$$

$$\text{Тоді для болта і вушка: } \tau_{\text{б}} = \tau_{\text{пр}} = \tau_{\text{в}} = 693 \text{ МПа.}$$

$$\text{Так як } \sigma_{\text{см}} = (1 \dots 1,3) \cdot \sigma_{\text{в}}, \text{ то } \sigma_{\text{см.пр}} = \sigma_{\text{см.б}} = \sigma_{\text{в}} = 1100 \text{ МПа.}$$

Кількість площин зрізу болтів кріплення вушок приймають рівним $n = 2$. З діапазону від 1,5 до 3 обрана величина співвідношення, яка дорівнює

$$p = \frac{l}{d} = 2,5.$$

Задається $\frac{d}{b} = 0,35; 0,45; 0,5; 0,55; 0,65$. З діапазону величин від 1 до 1,6 відношення приймається рівним $y/x = 1,3$. Для розрахунку необхідне також відношення $\frac{b}{d}$:

Відповідно k визначається за формулою:

$$k = 0,565 + 0,48 \cdot \frac{y}{x} - 0,1 \cdot \frac{b}{d}, \quad (1.61)$$

Відносна маса вушка визначається за формулою:

$$\bar{m} = \frac{\left(\frac{\pi}{8} + p \cdot \frac{d}{b}\right)}{\left(1 - \frac{d}{b}\right) \cdot \left(\frac{d}{b} - 1,2 \cdot \sqrt{\frac{M}{H_{\text{пр}}^3} \cdot \frac{4}{n \cdot \pi \cdot \tau_6}}\right)} \cdot k, \quad (1.62)$$

За отриманими даними будується графік $\bar{m} = f(d/b)$ рисунок 1.43.

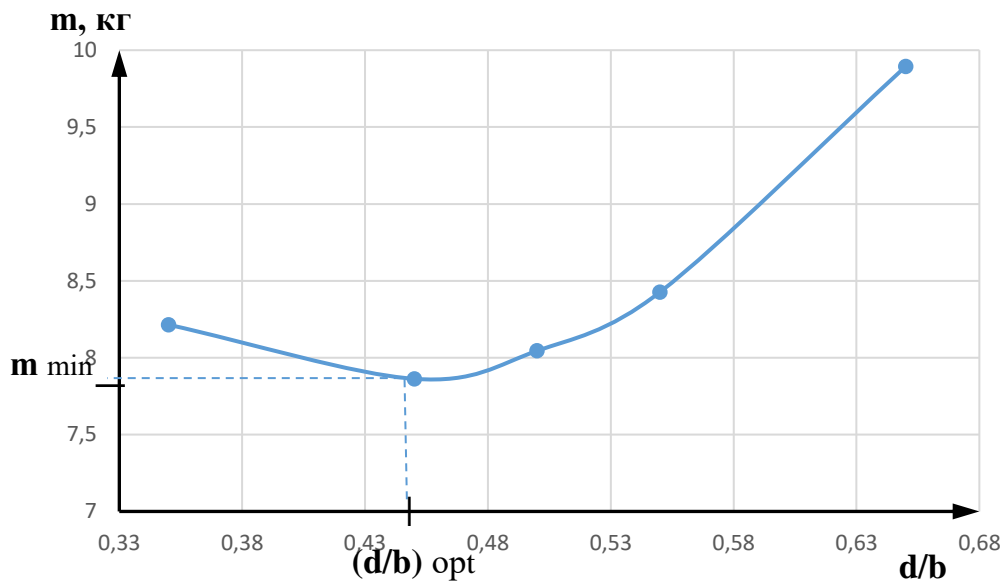


Рисунок 1.43 – Графік $\bar{m} = f(d/b)$

$$\bar{m}_{\min} \left(\frac{d}{b}\right)_{opt} = 0,45.$$

Відношення $b/H_{\text{пр}}$ обчислюється для визначення b за формулою:

$$b/H_{\text{пр}} = 1,2 \cdot \sqrt{\frac{M}{H_{\text{пр}}^3} \cdot \frac{4}{n \cdot \pi \cdot \tau_6 \cdot \left(\frac{d}{b}\right)_{opt}^2}}, \quad (1.63)$$

Підставляються числові значення величин у вираз 1.63 і проводиться розрахунок $b/H_{\text{пр}}$:

$$b/H_{\text{пр}} = 1,2 \cdot \sqrt{\frac{53521,67 \cdot 4}{0,21^3 \cdot 2 \cdot 3,14 \cdot 693 \cdot 10^6 \cdot 0,45^2}} = 0,194.$$

А також, проводиться розрахунок b :

$$b = H_{\text{пр}} \cdot 0,194 = 0,21 \cdot 0,194 = 0,04 \text{ м.}$$

Обчислюється діаметр болта зі співвідношення $\left(\frac{d}{b}\right)_{\text{opt}} = 0,45$:

$$d = 0,45 \cdot b = 0,45 \cdot 0,04 = 0,018 \text{ м.}$$

Остаточний діаметр дорівнює $d = 18 \text{ мм}$.

Відстань від осі болта до кореневої стійки визначається з формули:

$$\frac{l}{d} = 2,5, \text{ то } l = 2,5 \cdot 18 = 45 \text{ мм,} \quad (1.64)$$

Товщина вушка δ визначається за формулою:

$$\delta = \frac{M}{\left(1 - \frac{d}{b}\right) \cdot \left(\frac{H_{\text{пр}}}{b} - 1\right) \cdot k \cdot \sigma_{\text{в пр}} \cdot b^2}, \quad (1.65)$$

де k знаходиться, підставляючи числові значення у формулу 1.61:

$$k = 0,565 + 0,48 \cdot 1,3 - 0,1 \cdot 2,22 = 0,967;$$

Підставляються числові значення величин у вираз 1.65 і проводиться розрахунок δ :

$$\delta = \frac{53521,67}{\left(1 - \frac{0,018}{0,04}\right) \cdot \left(\frac{0,21}{0,04} - 1\right) \cdot 0,967 \cdot 1100 \cdot 10^6 \cdot 0,04^2} = 0,0135 \text{ м.}$$

Остаточню приймається товщина вушка $\delta = 14 \text{ мм}$.

Товщина вушка знаходиться за умови забезпечення міцності при зминанні вушка та болта, а також зрізі вушка, використовуючи формули:

$$\delta_{\text{см б}} = \frac{N}{d_{\text{б}} \cdot \sigma_{\text{см б}}}; \quad \delta_{\text{см пр}} = \frac{N}{d \cdot \sigma_{\text{см пр}}}; \quad \delta_{\text{ср пр}} = \frac{N}{b \cdot r \cdot \tau_{\text{пр}}}, \quad (1.66)$$

де $\sigma_{\text{см б}}, \sigma_{\text{см пр}}$ – гранично допустимі напруження зминання болта і вушка, рівні для нерухомих з'єднань границі міцності їхнього матеріалу;

$\tau_{\text{пр}}$ – границя міцності матеріалу вушка при зрізі, дорівнює приблизно $\tau_{\text{пр}} = 0,63 \cdot \sigma_{\text{в пр}}$; r – коефіцієнт нерівномірності напружень, приймається рівним $r = 1,056$.

Осьове зусилля розраховується за формулою:

$$N = \frac{M}{H_{\text{пр}}} = \frac{53521.67}{0,21} = 254\,187 \text{ Н.}$$

Підставляються числові значення величин у вираз 1.66, проводиться розрахунок δ :

$$\delta_{\text{см б}} = \frac{254\,187}{18 \cdot 1100 \cdot 10^3} = 0,0128 \text{ м} \approx 13 \text{ мм};$$

$$\delta_{\text{см пр}} = \frac{254\,187}{18 \cdot 1100 \cdot 10^3} = 0,0128 \text{ м} \approx 13 \text{ мм};$$

$$\delta_{\text{ср пр}} = \frac{254\,187}{693 \cdot 0,0387 \cdot 1,0565 \cdot 10^6} = 0,0087 \text{ м} \approx 9 \text{ мм.}$$

В результаті розрахунку з розрахункових величин приймається максимальна товщина вушка, яка дорівнює $\delta_{\text{мах}} = 14 \text{ мм}$.

Аналіз практичних розрахунків показує, що оптимальне відношення $\left(\frac{b}{d}\right)_{\text{opt}}$ залежить від матеріалу вушка та болта, навантаженості вузла $\frac{M}{H^3_{\text{пр}}}$ і зі збільшенням відношення u/x незначно зменшується [28].

Складальне креслення лонжерона крила зі відповідною специфікацією представлений в додатку В.

1.4 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання однієї системи літака

1.4.1 Проектування й моделювання паливно-масляної системи літака

Визначення потрібного об'єму паливних баків

Сумарний об'єм баків, необхідний для розміщення палива на ЛА, можна представити таким чином:

$$V_{\text{б}} = V_L + V_{\text{рез}} + V_{\text{нв}} + V_{\text{вип}} + V_{\text{к}} + V_{\text{вільн}}, \quad (1.67)$$

де $V_L = m_{\text{п}}/\rho_t$ – об'єм палива для польоту на задану дальність, м³;

$m_{\text{п}}$ – маса палива для польоту на задану дальність, кг;

ρ_t – щільність палива при температурі $t = 43 \dots 46$ °С, $\rho_t = 715$ кг/м³;

$V_{\text{рез}} = m_{\text{рез}}/\rho_t$ – об'єм резервного запасу палива, м³;

$m_{\text{рез}}$ – маса резервного запасу палива, кг;

$V_{\text{нв}} \approx 0,01 \cdot V_6$ – об'єм невироблюваного залишку (АП 23), м³;

$V_{\text{вип}} \approx 0,02 \cdot (V_L + V_{\text{рез}}) \cdot \tau$ – об'єм палива, що витрачається на випаровування в атмосферу, м³;

$V_{\text{к}} \approx (0,01 \dots 0,003) \cdot V_6$ – об'єм баків, зайнятий конструктивними елементами й агрегатами, м³;

$V_{\text{вільн}} \approx 0,02 \cdot V_6$ – вільний об'єм баків (АП 23), необхідний для розширення палива при нагріванні, м³;

τ – час польоту, год.

Після певних перетворень формула 1.67 матиме вигляд:

$$V_6 = \frac{1 + 0,002 \cdot \tau}{0,95} \cdot \left(\frac{m_{\text{т}} + m_{\text{рез}}}{\rho_t} \right), \quad (1.68)$$

Час польоту на кожному режимі може бути знайдений, як дальність польоту на цьому режимі поділена на швидкість, що відповідає цьому режиму.

Тоді

$$\tau = \frac{L}{V_{\text{крейс}}}, \quad (1.69)$$

де L – дальність польоту, км; $V_{\text{крейс}}$ – швидкість на крейсерському режимі польоту, км/год.

Підставляються числові значення величин у вираз 1.69 і проводиться розрахунок τ :

$$\tau = \frac{2000}{400} = 5 \text{ год.}$$

Маса палива, необхідна для польоту із заданою дальністю або тривалістю, і маса резервного запасу палива можуть бути визначені на основі характеристик двигунів і режимів польоту ЛА:

$$m_T + m_{\text{рез}} = n_{\text{дв}} \cdot \xi_{\text{дв}} \cdot C_{\text{уд}} \cdot N_0 \cdot (\tau + 0,75) = 670 \text{ кг},$$

де $\xi_{\text{дв}}$ – коефіцієнт дроселювання двигунів на i -тому режимі польоту;
 $C_{\text{пит}}$ – питома витрата палива на i -тому режимі польоту.

Усі параметри відповідають крейсерському режиму польоту, а 0,75 години відповідає 45 хвилинам польоту (приблизний час польоту до запасного аеропорту плюс 30 хвилин очікування).

Підставляються числові значення величин у вираз 1.68 і проводиться розрахунок V_6 :

$$V_6 = \frac{1 + 0,002 \cdot 5}{0,95} \cdot \left(\frac{670}{715}\right) = 0,995 \text{ м}^3.$$

Розташування палива на літаку та розрахунок наявного об'єму паливних баків

На більшості літаків паливо розміщується у міжлонжеронній частині крила. Це гарантує повне використання корисного об'єму, розвантаження крила у польоті, видалення палива від фюзеляжу. Але в той же час це призводить до додаткового навантаження крила під час посадки, утруднення вироблення палива.

Для визначення об'єму паливного відсіку, можна використати формулу з елементарної стереометрії для об'єму усіченої піраміди (рис. 1.44):

$$V_{\text{к}} = \frac{h}{3} \cdot (S_1 + \sqrt{S_1 \cdot S_2} + S_2), \quad (1.70)$$

де h – довжина бака консолі, м; $S_{1(2)}$ – початковий і кінцевий зріз баку, м².

Площа поперечного перерізу бака, визначається за формулою:

$$S_{1(2)} = \frac{H_1 + H_2}{2} \cdot b_{\text{л}}, \quad (1.71)$$

де H_1, H_2 – будівельні висоти переднього та заднього лонжеронів, м; $b_{\text{л}}$ – відстань між лонжеронами, м.

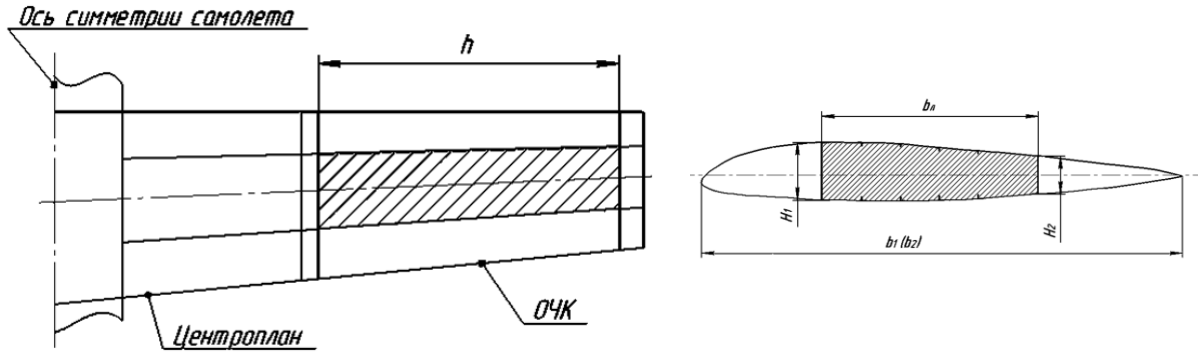


Рисунок 1.44 – Визначення об'єму паливного відсіку в ЛА

Підставляються числові значення величин у вирази 1.70 і проводиться розрахунок V_k :

$$V_k = \frac{2,3}{3} \cdot \left(0,125 + \sqrt{0,125 \cdot 0,18} + 0,18 \right) = 0,348 \text{ м}^3.$$

Розраховується об'єм одного паливного бака, що знаходиться на закінцівці крила, за формулою:

$$V_{\text{підвіс}} = S_{\text{бак}} \cdot l_b = 0,72 \cdot 0,22 = 0,158 \text{ м}^3;$$

Сумарний об'єм паливних відсіків в агрегаті буде дорівнювати:

$$V_{\Sigma} = 2V_k + 2V_{\text{підвіс}} = 2 \cdot 0,348 + 2 \cdot 0,158 = 1,014 \text{ м}^3.$$

Оскільки наявний об'єм більше ніж потрібний об'єм, то розрахунки проведено задовільно [3].

Схема розміщення паливних баків та схема підсистеми заправлення та зливу

Паливні баки розташовані в консолях та на закінцівках крила, сприяють розвантаженню крила в польоті, тобто зменшенню згинального моменту. Розподіл паливних відсіків на групи рівного об'єму не потрібен, оскільки розміщення симетричне відносно осі літака. Паливо із лівої групи баків використовується для живлення лівого двигуна, а паливо із правої групи — правого. А витратні баки розміщуються у середніх частинах консолей поблизу двигунів, що забезпечує деяке зменшення навантаження на крило, досить високу надійність і мінімальну довжину ліній вироблення палива.

Підсистема заправки для даного літака передбачає тільки відкрите заправлення, тобто заправлення зверху. Витратні баки, які розміщені у зовнішніх паливних відсіках, та додаткові баки, які розміщені на закінцівках крила, заправляються через заливні горловини. Ці заливні горловини розміщуються у верхніх точках кожного паливного бака. Відкрите заправлення використовується для зменшення маси паливної системи (див. рис.1.45).

Підсистема для зливу палива на землі. Злив виконується відкачкою ПНЛ через кран зливу, встановлений перед кожним двигуном. Для забезпечення зливу залишків палива з баків, у нижніх точках кожного паливного бака встановлюють крани зливу, які уявляють собою запірні крани для зливу палива з водою й механічними домішками й використовуються наземним персоналом під час технічного обслуговування.

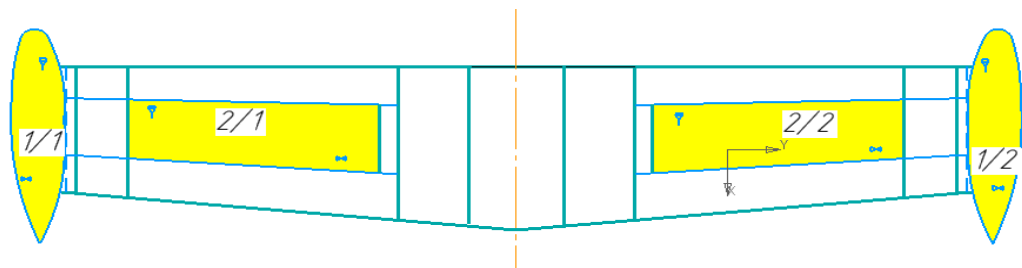


Рисунок 1.45 – Схема розміщення паливних баків та схема підсистеми заправки та зливу літака

Проектування підсистеми подання палива до двигуна

Система подання – незалежна. У нормальній ситуації паливо подається до підкачувального насоса двигуна всмоктуванням через самопливний клапан. Електропривідний резервний ПНС, розташований у нижній частині кожного витратного бака виконує такі функції: він є резервним насосом на випадок відмови ПНД; він також потрібний при перехресному живленні. На виході з кожного бака встановлені сітчасті фільтри. Система містить запірний кран, що розташований за фільтром. Додатковий трубопровід із самопливним клапаном

встановлений паралельно ПНЛ. Він служить для подачі палива самопливом/усмоктуванням на усіх режимах, окрім запуску.

На кожному двигуні паливо вприскується безпосередньо в циліндри під високим тиском. Кожне вприскувальне сопло живиться паливом з розподілювача. Тиск всередині розподілювача створюється насосом високого тиску. Рівень тиску керується БКП за допомогою електричного клапана. Насоси приводяться в роботу механічно від двигуна (рис. 1.46) [3].

Перехресне живлення складається у з'єднанні трубопроводів подачі палива, що йдуть із витратних баків до двигунів додатковою магістраллю. Ця магістраль дає можливість подавати паливо до обох двигунів у випадку відмови усіх ПНЛ в одному витратному баці (для запобігання зриву горіння у двигуні) або подавати паливо з обох груп паливних баків до одного двигуна у випадку відмови іншого двигуна (щоб уникнути зменшення дальності польоту).

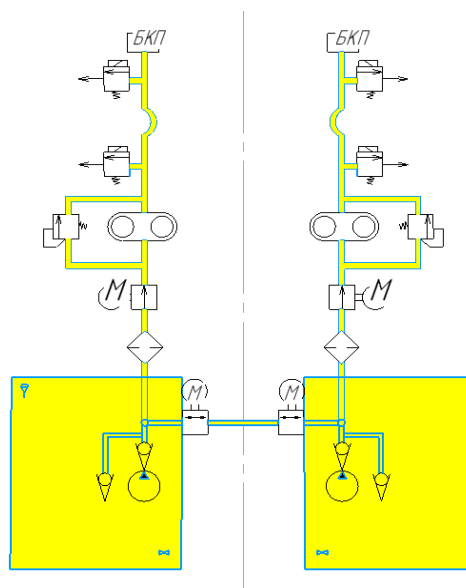


Рисунок 1.46 – Схема підсистеми подачі палива

Магістраль перехресного живлення використовується також для усунення дисбалансу. Але за нормальної роботи паливної системи ця магістраль не має використовуватися, тому в ній встановлені перекидні крани. Це крани перехресного живлення, які встановлюються на стінках

витратних баків таким чином, щоб у магістралі перехресного живлення не було тиску при нормальних умовах (при закритих кранах). Це унеможливорює витіки палива у разі пошкодження цієї магістралі доти, доки не відкрито хоча б один з цих кранів.

Проектування підсистеми перекачування палива

Паливо з навісних баків перекачується витисненням в витратні баки по лініях перекачування, оснащених зворотними клапанами, які перешкоджають зворотному перетіканню палива при віражі та ковзаннях. Трубопроводи, що входять у витратний бак, закінчуються керувальними клапанами, які реагують на рівень палива у витратному баці. Ці клапани слугують для підтримки положення центра мас шляхом заданого порядку вироблення палива. Керувальні поплавкові клапани з гідромеханічними клапанами використовують для запобігання переповнення витратних баків (рис. 1.47).

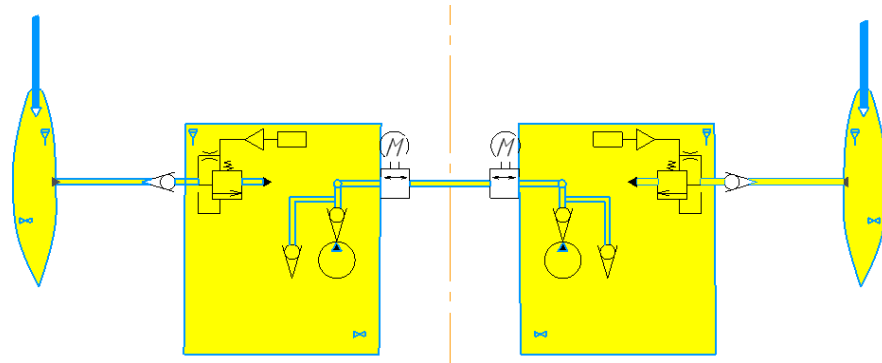


Рисунок 1.47 – Схема підсистеми перекачування палива

Проектування підсистеми дренажу та наддування паливних баків

Підсистема дренажу – незалежна (рис. 1.48). У кожному витратному баці є два дренажі. Один включає вакуумний клапан з каліброваним отвором, а інший - запобіжний клапан, який відкривається і дозволяє паливу та повітрю виходити назовні при великому надмірному тиску. Калібрований отвір вирівнює тиск повітря при наборі висоти.

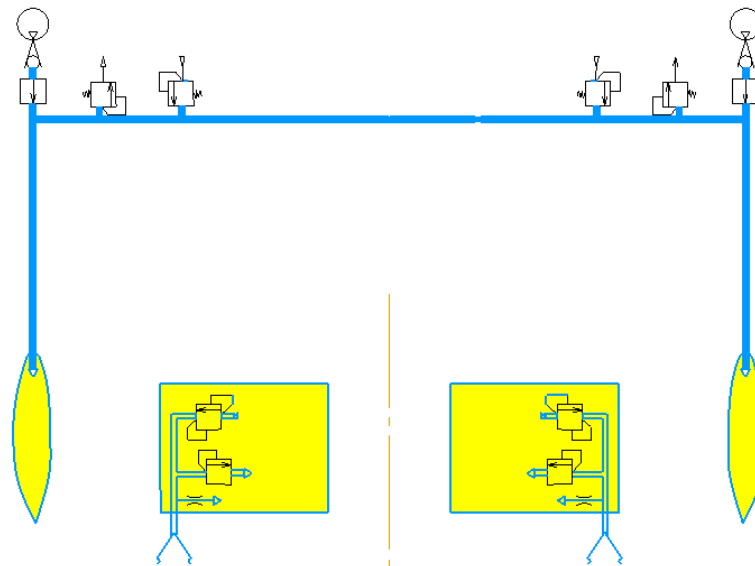


Рисунок 1.48 – Схема підсистеми дренажу та наддування літака

Для забезпечення перекачування палива із навісних баків використовуємо наддування. Наддування виконується приводними компресорами. За кожним компресором розміщено зворотній клапан та запірний кран. У лінії наддування додаткових паливних баків встановлені по два вакуумних клапани та запобіжних клапани. Вакуумні клапани пропускають повітря в бак, але перешкоджають витіканню палива назовні. Запобіжний клапан захищає витратний бак від перевищення тиску у разі, якщо бак був переповнений через відмову підсистеми перекачування [2].

Проектування масляної системи двигуна

Масляна система являє собою сукупність агрегатів, призначених для забезпечення змащення двигуна, відводу тепла від його агрегатів, а також виносу твердих включень, які утворюються проміж поверхнями, що труться, за усіх умов роботи, що допускаються для цього ЛА (рис. 1.49).

У масляній системі даного літака масляний насос двигуна подає масло в адаптер охолоджувача. Перехідник масляного радіатора утримує масляний фільтр, що являє собою повнопоточну каністру. Масло надходить через масляний фільтр до термостатичного запобіжного клапана. Він також протікає через вихідний отвір масляного радіатора. Радіатор робить обхід між вихідним

отвором масляного фільтра і входом до системи двигуна. Він визначає різницю тиску масла в масляному радіаторі.

Поршневі двигуни, встановлені на літаку, оснащені системою масляного повітря і мають велику площу поверхонь тертя, тому там утворюється високий тиск (≥ 25 МПа). Тому їм необхідне велике помпування мастила через двигун. Оскільки мастило безпосередньо стикається із зоною горіння, а це спричиняє велику витрату мастила, тому на даному літаку застосовується мінеральне мастило типу МС-20 (з в'язкістю $20,5 \text{ мм}^2/\text{с}$ при $100 \text{ }^\circ\text{C}$). Запас масла міститься в піддоні двигуна [3].

Схема масляної системи зображена на рис. 1.49. Паливно-масляна система літака представлена в додатку Г.

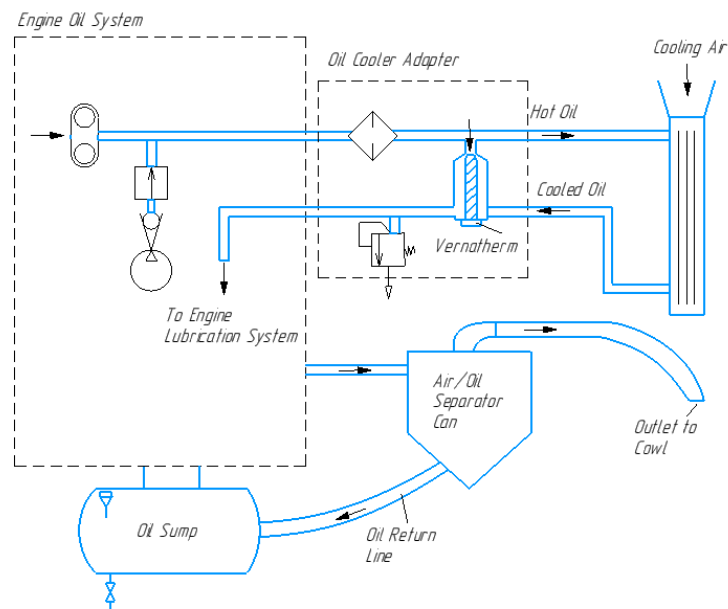


Рисунок 1.49 – Схема масляної системи літака

2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ

Розробка технології виготовлення лонжерону кіля літака

2.1 Аналіз вихідних конструкторських документів проєктованого агрегату: технічний опис конструкції лонжерону кіля, технічні умови на виготовлення, аналіз технологічності агрегату

2.1.1 Технічний опис конструкції лонжерона кіля

Лонжерон кіля входить до складу конструкції оперення літака є елементом поздовжнього силового набору і служить в основному для сприйняття згинального моменту, а також бере участь у сприйнятті поперечної сили, що діє під час польоту на літак.

Лонжерон проходить через весь кіль та є збірним. Складається він із верхньої та нижньої полиці, з'єднаних заклепками зі стінкою, та прикріпленої до неї чотирма видами стійок. Також в конструкцію входять два фітинги та сполучні елементи у вигляді кронштейнів [35].

До лонжерона кріпляться дванадцять нервюр, стрингери та обшивка.

Полиці лонжерону, стійки, фітинги виготовляються шляхом механічної обробки. Основним матеріалом є Д16Т ОСТ190113-74.

Через великі габарити полиць лонжерона механічна обробка проводиться на порталних верстатах.

Стінка виготовляється із листів Д16АТН-2.5-1.2x1200x1600.

Кронштейни та інші сполучні елементи виготовляють шляхом штампування, згинання, фрезерування.

2.1.2 Технічні умови на виготовлення лонжерона кіля з зазначенням в них вимог до точності обводів, стиків, з'єднань

Технічні умови (ТУ) на складання представляють собою перелік вимог, що стосуються точності ув'язування, ступеня складальної закінченості,

можливих відхилень від креслення, вимог випробувань і контролю, вимог до виконання з'єднань і посадок, чистоту поверхонь.

ТУ на виготовлення мають такий вигляд:

1. Невказані граничні відхилення розмірів за ОСТ 1.00022-80;
 2. Шорсткість оброблюваних поверхонь деталей БК-6,3;
 3. Покриття деталі БЧ.Ан.Окс. Хр/ГрФл-086.204.ОСТ1 90055-85.
 4. Таврувати та маркувати за ПП-63-90Х шрифт ПО-5 ГОСТ 2930-62.
 5. Клепати за інструкцією ПП-249-200.
 6. Покриття головок заклепок ГраК-069.199 ОСТ190055-857, гайок ЕМ. ХВ-16, серія 842.224 ОСТ190055-857.
 7. Отвори КФО $\varnothing 5$.
 8. Стінку дет. поз 3 встановлювати таким чином, щоб товщина 1мм знаходилася в зоні 4-ї нервюри.
 9. Металізація за ТІ-36-8-83;
 10. Обробка отворів та встановлення болтів по РТМ 1.4.1935-89.
- Болти встановлювати на сирому ґрунті ФЛ-086;
11. Заклепки клепати за РТМ.1.4.694-80.
 12. Обробка отворів та постановка болтів з ПП-4.

ТУ на складання містять велику інформацію, що має довідковий характер. У ТУ міститься інформація про необхідні характеристики та точність, що пред'являються до виробу [36].

2.1.3 Оцінка технологічності конструкції лонжерона кіля

Технологічність – властивість конструкції отримувати найвищі з можливих параметрів якості з високими техніко-економічними показниками під час виробництва та експлуатації.

Технологічність складальної одиниці можна оцінити за такими критеріями:

1. *Простота форм поверхні агрегату.*

Форма поверхні не є простою. Лонжерон має велику довжину, що ускладнює його транспортування, обробку та складання.

2. Максимальне використання в конструкції матеріалів з високими технологічними властивостями.

Всі деталі, що входять в конструкцію, виготовляються з легко оброблювальних сплавів, таких як алюмінієвий сплав Д16Т, В65 і сталь 30ХГСА. Матеріали було обрано з урахуванням забезпечення мінімальної ваги та максимальних характеристик міцності, а також високого коефіцієнту використання матеріалу.

3. Конструкція складальної одиниці повинна забезпечувати можливість компонування з стандартних профільних деталей.

Для виготовлення стінки використовують листові заготовки. Для виготовлення стійок використовують стандартні пресовані профілі, що також покращують технологічність виробу в цілому. У конструкції широко використані стандартні деталі, такі як болти, заклепки, гайки, шайби. Технологія проставлення заклепок досить відпрацьована і дозволяє досягати високої якості з'єднань. Також є невелика частина болтових з'єднань. За дотримання технічних умов вони також є досить надійними.

4. Наявність зручних підходів до місць виконання з'єднань.

Через наявність двосторонніх підходів до місця клепаки, конструкція лонжерону зручна для забезпечення механізації складально-клепальних робіт.

5. Складання виробу не повинно вимагати застосування складного технологічного оснащення.

Але як недолік, складання лонжерона кіля вимагає застосування складного технологічного оснащення.

На підставі вище описаних тверджень можна зробити висновок, що конструкція лонжерона кіля має достатній рівень технологічності в сучасних умовах авіаційного виробництва і розроблена з урахуванням технологічних вимог [32].

2.2 Розробка схеми конструктивно-технологічного членування, схеми збирання й ув'язування заготівельно-складального оснащення

2.2.1 Розробка можливих варіантів і методів складання

Складання – це технологічний процес, який представляє собою сукупність операцій з установки (базування) деталей і підскладань в положення заданому кресленням та технологічними умовами, а також фіксації в цьому положенні вручну або автоматично.

Установчі роботи в значній мірі впливають на точність обводів і міцність виробу, визначають величину витрат і визначають її базування - метод складання.

Залежно від способу базування деталей в процесі складання можливі дві різні групи методів складання:

1) Деталі встановлюються по базах, які розташовані на основній (базовій) деталі. До цієї групи належать такі методи складання:

- за складальними отворами (СО);
- за базовими отворами (БО);
- за розміткою на базовій деталі;
- за привальними поверхнями на деталях.

2) Деталі й вузли встановлюються по базах, які розташовані на спеціальному носії розмірів - складальному пристрої.

Найбільшого поширення в сучасному літакобудуванні отримали такі методи складання:

- за складальними або базовими отворами (СО або БО);
- за розміткою на базовій деталі;
- за привальними поверхнями на деталях;
- в пристрої з базуванням деталей і вузлів на їх обвід і контури;
- в пристрої з базуванням деталей або вузлів по спеціальним отворами (КФО, БФО).

Кожен з перерахованих методів характеризується особливостями базування, ступенем забезпечення взаємозамінності при складанні та обсягом оснащення, а також певними точними і економічними характеристиками [34].

Складання за СО. У цьому випадку деталі встановлюють у взаємно правильне положення, поєднуючи отвори в базовій і вхідних деталях, а потім фіксують останні циліндричним штирем фіксатора. Точність установки деталей забезпечується точністю перенесення отворів на них і прийнятими розмірами фіксатора.

Складання за СО застосовують для простих складальних одиниць (вузлів, панелей) з невисокими вимогами до точності – $\pm(0,5...1,5)$ мм.

Перевага даного методу полягає у тому, що воно не потребує спеціального складального оснащення, складання ведеться на універсальних робочих місцях – столах, верстатах або з допомогою найпростіших підтримувальних пристроїв. Це зумовлює мінімальні витрати на складальне оснащення й невеликі витрати праці, часу й засобів на складання.

Складання за розміткою на базовій деталі. Метод застосовується для складання плоских вузлів і циліндричних панелей. Деталі встановлюються по лініях розмітки, які нанесені на базову деталь, наприклад по лініях, які обмежують контур встановлення деталі. Лінії можуть бути нанесені або робочим-складальником по вирізу в спеціальному розмічальному шаблоні (ШР) за допомогою грифельного олівця або методом фотодруку в заготівельному цеху.

Невеликі витрати на оснащення і порівняно малий цикл підготовки виробництва при використанні розмічувальних шаблонів дозволяють застосовувати цей метод в дрібносерійне виробництво.

Недоліки даного методу в порівнянні із складанням за СО полягають в трудомісткості і низькій точності. Взаємне зміщення деталей коливається в межах 1 - 2 мм.

Складання за привальними поверхнями. Найбільш простим процесом складання є складання за привальними поверхнями (складання за

кресленням). При цьому одна з деталей вибирається в якості основної і несе бази для установки вхідних деталей, що мають відповідні установчі бази. Точність установки деталей визначається точністю виконання посадочних поверхонь і забезпечується прийнятою в машинобудуванні системою допусків і посадок. Найбільший ефект забезпечується при використанні циліндричних поверхневих сполучень.

Складання в пристрої. Складання в пристрої забезпечує підвищену (порівняно зі складанням за СО) точність виробу завдяки компенсації похибок деталей під час суміщення їхніх баз із фіксаторами пристрою, які визначають необхідні кінцеві форми й розміри вузла. Складальний пристрій дозволяє встановлювати деталі відповідно до креслення, надавати їм жорсткості й удержувати під час з'єднання.

Ще один недолік методу складання в пристрої – висока вартість складального оснащення. Значні витрати на оснащення пояснюються тим, що кожний з технологічних вузлів є індивідуальним, і його складання з необхідною точністю можна здійснити тільки в спеціальному пристрої, які списують кожні 3-5 років, бо змінюється конструкція літака.

Для цього типу лонжерона найвигідніше використовувати спосіб складання в пристрої з базуванням на контури. Цей метод забезпечує необхідне взаємне становище деталей. Надання форми недостатньо жорстким деталям у процесі збирання. Встановлення стійок на стінку лонжерону виконується по СО [21].

2.2.2 Розробка можливих варіантів схем складання

При розробці також важливо визначитись зі схемою складання. Це – графічне відображення у вигляді умовних позначень, що відображають склад і послідовність надходження на складання деталей і підскладань, умов поставки і засобів технологічного оснащення.

Існує три типових схеми складання, поширення в сучасному літакобудуванні:

- Послідовна схема;
- Паралельна схема;
- Паралельно-послідовна схема.

Послідовна схема. Таку схему застосовують при складанні конструкцій агрегатів літака в умовах одиничного або дрібносерійного виробництва, коли в схемі членування не виділені панелі. Деталі й дрібні складальні одиниці послідовно нарощують на базову деталь або встановлюють на фіксатори складальних пристроїв. Тут, як правило, всі монтажні роботи виконують після складання-стикування.

За даною схемою складання і монтаж виконують в умовах, в яких важко застосовувати механізацію процесів, фронт робіт вузький. Це значно збільшує показники трудомісткості робіт і цикли СМР.

Найчастіше послідовну схему реалізують при складанні нескладних вузлів і панелей.

Паралельна схема. Цю схему застосовують для складання агрегатів і відсіків, розчленованих на панелі і вузли, які складають незалежно один від одного - паралельно. Монтажні роботи повністю або частково переносяться на панелі. Широко використовують засоби механізації і автоматизації операцій установки кріплення. Агрегати складають тільки з відсіків і деяких секцій.

Тут після паралельного складання всіх панелей протікає процес монтажу бортових систем, а потім відбувається загальне стикування в стапелі складання відсіку або агрегату. Ефективність застосування цієї схеми залежить від питомого обсягу СМР.

Паралельно-послідовна схема. Її використовують при складанні агрегатів, розчленованих на панелі, які складають паралельно, потім стикуються, а після цього виконують монтажні роботи на складеному агрегаті.

Паралельно-послідовна схема займає проміжне місце між послідовними і паралельними схемами складання. Варіюючи схему членування і послідовність складання і монтажу виробу, можна значно скорочувати виробничий цикл і загальну трудомісткість СМР.

Оскільки до складу агрегату входять тільки деталі, то доцільно використовувати послідовну схему складання [34].

2.2.3 Розробка можливих варіантів схем ув'язування оснащення

Для забезпечення стабільної якості літаків, що виготовляються в серійному виробництві, необхідно забезпечувати високий рівень взаємозамінності елементів конструкції, скорочуючи при цьому обсяг додаткових робіт, розрахованих на доопрацювання певних елементів.

Щоб досягти необхідної точності виготовлення та ув'язування виробів, що збираються, розробляють схеми ув'язування СЧ виробу, заготівельного та складального оснащення.

Ув'язування – технологічний процес узгодження параметрів (геометричних і фізико-механічних), складальних складових частин виробу, заготівельно-штампувального і складального оснащення.

Найбільшого поширення в літакобудуванні набули такі методи ув'язування:

- Плазово-шаблонний метод;
- Еталонно-шаблонний метод;
- Плазово-інструментальний метод;
- Програмно-інструментальний метод.

Плазово-шаблонний метод (ПШМ).

Цей метод використовує найпростіше у конструктивному відношенні контрольно-вимірювальне оснащення: плази, шаблони та калібри роз'єму. Для ув'язування форм і розмірів є плази суміщених перерізів агрегатів та взаємно відстиковані калібри роз'ємів. При цьому, контури окремих плоских перерізів копіюють та переміщують на робоче оснащення та інструмент. Потім за отриманими робочими шаблонами виготовляють методом копіювання деталі, вузли або оснастку. Калібри вузлів використовують для виготовлення елементів конструкції роз'єму (стиків), а також для координації стиків при монтажі фіксаторів роз'єму в СП.

Еталонно-шаблонний метод (ЕШМ).

Забезпечення взаємозамінності базується на використанні наступного контрольно-вимірювального оснащення: плаза, шаблонів, еталонів поверхні, контр-еталонів, монтажних еталонів агрегатів, калібрів, контркалибрів, мастер-плит. В якості вихідного еталона для ув'язування заготівельної і складальної оснастки застосовують еталон поверхні агрегату, що повністю відтворює агрегат за розмірами і формою. Такі еталони називають ще просторовими плазами, так як на них дана необхідна інформація: розмітка осей стрингерів, шпангоутів, розмітка люків, стиків обшивок і т.д. Еталони поверхні виготовляють для фюзеляжу, крила, мотогондол, агрегатів оперення. Всі еталони пов'язані між собою, чим забезпечується точність і плавність виконання поверхонь окремих агрегатів і літака в цілому. Деталі, які не входять до потоку, виготовляють за допомогою простих шаблонів.

Плазово-інструментальний метод (ПІМ).

Першоджерелом ув'язування в цьому випадку є плаз. Засоби ув'язування – плаз-кондуктор і інструментальний стенд (далі – ПК/ІС) і конструкторське креслення оснастки (далі – КЧО), що містять координати центрів монтажних, базових та стикових отворів (МО, БО, ОСБ) щодо конструкторських баз виробу.

Цей метод є більш простим у порівнянні з ЕШМ, він забезпечує більш короткі терміни підготовки виробництва та за точністю ув'язування близький до ЕШМ.

ПІМ має такі особливості:

- базово-інструментальна ув'язка плазів та шаблонів (досягається розміткою плазів, шаблонів та виконанням у них базових отворів (БО) за допомогою ПК;
- перенесення контурів плазів на заготовлені шаблони та дублювання плазів для провідних заводів;
- застосування ПК/ІС для побудови та вимірювань розмірів при виготовленні пристроїв.

Програмно-інструментальний метод ув'язування (ПРІМ).

Незалежний спосіб забезпечення взаємозамінності, заснований на використанні електронно-обчислювальної техніки для завдання і обробки первинної вихідної інформації про геометричні образи оброблюваних об'єктів і застосуванні обладнання з ЧПУ, що використовуються для виготовлення оснастки. Метод дозволяє широко використовувати засоби механізації та автоматизації технологічних процесів на всіх етапах виготовлення оснастки і деталей. Незалежне виготовлення шаблонів, зразків поверхонь, робочих контурів рубильників, приводить до різкого скорочення термінів підготовки виробництва та зменшення трудомісткості при обробці робочих контурів. Метод доповнюється застосуванням ІС, що дозволяє виготовити будь-які складальні пристрої [36].

Слід зауважити, що перераховані вище методи ув'язування і взаємозамінності застосовуються не кожен окремо, а в різному поєднанні між собою, що пояснюється конструктивно-технологічними особливостями виробів і масштабами виробництва.

Рішення за складом оснащення, необхідного для забезпечення точності і ув'язування в виробництві конкретного виробу, приймають на основі аналізу необхідної точності деталей і складальних одиниць, а також економічних розрахунків.

Кожен із розглянутих методів по-різному забезпечує точність виготовлення та ув'язування оснастки, терміни підготовки виробництва й собівартість виробів.

ПШМ простий і дешевий, проте найменш точний при виготовленні та ув'язуванні складального оснащення секцій, відсіків, агрегатів літака. Його застосовують для ув'язування плоских деталей та при монтажі СП плоских літакових вузлів типу шпангоут, лонжерон, нервюра.

ПРІМ найбільш перспективний з урахуванням розвитку методів математичного забезпечення програм та випуску досконалого обладнання з ЧПК. Його використання гарантує високу точність виготовлення та

ув'язування ЗТО та об'єктів конструкції ЛА. Значно покращує мобільність виробництва при зміні виробів, скорочує номенклатуру заготівельного оснащення в цехах і може здешевлювати виробництво ЛА.

Тобто в даній роботі виберемо для розглядання два методи плазово-шаблонний метод (ПШМ) і програмно-інструментальний метод (ПРІМ). Остаточний вибір методу ув'язування оснащення та схем складання буде зроблений після проведення розрахунків і аналізу [34].

2.2.4 Розрахунок точності складання

Визначити можливість застосування того чи іншого методу складання вузла можна, порівнюючи похибки складання з допуском на вузол. В технічних умовах (ТУ) на складання агрегатів допуски на контур передбачені тільки для агрегату. На контур вузлів допуски не наводяться, оскільки передбачається, що можливе застосування різних методів складання в залежності від умов виробництва. Останнє при розробці технологічного процесу вимагає обчислення допуску на вузол при заданому допуску на агрегат в певних умовах виробництва.

Зокрема, на точність складання впливають прийняті методи складання агрегату і схема ув'язування оснащення. Тому величина допуску на вузол визначається за виразом :

$$\delta_{\text{вузл}} = \delta_{\text{агр.ТУ}} - c_{\text{пр.агр-вузл}}$$

де $c_{\text{пр.агр-вузл}}$ – похибка ув'язування оснащення для складання вузла і агрегату, яка визначається відхиленнями на незв'язаних етапах перенесення розмірів, визначається як:

$$c_{\text{пр.агр-вузл}} = \pm \sqrt{\sum \left(\frac{\delta_{\text{н.е.}}}{2}\right)^2}$$

Допуск на складання кіля (з ТУ) дорівнює: $\delta_{\text{агр.ТУ}} = \pm 1,5$ мм. Структурні схеми ув'язування при ПШМ та ПРІМ наведені на рис. 2.1 і рис. 2.2.

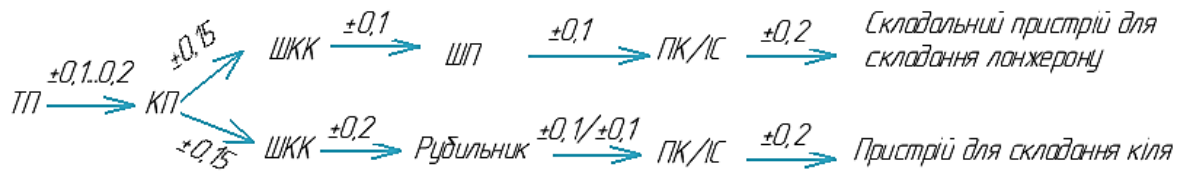


Рисунок 2.1 – Структурна схема ув'язування СП для складання лонжерона та кіля за допомогою метода ПШМ

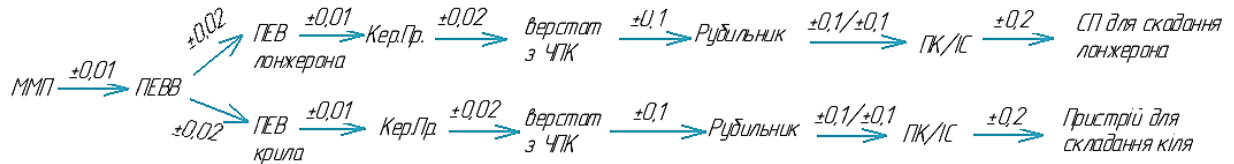


Рисунок 2.2 – Структурна схема ув'язування СП для складання лонжерона та кіля за допомогою метода ПРІМ

Розрахуємо допуск на вузол для методу **ПШМ** ув'язування:

$$c_{\text{пр.агр-вузл}} = \pm\sqrt{0,15^2 \cdot 2 + 0,1^2 \cdot 4 + 0,2^2 \cdot 3} = \pm 0,453 \text{ мм};$$

Допуск на складання лонжерона $\delta_{\text{вузл}} = \pm(1,5 - 0,453) = \pm 1,047 \text{ мм}$.

Розрахуємо допуск на вузол для методу **ПРІМ** ув'язування:

$$c_{\text{пр.агр-вузл}} = \pm\sqrt{0,02^2 \cdot 4 + 0,01^2 \cdot 2 + 0,1^2 \cdot 6 + 0,2^2 \cdot 2} = \pm 0,376 \text{ мм};$$

Допуск на складання лонжерона $\delta_{\text{вузл}} = \pm(1,5 - 0,376) = \pm 1,124 \text{ мм}$.

Розрахунки точності складання панелі/вузла, порівняння з допусками

Похибка складання вузла в пристрої визначається наступним чином:

1. Похибка $\delta_{\text{пр}}$ носія розмірів, тобто пристрою.
2. Похибка $\delta_{\text{проч}}$ від поводок і зсувів, викликаних утворенням з'єднань, прогинами пристрою в процесі складання і інших, не залежних від методу складання причинами.

3. Похибка $\delta_{\text{баз}}$ базування деталі.

Величина похибки базування характеризується зазором між ложементом пристрою і поверхнею деталі. Цей зазор можна зменшити, притиснувши

деталь до поверхні ложементу. Отже, похибка складання визначається за формулою:

$$\delta_{ск} = \delta_{пр} + \delta_{баз} + \delta_{проч},$$

$$\text{де } \delta_{проч} = 0,4 \cdot \delta_{ск}.$$

Похибка при базуванні деталі визначається як:

$$\delta_{баз} = k_{прит} \cdot C_{контур.пр-дет} = C_{контур.пр-дет},$$

Величину $k_{прит}$ приймають в залежності від кількості притисків. При розрахунку допусків на складання в пристрої без компенсації похибок приймають рівною $k_{прит} = 1$.

Структурні схеми ув'язування СП для складання пояса лонжерона та лонжерона кіля за допомогою метода ПШМ та ПРИМ зображені на рис. 2.3 і рис. 2.4.

В результаті допуск виглядає наступним чином:

$$0,6 \cdot \delta_{ск} = \delta_{пр} + C_{контур.пр-дет}.$$

Розрахунок похибок складання лонжерона кіля за методом ПШМ.

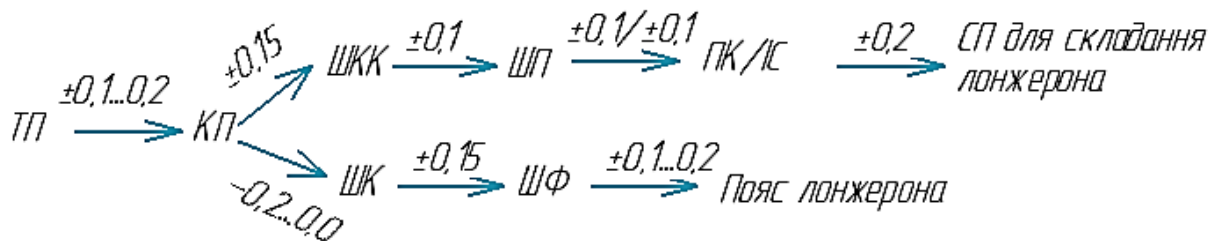


Рисунок 2.3 – Структурна схема ув'язування СП для складання пояса лонжерона та лонжерона кіля за допомогою метода ПШМ

Розрахуємо допуск на складання без компенсації похибок. При цьому допуск на складання визначається за такою формулою:

$$\delta_{пр} = \pm \sqrt{\sum (\delta_{ТП-прист})^2} = \pm \sqrt{0,1^2 \cdot 4 + 0,2^2 + 0,15^2} = \pm 0,32 \text{ мм};$$

$$C_{контур.пр-дет} = \pm \sqrt{\sum (\delta_{невяз.етап})^2} = \pm \sqrt{0,2^2 \cdot 3 + 0,1^2 \cdot 3 + 0,15^2 \cdot 2} \\ = \pm 0,44 \text{ мм};$$

$$0,6 \cdot \delta_{\text{СК}} = \pm(0,32 + 0,44) = \pm 0,76 \text{ мм}; \quad \delta_{\text{СК}} = \pm 1,26 \text{ мм.}$$

Похибка складання не перевищує допуск на вузол $\delta_{\text{СК}} < \delta_{\text{ВУЗЛ}}$, тобто $1,26 < 1,547$. Отже складання в пристрої без компенсації допустиме.

Розрахунок похибок складання лонжерона кіля за методом ПРИМ.

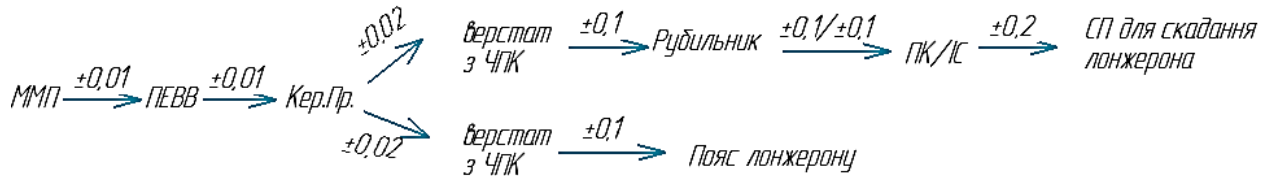


Рисунок 2.4 – Структурна схема ув'язування СП для складання пояса лонжерона та лонжерона кіля за допомогою метода ПРИМ

Розрахуємо допуск на складання без компенсації похибок. При цьому допуск на складання визначається за визначеною вище формулою:

$$\begin{aligned} \delta_{\text{пр}} &= \pm \sqrt{\sum (\delta_{\text{ТП-прист}})^2} = \pm \sqrt{0,01^2 \cdot 2 + 0,02^2 + 0,1^2 \cdot 3 + 0,2^2} \\ &= \pm 0,209 \text{ мм}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{\text{контур.пр-дет}} &= \pm \sqrt{\sum (\delta_{\text{невяз.етап}})^2} = \pm \sqrt{0,02^2 \cdot 2 + 0,1^2 \cdot 4 + 0,2^2} \\ &= \pm 0,203 \text{ мм}; \end{aligned}$$

$$0,6 \cdot \delta_{\text{СК}} = \pm(0,209 + 0,203) = \pm 0,41 \text{ мм}; \quad \delta_{\text{СК}} = \pm 0,683 \text{ мм.}$$

Похибка складання не перевищує допуск на вузол $\delta_{\text{СК}} < \delta_{\text{ВУЗЛ}}$, тобто $0,683 < 1,624$. Отже складання в пристрої без компенсації допустиме.

Виконавши точний розрахунок для складання і ув'язування з ПШМ і ПРИМ можна зробити висновок, що найбільш доцільно складати даний вузол в пристрої, використовуючи ПРИМ ув'язування. Цей метод найбільш перспективний з урахуванням розвитку методів математичного моделювання і випуску досконалого обладнання з ЧПК. Його використання гарантує високу точність виготовлення і ув'язування оснащення і об'єктів конструкції ЛА. ПРИМ зменшує кількість використовуваних шаблонів [37].

З огляду на перелічені вище факти, вибираємо метод складання і ув'язування заготівельного і складального оснащення на основі ПРИМ.

Схема складання та ув'язування представлена в додатку Д.

2.3 Розробка укрупненого технологічного процесу збирання агрегату: підбір інструменту й устаткування, технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць

2.3.1 Розробка технологічного процесу збирання. Вибір обладнання, устаткування, інструменту

Для розробки технологічного процесу складання використовуються такі вихідні дані:

- конструкторське креслення та технічні умови на складання;
- програма та обсяг випуску виробів;
- директивні технологічні матеріали та вхідні до них схеми членування, складання, ув'язування.

Технологічний процес складання – це послідовність установлення в складальне положення деталей і вузлів, їх фіксації та з'єднання між собою способами, передбаченими кресленням; визначення спеціальності, розряду і кількості робочих, а також норм часу, вибір інструменту та обладнання.

Для проєктування ТПС необхідно розробити:

- схему конструктивно-технологічного членування;
- схему забезпечення взаємозамінності та ув'язування;
- ескізи (електронні моделі) складального оснащення;
- ескізи (електронні моделі) засобів забезпечення ув'язування по стиках;
- технічний опис об'єктів складання та технічні умови на виробництво агрегату;
- технічні умови (далі – ТУ) на постачання СЧ.

Робоча технологія містить такі відомості про процес складання:

- суть операцій і переходів технологічного процесу;

- інструмент і обладнання, необхідне для кожної операції;
- норми часу на виконання операцій;
- спеціальність, кількість робітників і розряд робіт;
- операції контролю.

Порядок процесу складання:

- підготовка деталей до складання;
- установка деталей в заданому кресленнями положенні;
- фіксація деталей в установчому положенні;
- підготовка деталей до скріплення;
- скріплення деталей;
- контроль якості і точності з'єднань;
- заключні роботи.

Технологічний процес виготовлення лонжерона ЛА наведено у таблиці 2.1.

Таблиця 2.1 – Укрупнений технологічний процес виготовлення лонжерона кіля ЛА

№	Зміст технологічної операцій	Устаткування і інструмент
	Підготовка робочого місця.	
	Перевірка деталей на наявність бірок контролю	
1	Встановити на стінку лонжерона стійки за СО кріпити тех. болтами	п/дрель, свердло, викрутка
2	Встановити стінку лонжерона з проміжними стійками в пристрій для складання	
3	Встановити та зафіксувати за стапельною плитою пояси 2-ма гвинтовими штирями і одним гвинтовим фіксатором до рубильника стапеля головку пояса	МОЛОТОК
4	Заміряти набірним щупом зазори між площиною плити та привалочною поверхнею пояса. Розфіксувати та зняти пояс з пристрою, встановити в слюсарні тиски пояс і пришабрити привалочну поверхню пояса	щуп, напильник

5	Повторити операції 3-6 разів до повного прилягання без привалкової зазорів поверхні пояса та площини майстер-плити	
6	Контроль БТК Перевірити: Відсутність зазорів між привалочними поверхнями пояса та площиною плити. Відсутність зазорів між поясами та ложементами	
7	Зняти пояс	МОЛОТОК
8	Вібросміцнити пояси. Відновити покриття поясів	
9	Після повернення деталей відправлених відповідно до операції п.8 встановити їх у стапель і фіксувати їх 18-ю гвинтовими фіксаторами по ложементах стапеля, 4 гвинтовими штирями по майстер плиті, 14 тих болтами Ø5 та 8ю болтами Ø4	т/болт, гайка, викрутка
10	Свердлити 20 отворів Ø5.7 у поясах та стінки лонжерону. Розробити їх у 3 переходи і зняти фаски під галтелі болтів згідно ПІ-4	сверло, зінковка
11	Контроль БТК. Якість обробки 20 отворів. Наявність фаски під жолобники болтів	калібр-болт
12	Встановити в оброблені отвори на сирому ґрунті болти згідно креслення	
13	Встановити на стінку лонжерона по осях нервюр стійки по СО розсвердлити 18 з Ø2.7 до Ø3, кріпити техболтами	тех.болт, викрутка
14	Свердлити по 4 отвори Ø5,1 під заклепки по стійкам з поясом та по 2 отвори Ø3,1 зі стінкою лонжерона, встановити контрольні заклепки, зняти задирки	п/дрель, розгортка
15	За проміжними стійками замінити тех. болти на контрольні заклепки, зняти задирки	п/дрель, свердло, калібр
16	Підігнати торцеві поверхні фітинга, забезпечивши щільне прилягання до поясів лонжерону і ложементу пристосування для фіксації.	напильник, щуп
17	Встановити фітинг по фіксації пристосування. Кріпити тех. болтами.	п/дрель, свердло, тех.болти
18	Свердлити по НО фітинга отвору під а/гайки в поясі лонжерону	п/дрель, свердло
19	Контроль БТК. Перевірити за картою контролю: Встановлення деталей на відповідність кресленню. Встановлення тех.болтів та контрольних заклепок	щуп, шаблон
20	Розфіксувати лонжерон вийняти з пристрою і встановити на ложементи СЗУ.	МОЛОТОК

21	Свердлити лонжерон по НО поясів та стійок. Зняти задирки.	
22	Зняти лонжерон зі столу СЗУ.	
23	Контроль БТК	
24	Зняти фітинг. Свердлити у фітингу отвори під заклепки	п/дрель, свердло
25	Встановити фітинг на контрольних заклепках	
26	Вставити заклепки, клепати лонжерон на пресі. Металізація згідно з ПП	прес, штамп
27	Контроль БТК Перевірити: Встановлення заклепок за кресленням Параметри замикаючих головок заклепок Відсутність зазорів під заставними головками заклепками Величину перемичок, відсутність тріщин на головках заклепок. Величину обтиснення заставної головки	шаблон, щуп, штанген циркуль
28	Клепати стійки лонжерона в зоні підфрезировки біля поясів, знімаючи по черзі тех.болти	п/молоток
29	Грунтовати лонжерон кіля	
30	Контроль БТК Перевірити: Якість клепки Якість ґрунтовки	візуально

Складальне креслення переднього лонжерона кіля з специфікацією представлено в додатку Д.

2.3.2 Технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць

Деталі, що надходять на складання, повинні відповідати даним кресленням та задовольняти ТУ на поставку. Основні вимоги до деталей, що надходять на складання:

1. По взаємозамінності: відповідність у межах встановлених допусків фактичних розмірів деталі, її розмірів за кресленням, правильність положення складальних, напрямних та базових отворів щодо базових осей контуру.

2. За міцністю та експлуатаційними характеристиками: використання матеріалів потрібних марок, виконання умов термообробки, забезпечення

необхідної якості поверхні та заданої маси; застосування заданих антикорозійних та декоративних покриттів.

3. За спеціальними вимогами, обумовленими в кресленнях або технічно.

Технічні умови на постачання деталей та складальних одиниць, що входять до лонжерону, наведено в таблиці 2.2.

Таблиця 2.2 – Технічні умови поставки під збірок і деталей

Номер деталі	Найменування деталей	Кількість	Ступінь завершеності деталей
K103.160н.03.2000-01	Пояс верхній	1	Подавати без припуску, ОСБ \varnothing 15 мм
K103.160н.03.2000-02	Пояс нижній	1	Подавати без припуску, ОСБ \varnothing 15 мм
K103.160н.03.2000-03	Стінка	1	Подавати без припуску КФО \varnothing 5Н9
K103.160н.03.2000-04 K103.160н.03.2000-05 K103.160н.03.2000-06	Стійки (профіль)	1 6 3	Подавати без припуску по СО \varnothing 4Н9 в кожному, НО \varnothing 2,7 відповідно креслення
K103.160н.03.2000-07	Стійки (кутик)	12	Подавать без припуску НО \varnothing 3,1, согласно чертежу
K103.160н.03.2000-08	Фітинг	1	Подавати без припуску
K103.160н.03.2000-09	Фітинг	1	Подавати без припуску

2.4 Проектування складального пристосування: розробка схеми базування, складання технічних умов на проектування стапеля, вибір і обґрунтування прийнятих засобів виготовлення й монтажу складального пристосування, опис конструкції складального пристосування, монтаж складального пристосування

2.4.1 Розробка схеми базування складального пристосування

Схема базування - це сукупність установчих баз необхідних і достатніх для однозначного базування деталей у виробництві з позбавленням їх необхідної кількості ступенів свободи.

У літакобудуванні і вертольотобудуванні деталі, вузли, відсіки і агрегати при складанні базують за такими методами:

1. Складання з базуванням за СО - процес, при якому взаємне розташування деталей, що складаються визначається положенням наявних на них складальних отворів, в які на період з'єднання деталей вставляють фіксатори.

2. Складання з базуванням за КФО - процедура, при якій деталі поперечного набору каркаса встановлюють в складальне положення по КФО в деталях виробу, що збирається в елементах складального пристрою.

3. Складання з базуванням за поверхнею каркаса (ПК) - при такому методі базування обшивки (або стінки) встановлюють на поверхню каркаса і притискають рубильником на період з'єднання обшивки з елементами каркаса.

4. Складання з базуванням за зовнішньою поверхнею (ЗП) - при цьому методі базування поясу притискаються зовнішньою поверхнею до робочої поверхні рубильників та на період з'єднання їх з каркасом.

5. Складання з базуванням за внутрішньою поверхнею (ВП) - при цьому методі базування стінка притискається внутрішньою поверхнею до опорних поверхонь пристрою на період її з'єднання з каркасом через компенсатор.

6. Базування за отворами під стикові болти (ОСБ) - процес, при якому вузли стику, стикові профіля і кронштейни встановлюють в складальне положення по ОСБ і відповідним їм отворах в елементах складального пристрою.

7. Складання з базуванням за установчими базовими отворами (УБО) - процес, при якому деталі, вузли та секції встановлюють в складальне положення за УБО і УБО в елементах складального пристрою [26].

При розробці необхідно вибирати на деталях і вузлах базові поверхні, якими буде відбуватися установка і фіксація деталей, а також встановити послідовність подачі деталей і вузлів на складання.

З метою забезпечення точності складання необхідно прагнути до дотримання трьох основних принципів базування:

- єдності баз (вибір конструктивних баз в якості складальних);

- сталості баз (установча база на всіх етапах складання повинна залишатися установчою);
- суміщення баз (вибір складальних баз в якості установчих) [37].

Вибравши метод складання та метод ув'язування складального оснащення, розробимо схеми базування для конкретних деталей.

Пояси лонжерона встановлюються в пристрій та базуються по стапельній плиті, по контурах ложементів та фіксуються за допомогою притисків (рис. 2.5).

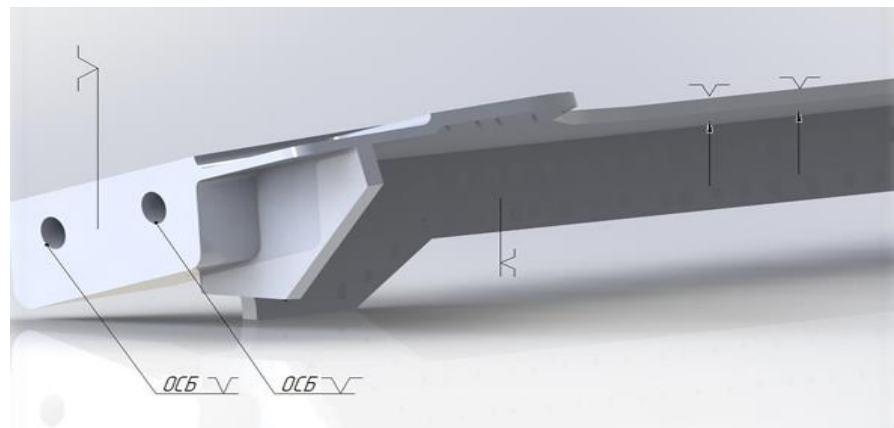


Рисунок 2.5 – Схема базування нижнього та верхнього поясів

Базування стійок представлено на рисунку 2.6. Стінка встановлюється в пристрій та базується за КФО, за контурами ложементів (рис. 2.7).

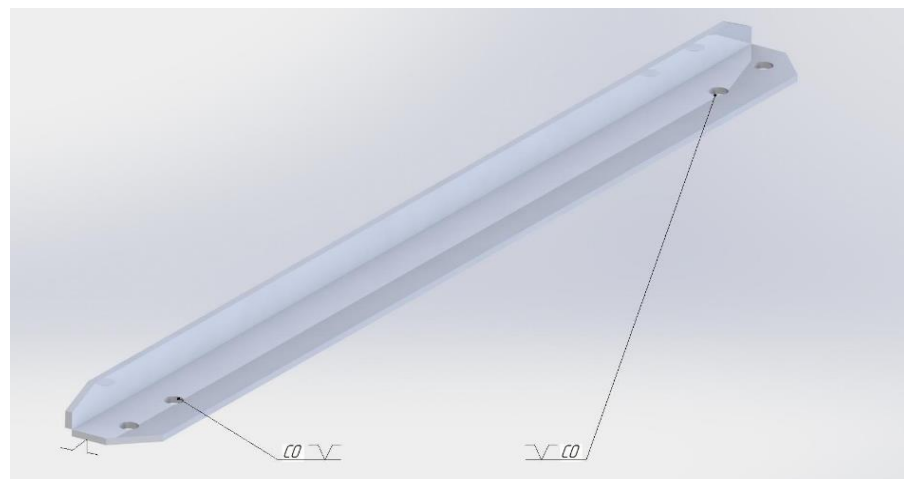


Рисунок 2.6 – Базування стійок першого типу



Рисунок 2.7 – Схема базування стінки із встановленими на ній стійками

Стійки базуються на стінці по СО, і опорним поверхням (рис. 2.8).

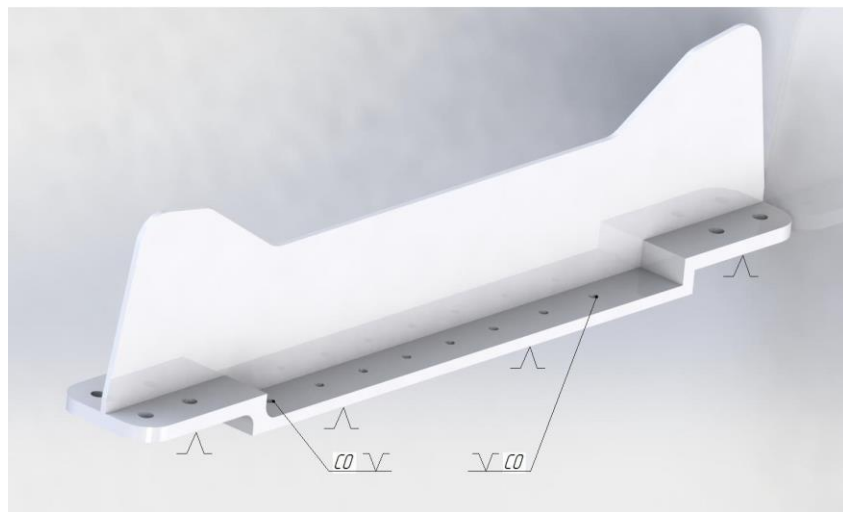


Рисунок 2.8 - Базування стійок другого типу

2.4.2 Технічні умови на проектування і конструкцію складального пристрою

Технічні умови на проектування складального пристрою є однією з основних документацій для проектування пристрою. Добре підготовлені документаційні дані служать основою для створення якісної конструкції, значно скорочують терміни і трудомісткість проектування і виготовлення пристрою. Безперервне підвищення вимог до точності та взаємозамінності зібраних елементів конструкції літака, до зростання продуктивності праці обумовлюються не тільки збільшенням кількості складальних пристроїв, але і більш високими технічними вимогами до них.

Основними є:

- забезпечення заданої ТУ точності складання вузла, яка повинна бути ув'язана зі ступенем точності складального пристрою;
- збереження точності складального пристрою протягом усього періоду експлуатації;
- збереження стабільного положення базових точок, вузлів і поверхонь, заданих ТУ на складання і надійність фіксації елементів;
- сталість заданих розмірів незалежно від коливань температури;
- використання в конструкції складального пристрою, як можливо більшої кількості стандартизованих елементів для здешевлення складального пристрою та скорочення термінів ТПП;
- раціональні розміри пристрою з метою кращого використання виробничих площ;
- дотримання правил техніки безпеки [21].

Технічні умови на проектування складального пристосування:

1. Призначення складального пристрою. Пристрій, який проектується, призначений для складання лонжерона кіля пасажирського літака.
2. Положення вузла, що збирається в складальному пристосуванні. Лонжерон розташований у горизонтальному положенні.
3. Перелік деталей, що входять у вузол у порядку технологічної послідовності складання:
 - стінка;
 - верхній та нижній пояс;
 - стійки (кутик);
 - стійки (профіль);
 - фітинг.
4. Основні технологічні бази лонжерона, що збирається, зазначені на схемі базування лонжерону (рис.2.5-2.8).
5. Взаємозамінність елементів складального пристрою. Так як використовується складання з неповною взаємозамінністю, то не всі елементи

лонжерону взаємозамінні. Елементи, що мають повну взаємозамінність - фіксатори контуру, фіксатори КФО, фіксатори ОСБ.

6. Спосіб закладення деталей у пристрої відбувається вручну. Закладка робиться від себе вперед, виймання – на себе.

7. Механізація пристрою відсутня. Свердління виконується пневматичним дрилем, клепка проводиться пневмомолотком і на пресі [26].

2.4.3 Вибір схеми та компоновки складального пристрою, конструювання складального пристрою

Складальний пристрій повинен забезпечувати:

1. Мінімум вимірювань, розмірів та підгонки в процесі складання;
2. Вільні підходи до робочих зон;
3. Швидкість встановлення та закріплення деталей;
4. Зручне для збирання розташування деталей.

Основне призначення складального пристрою - забезпечити необхідну точність і взаємозамінність виробу, що складають.

Основою для розробки складального пристрою служить схема розташування базових осей і базисних поверхонь. Також при розробці визначають положення фіксаторів і затискачів відносно до конструктивних осей на жорстких елементах каркаса пристрою. Правильний вибір розташування та кількість фіксаторів і затискачів визначають якість пристрою.

У загальному випадку складальний пристрій складається з наступних складових частин:

- а) каркаса, на якому монтують всі елементи пристрою;
- б) фіксаторів і затискачів для установки і закріплення деталей та вузлів в складальному положенні;
- в) вузлів і механізмів для закладки та виймання готових виробів;
- г) засобів механізації пристроїв і складальних процесів;
- д) допоміжних засобів оснащення;
- е) джерел енергії.

Каркас складального пристрою пов'язує всі елементи конструкції в єдине ціле. Від його жорсткості залежить точність положення всіх вузлів пристрою, однак при цьому він не повинен закривати собою робочі зони. Фіксатори й затискачі визначають і закріплюють у потрібному положенні деталі і вузли виробу, що збираються [26].

Схема складального пристрою зображена на рисинку 2.9.

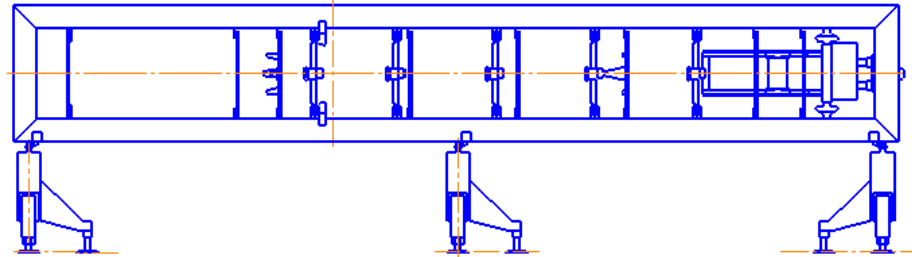


Рисунок 2.9 – Складальний пристрій

Складальне креслення пристрою для складання та специфікація до нього представлено в додатку Д.

2.4.4 ТУ на монтаж складального пристрою і розробка укрупненого технологічного процесу монтажу складального пристрою

Технічні умови на проектування стапелю складання лонжерону розробляються, виходячи з креслень (електронних моделей, повного електронного визначення) і ТПС агрегату.

Стапель складання є оснащенням першого порядку, куди на остаточне складання надходять окремі деталі та підбірки, які зібрані в окремих СП.

Стапель стаціонарний, положення агрегату в стапелі – горизонтальне, донною частиною донизу. Стапель призначений для базування, фіксації деталей і підбірок та їх з'єднання.

Роботи у стапелі ведуться ручним механізованим інструментом.

Основними технологічними базами є поверхні ложементів та рубильників, фіксатори ОСБ, а також поверхні контакту СЧ між собою.

Взаємозамінними елементами є контури, обводи, довжини, СО та ОСБ. При виготовленні та монтажі стапеля необхідні креслення (електронні моделі, повне електронне визначення) оснастки, плаз-кондуктор (далі – ПК), інструментальний стенд (далі – ІС).

Технічні умови на монтаж стапеля складання лонжерона кіля:

- Заливання вилок при монтажі пристрою проводити в ІС цементом НІАТ-МЦ.

- Забезпечити вільне відкривання притисків пояса лонжеронів.
- * – Інформація для довідки.
- Фарбувати за інструкцією цеху N24.
- Граничні відхилення приварених стаканів за довжиною не більш 2 мм.
- Маркувати К104.150н.03.2000 СП.
- Стапель фарбувати: ґрунт ВЛ-62, емаль НЦ-132П (фісташкова)

ГОСТ 6631-74.

Технологічний процес монтажу скадального пристрою:

1. Зварити раму згідно креслення та ТУ та встановити на стіл ІС;
2. Виставити вилки ложементів та вилки калібру стику у необхідне положення;
3. Залити вилки ложементів та вилки калібрів стику у необхідне положення;
4. Встановити калібр стику на вилку калібру стику;
5. Виставити фіксатори ОСБ за калібром стику, залити їх цементом НІАТ-МЦ;
6. Витягти калібр стику з ІС;
7. Навісити ложементи на вилки пристрою, кріпити класними штирями;
8. Витягти раму з ІС;
9. Встановити опори;
10. Встановити стійки на опори;
11. Здійснити монтаж рами на стійки;
12. Контроль монтажу.

2.5 Організація робочого місця й техніка безпеки

Планування робочого місця

Планування робочого місця має сприяти економії рухів у роботі та забезпечувати зручність підходів до всього обладнання, розміщеного на робочому місці (останнє необхідно також при ремонті), у той же час воно має бути компактним, а робоче місце повинне займати якнайменше виробничої площі.

За характером виконуваного трудового процесу робочі місця агрегатно-складальних цехів відносять до частково механізованих із застосуванням пневматичного та електрифікованого інструменту.

Місце складання оснащують наступними засобами технічного обладнання:

- а) пристроєм складання лонжерона;
- б) верстатами для підготовчих та позастапельних робіт;
- в) допоміжним обладнанням, що використовується при складанні (козелками, підставками та ін.);
- г) стелажами для зберігання деталей;
- д) повітро- та електропроводкою для підключення механізованого інструменту;
- е) підйомно-транспортними пристроями для закладання та вилучення деталей;
- ж) комплектом інструменту для складальних робіт (ключами, викрутками, свердлами, механічними гайковертами, дривами пневматичними та ін.).

Місця розташування електророзеток і забірних клапанів повітряної мережі для підключення пневмоінструменту повинні бути якомога ближче до робочих зон. Робочий інструмент повинен бути скомплектований за видами роботи, що виконується, і повинен зберігатися в інструментальній скриньці.

Спрощена схема робочого місця слюсаря-складальника наведена на рисунку 2.10.

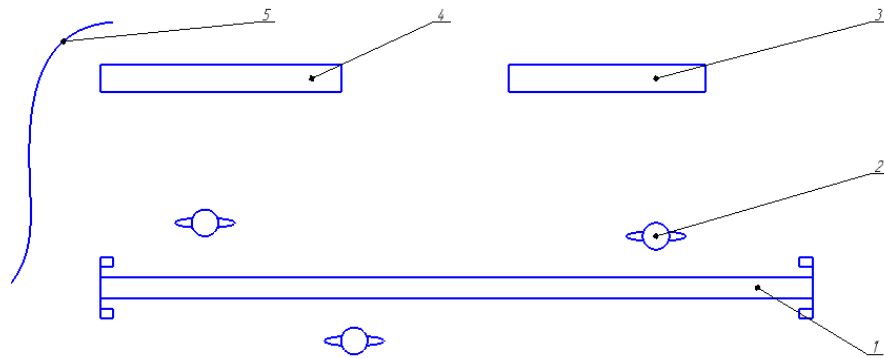


Рисунок 2.10 – Планування робочого місця:

1-складальний пристрій; 2 – робітник; 3 – комплект інструментів для складальних робіт, верстат для підготовчих та позастапельних робіт; 4 – стелаж для зберігання деталей; 5 – повітропроводка для підключення механізованого інструменту.

Контроль якості робіт ведуть без відриву основних робітників від процесу складання. Для отримання високої продуктивності праці слюсаря-складальника необхідно забезпечити якісне опалення, вентиляцію, освітлення, санітарно-технічні умови цеху [34].

Заходи з техніки безпеки на робочому місці

1.1. Ця орієнтовна інструкція поширюється на осіб, що працюють за професією складальника-клепальника на підприємствах по виробництву авіаційної і оборонної техніки і які зайняті виконанням герметичних й негерметичних клепаних з'єднань за допомогою заклепок виготовлених з алюмінієвих і титанових сплавів, які формуються тиском на стаціонарних свердлильно-клепальних гідравлічних та клепальних пневматичних пресах, переносних клепальних пневмоелектричних пристроях, а також за допомогою ручних пневматичних молотків, ручних гідравлічних пресів у виробничих умовах з використанням переналагоджувальних пристосувань і стапелів тощо.

1.2. До роботи складальником-клепальником допускаються особи у віці не молодше 18 років, що пройшли медичний огляд та не мають медичних протипоказань, які у навчальному закладі отримали професію складальника-клепальника.

1.3. До самостійної роботи допускаються складальники-клепальники після отримання вступного та первинного інструктажів, стажування безпосередньо на робочому місці протягом 2-15 змін (залежно від стажу, досвіду і характеру робіт) під керівництвом досвідченого кваліфікованого складальника-клепальника.

1.4. Технологічний процес виконання герметичного клепального з'єднання включає:

- комплектацію вхідних деталей і технологічних матеріалів;
- отримання герметизуючих сполук (клеїв, герметиків, розчинників, антиадгезійних сполук);
- очищення поверхні деталей, що збираються, знежирення та нанесення герметизуючої сполуки;
- попередню збірку;
- обробку технологічних отворів;
- видавлювання надлишків герметизуючої сполуки та її полімеризацію;
- обробку отворів під заклепки;
- виконання заклепувального з'єднання;
- зовнішню герметизацію шва;
- контроль герметичності клепального з'єднання.

1.5. Технологічний процес виконання негерметичного клепального з'єднання ручними пристроями включає:

- комплектацію вхідних деталей;
- отримання пристрою типу: свердлильної ручної пневматичної машини, заклепок;
- очищення поверхні деталей, та їх попереднє складання;
- обробку отворів під заклепку;
- розбирання і зняття задирок в отворах;
- складання і монтаж деталей;
- виконання заклепувального з'єднання.

1.6. Технологічний процес виконання негерметичного клепального з'єднання на стаціонарних свердлильно-клепальних автоматах включає:

- комплектацію вхідних деталей та їх попереднє з'єднання;
- установку складальної одиниці у вирівнювальному пристрої;
- виконання заклепувального з'єднання в автоматизованому режимі: свердління отвору, зенкування гнізда під потайну голівку, постановку і розклепування голівок заклепки.

1.7. Технологічний процес виконання клепальних з'єднань на стаціонарних пневматичних клепальних пресах включає:

- комплектацію вхідних деталей та їх попереднє з'єднання;
- установку складальної одиниці на столі преса;
- групову клепку з'єднання.

1.8. Під час виконання робіт на складальників-клепальників можуть діяти небезпечні фактори. Фізичні небезпечні і шкідливі фактори:

- машини і механізми, що рухаються;
- вироби, заготовки, матеріали, що пересуваються;
- підвищена запиленість і загазованість повітря робочої зони;
- підвищена або знижена температура поверхонь обладнання матеріалів;
- підвищена або знижена температура повітря робочої зони;
- підвищений рівень шуму на робочому місці;
- підвищена або знижена вологість повітря;
- відсутність або недостатність природного світла; недостатня освітленість робочої зони;
- підвищена яскравість світла;
- гострі краї деталей, що з'єднуються;
- значна (більше 1,3 м) висота робочого місця відносно поверхні підлоги;
- можливість виникнення пожежі при виконанні герметичної клепки складальних одиниць, при яких між деталями, які з'єднуються заклепками, наносяться герметизуючі сполуки типу епоксидних клеїв і герметиків, а при встановленні технологічного кріплення -антиадгезійні мастила;

- можливість ураження робочою рідиною, що має тиск 25 МПа (250 кгс/см²), стиснутим повітрям до 0,6 МПа (6 кгс/см²), а також уламками деталей, що руйнуються.

Психофізіологічні небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

- нервово-психічні перевантаження - монотонність праці, емоційні перевантаження;
- фізичні перевантаження - статичні, динамічні.

1.9. Складальник-клепальник на робочому місці в стані алкогольного чи наркотичного сп'яніння несе відповідальність відповідно до правил внутрішнього трудового розпорядку підприємства.

1.10. Складальник-клепальник при виконанні робіт, повинен бути в спецодязі, виготовленому і виданому відповідно державних стандартів та галузевих норм, а саме напівкомбінезон бавовняний; рукавички вітрозахисні; заглушки вушні

1.11. Складальники-клепальники можуть виконувати роботу тільки у виробничих приміщеннях, які прийняті до експлуатації у відповідності з діючим в Україні законодавством. Під час виконання робіт, концентрація пилу, шкідливих парів, газів і інших аерозолів в повітрі робочої зони, повинна відповідати діючому законодавству (стандартам і санітарним нормам). Вміст шкідливих речовин в повітрі робочої зони не повинен перевищувати гранично допустимих концентрацій, вказаних в нормативно-технічній документації.

1.12. Курити тільки в спеціально відведених місцях, встановлених правилах внутрішнього трудового розпорядку підприємства.

1.13. Не працювати з несправним обладнанням.

1.14. Під час роботи потрібно дотримуватись санітарних норм і правил особистої гігієни: переодягатися і залишати особисті речі та одяг в побутових приміщеннях; їжу та питну воду вживати у спеціально обладнаних місцях.

1.15. Складальник-клепальник, що порушує вимоги цієї інструкції, несе дисциплінарну, адміністративну, матеріальну або кримінальну відповідальність згідно з чинним законодавством [34].

3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

3.1 Конкурентні переваги літака, що проєктується, й оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту

Аналізуючи конкурентну спроможність спроектованого літака на ринку, можна відмітити декілька переваг порівняно з іншими американськими літаками аналогічного типу.

1) *Продуктивність та економічність*: через те, що спроектований літак оснащений двома поршневыми двигунами Continental GTSIO-520-L, це забезпечує йому хорошу продуктивність та економічність у використанні палива. Порівняно низькі експлуатаційні витрати допоможуть залучити клієнтів і збільшити попит на ринку збуту.

2) *Місткість та комфорт*: літак здатний перевозити до 9 пасажирів у комфортабельній кабіні. Це робить його привабливим вибором для бізнес-перельотів, сімейних поїздок та чартерних рейсів.

3) *Дальність польоту та гнучкість маршрутів*: має значну дальність польоту, що робить його придатним для тривалих перельотів як національною, так і міжнародною територією. Його здатність оперувати з невеликих аеродромів робить його гнучким у виборі маршрутів і дозволяє досягати місць, недоступних для великих комерційних авіалайнерів.

4) *Надійність та керованість*: літак даного типу через простоту в обслуговуванні, керованості та загальну продуктивність буде цінуватися серед замовників, забезпечуючи пілотам зручність у керуванні літаком [7].

3.1.1 Характеристика тактико-економічних показників легкого літака, як товарного продукту

Концепція тактико-економічних показників охоплює аналіз характеристик товарного продукту, оцінку його ринкової цінності,

конкурентоспроможності, а також прогнозування його потенційного впливу на фінансові показники компанії.

Розглянемо основні тактико-економічні показники для даного літака:

- **Ціна:** вартість літака є одним із ключових тактико-економічних показників. Вона залежить від стану, року випуску, комплектації та інших параметрів, а також повинна відповідати якості.

- **Продуктові характеристики:** Важливо аналізувати технічні характеристики літака, такі як:

- злітна маса літака - 3573 кг;
- максимальна дальність польоту – 2000 км;
- місткість – 9 пасажирів і 2 пілота;
- маса корисного навантаження - 1150 кг;
- швидкість крейсера – 400 км/год;
- тип двигунів - Continental GTSIO-520-L;
- висока безпека експлуатації;
- здатність виконувати зліт та посадку на будь-якій ділянці;
- легкість та доступність обслуговування.

- **Ринкова частка:** надійність, доступність та економічність роблять цей літак привабливим вибором для багатьох клієнтів.

- **Прогнозований попит:** Оцінка попиту включає аналіз тенденцій ринку, економічних факторів і потреб цільової аудиторії. Враховуючи зростаючий інтерес до бізнес-авіації та потребу у гнучкому та комфортному повітряному транспорті, можна припустити, що попит на такі літаки залишиться стабільним або навіть зросте у майбутньому.

- **Фінансові показники:** оцінка впливу продажів спроектованого літака на фінансові показники компанії включає аналіз прибутку, вкладень у виробництво та маркетинг, а також витрат на обслуговування та підтримку клієнтів. Розробивши ефективну стратегію продажів і маркетингу, можна передбачити попит і збільшити фінансові показники [7].

3.1.2 Споживчі якості літака, що впливають на конкурентні переваги та економічні витрати при проектуванні літака в дослідному конструкторському бюро та при серійному виготовленні літака на виробничому авіаційному підприємстві

Споживчі якості, що впливають на конкурентні переваги та економічні витрати при проектуванні літака **як в конструкторському бюро, так і на серійному виробництві.**

Високі стандарти якості у виробництві, надійність та довговічність літаків, зменшення ймовірності дефектів та аварійних ситуацій під час експлуатації, все це знижує ризики та економічні витрати на гарантійне обслуговування та ремонт.

Розробка літака з ефективною системою двигунів та аеродинамікою, що забезпечують мінімальну витрату палива на одиницю пройденої відстані. А також створення літака з гарним співвідношенням між місткістю, дальністю польоту та швидкістю дозволяє задовольнити різноманітні потреби клієнтів. Літаки, здатні виконувати довгі перельоти без додаткових зупинок і оперувати з невеликих аеродромів, мають конкурентну перевагу на ринку.

Також можливість сертифікації літаків грає дуже важливу роль. Літаки сертифіковані відповідно до міжнародних стандартів безпеки, можуть залучити більше клієнтів, оскільки вони відповідають високим вимогам щодо безпеки польотів. Це також знижує ризики юридичних проблем та економічних витрат на компенсацію збитків у разі інцидентів [38].

Оптимізовані виробничі процеси **на серійному підприємстві** та використання передових технологій дозволяють знизити витрати на виробництво літаків, зменшити терміни випуску та підвищити загальну продуктивність підприємства. Це може призвести до зниження собівартості та більш конкурентоспроможних цін на ринку.

Взаємозамінність та доступність – зменшують ресурси, кошти та час власників на пошук запасних частин, обслуговування та ремонт.

Створення на підприємствах інфраструктури для надання високоякісної технічної підтримки та обслуговування після продажу допомагає підвищити задоволеність клієнтів та можливість повторних покупок.

Перевагою виробництва **в конструкторському бюро** є можливість використання більш якісних матеріалів та комплектуючих, що може знизити загальні витрати на виробництво та ремонт у майбутньому. Це може бути особливо важливим в умовах жорсткої конкуренції на ринку.

Також у конструкторському бюро можна замовити унікальний ексклюзивний дизайн кабіни, освітлювання, шумоізоляції, системи вентиляції та розваг на борту. Конструктори можуть створити літаки, які не тільки придуться до вподоби замовнику, але й збережуть високий рівень комфорту. Це в свою чергу може залучити більше клієнтів та підвищити доходи.

З огляду на вище перераховані споживчі якості під час серійного виробництва, можна зауважити, що виробничі підприємства та конструкторські бюро можуть створювати продукцію, що відповідає очікуванням клієнтів, забезпечує високу конкурентоспроможність та ефективність в експлуатації [33].

3.1.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень та визначення обсягу можливих продажів готових літальних апаратів

Проведемо аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень:

- **аналіз попиту** - дослідження попиту дозволить визначити інтерес до літаків цього типу на ринку. Маркетингові дослідження можуть включати аналіз запитів на купівлю, оренду або чартерні рейси, а також огляди та відгуки клієнтів.

- **ідентифікація цільової аудиторії** - визначення потенційних клієнтів та їх характеристик допоможе сформулювати цільову аудиторію для літака. Це може бути бізнес-клас, приватні власники, оператори чартерних рейсів та інші.

- **аналіз конкурентів** - вивчення інших літаків аналогічного типу на ринку допоможе визначити їх переваги та недоліки. Це дозволить виділити унікальні особливості та конкурентні переваги літака.
- **аналіз трендів та перспектив** - вивчення поточних тенденцій в авіаційній індустрії, таких як зростання попиту на приватні та бізнес-авіалайнери, а також зміни у правилах та регулюванні авіації.
- **огляд цінової стратегії** - вивчення цінової політики конкурентів та аналіз цін на літак допоможе визначити оптимальну цінову стратегію для максимізації прибутку та конкурентоспроможності.
- **збір зворотного зв'язку від клієнтів** - збір зворотного зв'язку від поточних власників та операторів дозволить виявити їхні потреби, проблеми та пропозиції щодо покращення продукту та послуг.
- **комерційні угоди та контракти** - враховуйте можливі комерційні угоди та контракти, які можуть вплинути на обсяг продажів. Наприклад, укладення великих угод з авіаційними компаніями або чартерними операторами може значно збільшити обсяг продажів.

На основі цих даних можна скласти прогнозний план продажів для літака на певний період часу. Але прогнози завжди пов'язані з певним ступенем ризику, і його потрібно аналізувати, щоб створити способи його запобігання.

Оскільки **ризик** - це можливість виникнення негативних подій або втрат, які можуть вплинути на досягнення цілей або виконання завдань. Ризик може виникати з різних джерел, включаючи фінансові, операційні, технологічні, політичні та інші аспекти бізнесу чи проєкту.

Аналіз ризиків включає наступні етапи:

- ідентифікація ризиків - визначення потенційних загроз та можливостей, які можуть вплинути на досягнення цілей проєкту чи бізнесу. Це може бути виконано за допомогою аналізу стейкхолдерів, дослідження ринку, аналізу попередніх проєктів та інших методів.

- оцінка ризиків - визначення ймовірності виникнення ризику та величини його впливу на проєкт чи бізнес. Це дозволяє визначити, які ризики вимагають особливої уваги та управління.

- розробка стратегій управління ризиками - розробка планів та заходів щодо управління ризиками, включаючи їх запобігання, пом'якшення наслідків, передачу або прийняття ризику. Це може включати розробку контингентних планів, страхування, диверсифікацію інвестицій та інші методи.

- реалізація та моніторинг - впровадження стратегій управління ризиками та моніторинг їхньої ефективності протягом усього проєкту чи життєвого циклу бізнесу. Це дозволяє реагувати на зміни у навколишньому середовищі та коригувати стратегії управління ризиками за потреби.

Для запобігання ризикам були розроблені основні способи, які наведені нижче:

1) Уникнення. Уникнення ризику шляхом зміни бізнес-моделі, стратегії або процесів, щоб зменшити ймовірність виникнення негативних подій.

2) Пом'якшення. Прийняття заходів для зменшення можливих втрат у разі виникнення ризику. Це може включати створення резервних фондів, резервних планів або встановлення систем безпеки.

3) Передача. Передача ризику третій стороні, наприклад, шляхом страхування чи аутсорсингу певних функцій чи завдань.

4) Прийняття. Прийняття ризику, усвідомлене прийняття можливих втрат в обмін на якусь вигоду чи можливість збереження хоча б частини капіталу.

Ефективне управління ризиками допомагає організаціям мінімізувати втрати, підвищувати ефективність та збільшити обсяги продажу у динамічному та непередбачуваному середовищі бізнесу.

Тепер розберемось з поняттям обсягу продажу та прогнозами можливих продажів готових літаків.

Обсяг продажу - це кількість товарів або послуг, реалізованих компанією за певний період часу. Це ключовий показник успіху для бізнесу,

оскільки він відображає, наскільки продукти або послуги на ринку користуються попитом.

В реальному часі важко назвати навіть приблизні данні, які стосуються обсягу продаж спроектованого літака. Об'єм продаж може перебувати приблизно в діапазоні від кількох десятків до кількох сотень одиниць на рік в залежності від способу виробництва: в конструкторському бюро або ж на серійному підприємстві; яке оснащення і матеріали будуть доступні за бюджетом; яка буде продуктивність виробництва однієї одиниці; які ринкові умови, конкуренція і на скільки ефективна буде маркетингова стратегія; які будуть відгуки від клієнтів і яка цільова аудиторія буде обрана для реалізації продукту.

Усі перераховані чинники впливають на обсяг продажу, тому у майбутньому потрібно буде слідкувати за цим показником, аналізувати динаміку та зміни, щоб ухвалювати відповідні стратегічні рішення та заходи для збільшення обсягу продажів для поліпшення результатів [38].

3.2 Вихідні дані для розрахунку тактико-економічних показників ефективності створення літака

3.2.1 Дані для розрахунку витрат у дослідно-конструкторському бюро

Для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро знадобляться масові характеристики конструкції і устаткування літака, швидкісні характеристики, а саме максимальне число Маха польоту і максимальна швидкість польоту.

Масові характеристики літака, що проєктується:

- маса конструкції літака – 1059 кг;
- маса силової установки – 617 кг;
- маса обладнання – 554,5 кг;
- маса комерційного навантаження – 990 кг;
- маса екіпажу – 160 кг.

Швидкісні характеристики літака:

- максимальне число Маха літака $M = 0,3$;
- максимальна швидкість польоту $V_{\max} = 400$ км/год;
- максимальна дальність польоту $L = 2000$ км.

Описані вище характеристики будуть використовуватись при обчисленні витрат необхідних для розрахунку витрат у ДКБ та при серійному виробництві літака.

3.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака

Для розрахунку витрат у серійному виробництві знадобляться відносні параметри літака, запланований обсяг випуску літаків, статистика.

3.3 Розрахунок основних тактико-економічних показників проєктування і виробництва літального апарату

3.3.1 Розрахунок витрат дослідницько-конструкторського бюро

Попереднє укрупнене визначення витрат визначається на етапі аванпроєкту. Тому окремі витрати – аванпроєкт, ескізне та робоче проєктування доцільно об'єднати в один етап – проєктування. Витратами на етапі передачі документації на серійний завод можна знехтувати. Отже розрахунок витрат ведеться окремо по етапах:

- проєктування;
- виготовлення дослідних зразків;
- витрати на випробування та корегування конструкторських креслень.

Сумарні витрати на проєктування конструкції ЛА визначаються формулою:

$$C_{\text{проєкт}} = 1,5 \cdot K_{\text{нбо}} \cdot m_{\text{пл}}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma_{(M+1)}}{\alpha_{(M+1)}}, \quad (3.1)$$

де $m_{\text{пл}}^{0,1}$ – маса планера літака з обладнанням, включаючи масу службового навантаження та екіпажу без маси силових установок, в тонах;

$K_{\text{нбо}} = 1,61$ – коефіцієнт, який враховує обов'язкові внески відчислення;

$\Gamma_{(M+1)}$ – гама функція, що залежить від величини M ;

$M = 0,36$ – максимальна швидкість літака в числах M ;

$\alpha^{(M+1)}$ – параметр, який характеризує вірогідне відхилення або міру розсіяння випадкової величини [33].

$$C_{\text{проект}} = 1,5 \cdot 2,523^{0,1} \cdot 1,61 \cdot \frac{0,89018}{0,00467^{1,36}} = 3486,1 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на виготовлення дослідних зразків ЛА визначаються за формулою:

$$C_{N \text{ виг}} = 1,5 \cdot K_{\text{нбо}} \cdot m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699} \cdot N^{0,2}, \quad (3.2)$$

де V_{max} – максимальна швидкість літака, км/год.;

N – порядковий номер дослідного зразка.

$$C_{1 \text{ виг}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 2,523^{1,237} \cdot 440^{0,699} \cdot 1^{0,2} = 534,39 \text{ тис. дол.}$$

$$C_{2 \text{ виг}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 2,523^{1,237} \cdot 440^{0,699} \cdot 2^{0,2} = 613,86 \text{ тис. дол.}$$

$$C_{3 \text{ виг}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 2,523^{1,237} \cdot 440^{0,699} \cdot 3^{0,2} = 665,71 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на випробування ЛА та корегування конструкторських креслень ЛА визначаються за формулою:

$$C_{\text{вип}} = 1,5 \cdot K_{\text{нбо}} \cdot n_{\text{зр}} \cdot 10^4 \cdot K_{\text{взл}} \cdot [1 + 0,01(n_{\text{зр}} - 1)], \quad (3.3)$$

де $n_{\text{зр}}$ – кількість льотних зразків;

$K_{\text{взл}}$ – коефіцієнт, залежний від довжини злітної смуги, $L_{\text{взл}} < 1$ км, $K_3 = 1$.

$$C_{\text{вип}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 3 \cdot 10^4 \cdot 1 \cdot [1 + 0,01(3 - 1)] = 73,9 \text{ тис. дол.}$$

Сумарні витрати ДКБ та ціна проєкту ЛА визначається за формулами:

$$C_{\text{ДКБ}} = C_{\text{проект}} + C_{N \text{ виг}} + C_{\text{вип}}. \quad (3.4)$$

$$C_{\text{ДКБ}} = 3486,1 + 534,92 + 73,9 = 4094,92 \text{ тис. дол.}$$

$$Ц_{\text{ДКБ}} = C_{\text{ДКБ}} + П_{\text{ДКБ}}; \quad (3.5)$$

$$Ц_{\text{ДКБ}} = 4094,92 + 818,98 = 4913,9 \text{ тис. дол.},$$

де $П_{\text{ДКБ}}$ – плановий прибуток ДКБ 20%.

3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво літального апарату

Виробнича середня собівартість одного літака із річної програми випуску в N штук визначається наступним чином, дол.:

$$C_{\text{вир}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{пв}} + V_{\text{со}} + V_{\text{пост}} + V_{\text{зп}} + V_{\text{есв}} + V_{\text{зв}}, \quad (3.6)$$

де $V_{\text{мат}}$ - вартість основних матеріалів, сировини, докупних напівфабрикатів (поковок, штамповок, лиття); $V_{\text{пв}}$ - вартість покупних виробів (приладів, бортового обладнання та установок, за винятком двигунів); $V_{\text{со}}$ - витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки; $V_{\text{пост}}$ - постановочні витрати на розробку технологічних, серійних технологічних процесів, їх обробку. Розраховуються в відсотковому співвідношенні від витрат на виготовлення технологічної оснастки ($V_{\text{со}}$); $V_{\text{зп}}$ - витрати на заробітну плату (основна та додаткова) виробничих робочих; $V_{\text{есв}}$ - відрахування на соціальні заходи; $V_{\text{зв}}$ - загальновиробничі витрати.

Витрати на основні матеріали, сировину та покупні напівфабрикати (поковок, штамповок, лиття) обчислюються:

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{пл}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg N}, \quad (3.7)$$

де N – річна програма випуску ЛА.

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 2,523^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg 15} = 30,559 \text{ тис. дол.}$$

Вартість покупних виробів (приладів, бортового обладнання та установок, за винятком двигунів) визначаються:

$$V_{\text{пв}} = 1,95 \cdot (0,02 \cdot V_{\text{max}} + 18,37 \cdot m_{\text{пл}} - 37,7) \cdot N^{-0,09}; \quad (3.8)$$

$$V_{\text{пв}} = 1,95 \cdot (0,02 \cdot 440 + 18,37 \cdot 2,523 - 37,7) \cdot 15^{-0,09} = 26,66 \text{ тис. дол.}$$

Загальні витрати на виготовлення, ремонт та відновлення спеціальної технологічної оснастки, визначаються за формулою:

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{к}} \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5, \quad (3.10)$$

де $T_{\text{к}}$ - трудомісткість виготовлення комплексу технологічної оснастки, млн. нормо-год; K_1 - коефіцієнт враховуючий об'єм випуску; K_2 - коефіцієнт, який враховує рівень використання нормалізованого оснащення; K_3 - коефіцієнт, який враховує рівень наступності створеної конструкції; K_4 -

коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення; K_5 – коефіцієнт, що враховує тип літака вертикального зльоту та посадки з горизонтальним положенням фюзеляжу [33].

Тоді

$$T_k = (2,943 + 0,0775 \cdot m_{\text{пл}} - 2,58 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{пл}}^2) \cdot 1,05^n; \quad (3.11)$$

де n – кількість двигунів на ЛА;

$$\begin{aligned} T_k &= (2,943 + 0,0775 \cdot 2,523 - 2,58 \cdot 10^4 \cdot 2,523^2) \cdot 1,05^2 \\ &= 2,33 \text{ млн. нормо – год}; \end{aligned}$$

$$K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 15 + 0,64 = 0,674;$$

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

$K_3 = 1$ – коефіцієнт, що враховує рівень спадкоємності створюваної конструкції, оскільки $X = 0$;

де X – відсоток деталей, що перейшли з минулої конструкції.

Для класу легких літаків: $K_4 = 1,48$ – коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт і відновлення.

Для усіх типів ЛА: $K_5 = 1$ – коефіцієнт, що враховує тип літака вертикального зльоту і посадки.

$$T_{\text{осн}} = 2,33 \cdot 0,67 \cdot 1,075 \cdot 1 \cdot 1,48 \cdot 1 = 2,5 \text{ млн. нормо – год};$$

Витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки визначаються:

$$CO = T_{\text{осн}} \cdot \bar{C} = 2,5 \cdot 2,7 = 6,74 \text{ млн. дол.}, \quad (3.11)$$

де \bar{C} – вартість виробництва одного нормо-часу виробництва спеціальної технологічної оснастки, що дорівнює 2,5 – 2,7 дол.

Тоді витрати на виготовлення технологічної оснастки, що припадають на один літак, розраховуються за формулою:

$$V_{CO} = \frac{CO}{N_1 + N_2} = \frac{6,74}{15 + 20} = 192,65 \text{ тис. дол.}; \quad (3.12)$$

Розрахуємо величину постановочних витрат, які викликані освоєнням в серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення:

$$V_{\text{пост}} = 0,44 \cdot 192,65 = 84,76 \text{ тис. дол.};$$

Витрати на заробітну плату (основна та додаткова) робочих:

$$V_{ЗП} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot 3,013 \cdot m_{пл}^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{пр}, \quad (3.13)$$

де $K_{пр}$ – коефіцієнт, що враховує підвищення продуктивності праці робочих при освоєнні виробництва ЛА на протязі 7 років ($K_{пр}=1,08^{-t}$); $t = 5$ для легких літаків.

$$V_{ЗП} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot 3,013 \cdot 2,523^{0,903} \cdot 0,36^{0,42} \cdot 15^{-0,32} \cdot 1,08^{-5} = 19,4 \text{ тис. дол.}$$

Сума обов'язкових соціальних внесків (ЄСВ) від витрат на оплату праці робітників всіх категорій промислово-виробничого персоналу на річну програму випуску, визначається як:

$$V_{ЄСВ} = \frac{I_{ЄСВ} \cdot V_{ЗП} \cdot N}{100}, \quad (3.14)$$

де $I_{ЄСВ}$ – відрахування на соціальні заходи (згідно діючого законодавства є обов'язковими, ЄСВ дорівнює 22% для усіх категорій платників).

$$V_{ЄСВ} = \frac{22 \cdot 19,4 \cdot 15}{100} = 64,02 \text{ тис. дол.}$$

Загальновиробничі витрати на організацію виробництва та управління цехами, дільницями, відділеннями та іншими підрозділами основного й допоміжного виробництва, а також витрати на утримання та експлуатацію машин і обладнання, укрупнено обчислюються, як:

$$V_{ЗВ} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot V_{ЗП} \cdot N^{-0,359}; \quad (3.15)$$

$$V_{ЗВ} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot 19,4 \cdot 15^{-0,359} = 52,142 \text{ тис. дол.}$$

Сума всіх вище зазначених витрат буде складати середню виробничу вартість ЛА.

$$C_{вир} = V_{мат} + V_{ПВ} + V_{СО} + V_{пост} + V_{ЗП} + V_{ЄСВ} + V_{ЗВ},$$

$$\begin{aligned} C_{вир} &= 30,56 + 26,7 + 192,65 + 84,76 + 19,4 + 64,02 + 52,14 \\ &= 470,2 \text{ тис. дол.} \end{aligned}$$

3.4 Оцінка ефективності виготовлення літального апарату в залежності від об'ємів їх реалізації на ринках збуту

Витрати на збут включають витрати, які пов'язані з реалізацією продукції.

Витрати на збут, укрупнено можна планувати в розмірі 1,5% від виробничої собівартості:

$$V_{\text{збут}} = C_{\text{вир}} \cdot 0,015 = 470,2 \cdot 0,015 = 7,05 \text{ тис. дол} \quad (3.16)$$

Повна собівартість літака із річної програми випуску в N штук, складає:

$$C_{\text{пов}} = C_{\text{вир}} + V_{\text{збут}} = 470,2 + 7,05 = 477,25 \text{ тис. дол}; \quad (3.17)$$

Розрахунковий прибуток від одного літака без вартості двигунів може бути визначений наступним чином:

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{K_R \cdot C_{\text{пов}}}{100}, \quad (3.18)$$

де K_R - коефіцієнт рентабельності (рекомендований для реалізації на ринках чистої конкуренції, дорівнює 20%)

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{20 \cdot 477,25}{100} = 95,45 \text{ тис. дол.}$$

Розрахункова середня ціна літака без двигунів визначається, як:

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{пов}} + P_{\text{ЛА}} + \text{ПДВ}, \quad (3.19)$$

де ПДВ – податок на додану вартість ЛА (держподаток в бюджет держави), ПДВ = 20% і розраховується як:

$$\text{ПДВ} = (C_{\text{пов}} + P_{\text{ЛА}}) \cdot \frac{20}{100} = 0,2 \cdot (95,45 + 477,25) = 114,54 \text{ тис. дол.}$$

$$C_{\text{ЛА}} = 477,25 + 95,45 + 114,54 = 687,24 \text{ тис. дол.}$$

При оцінці економічних показників, двигун було розглянуто, як самостійний об'єкт обраний на основі льотно-технічних та цінових показників літака. Для розроблюваного літака найбільш ефективні та економічні поршневі двигуни, які також застосовуються на літаках-прототипах [33].

За статистичними даними вартість ПД типу Continental GTSIO – 520 – L, який використовується на даному літаку дорівнює 105 тис. дол., а комплект гвинтів з усіма додатковими деталями коштує приблизно 35 тис. дол.

Тоді розрахункова середня ціна одного літака з двигунами складатиме:

$$C_{\text{сдв}} = C_{\text{ла}} + 2 \cdot C_{\text{дв}} + C_{\text{гв}} = 687,24 + 105 \cdot 2 + 35 = 932,24 \text{ тис. дол.}$$

3.5 Порівняльний аналіз варіантів конструкторських рішень з точки зору витрат на виготовлення. Висновки

Напрями зниження витрат на виробництво продукції необхідно розглядати з точки зору оптимального поєднання зменшення витрат і підвищення якості.

Існує три основні способи досягнення поставлених завдань:

1) Технічні способи, які реалізуються за допомогою використання досконаліших і продуктивніших засобів праці і досягаються шляхом підвищення технічного рівня виробництва:

- впровадження нової і вдосконалення вживаної техніки і технологій;
- розширення масштабів застосування нової техніки та технологій,
- модернізація і поліпшення експлуатації діючого устаткування;
- застосування нових видів і заміна споживаної сировини, матеріалів, палива і енергії, поліпшення їх використання;
- підвищення якості продукції, поліпшення її характеристик.

2) Організаційні способи, які припускають оптимальне поєднання в часі і просторі засобів праці, предметів праці і робочої сили.

3) Економічні способи, тобто створення мотиваційних механізмів, що забезпечують досягнення найкращих результатів при найменших витратах, а також альтернативні варіанти вирішення виробничих завдань: економічне стимулювання персоналу, оптимізація з точки зору економічної ефективності об'єму виробництва, фінансування та інвестиції.

Порівняємо проведені розрахунки витрат на виготовлення в серійному виробництві й у дослідницько-конструкторському бюро:

- середня собівартість ЛА в ДКБ складає 4913,9 тис. дол;
- середня собівартість ЛА на серійному виробництві, яке випускає літаки на протязі одного року 932,24 тис. дол.

Аналіз ринку збуту проведений на основі маркетингових досліджень і оцінка можливих обсягів реалізації літаків показує, що серійне виробництво не тільки вигідніше, але й конкурентоспроможне.

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

Конструктивно-технологічні методи підвищення втомної довговічності елементів конструкції планера літака в зоні функціональних отворів

Забезпечення достатньої довговічності та конструктивної надійності каркаса літака на сучасному етапі розвитку авіаційної техніки має дуже важливе значення у зв'язку зі збільшеними вимогами до безпеки польотів і зростанням вимог щодо збільшення ресурсу планера літака, а також масовий перехід до експлуатації повітряних суден відповідно до їх стану.

Для того, щоб будь-які нерегулярності конструкції не стали критичними з точки зору втоми і дозволили конструкції в цілому відпрацювати свій ресурс, необхідно ввести їх детальне проєктування в поєднанні з достатнім об'ємом зразків, що випробовують на втомність.

Для цього застосовують метод проєктування, що забезпечує однакову витривалість усіх потенційно небезпечних місць та елементів конструкції.

Відомі методи збільшення довговічності:

1) поліпшення характеристик втоми шляхом ретельного проєктування з метою зниження коефіцієнта концентрації напруги чи підвищення якості конструкції;

2) зниження рівня напруги, тобто збільшення площі перерізу;

3) обробка конструктивних елементів у зонах ймовірного втомного руйнування методами глибокого пластичного деформування.

4) використання нових конструкційних матеріалів з покращеними характеристиками втомної міцності.

Одним з обмежень при досягненні заданого ресурсу можуть стати функціональні отвори в елементах конструкції планера літака. Ці отвори часто є джерелами формування втомних тріщин, які приводять до передчасного руйнування, тому визначення втомної довговічності конструктивних елементів є важливим етапом при проєктуванні конструкції. [8].

Втомна довговічність конструктивних елементів з вільними отворами при експлуатаційних навантаженнях визначається величиною питомої енергії деформування у локальних зонах її концентрації. Прогнозування зміни втомної довговічності проводиться за зміною характеристик локального НДС у зонах ймовірного втомного руйнування.

Очевидно, що для підвищення втомної довговічності та ресурсу конструктивних елементів у зоні функціональних отворів необхідно конструктивними й технологічними методами зменшити величину пружної складової питомої енергії деформування в зонах ймовірного втомного руйнування. Коефіцієнт зменшення питомої енергії деформування визначає рівень зміни довговічності конструктивних елементів з функціональними отворами.

Вже розроблено метод (рис. 1) потовщення, розкочування, дорнування, обтиснення на характеристики локального НДС конструктивних елементів планера літака в зоні функціональних отворів із урахуванням історії навантаження.

Використовуючи наведений метод можливо виконувати проектувальні розрахунки по вибору параметрів зон із функціональними отворами шляхом використання вже дослідженого позитивного впливу потовщення, розкочування, дорнування, обтиснення. Для цього пропонується проводити аналіз напруженого стану та довговічності цих зон без урахування потовщення, розкочування, дорнування, обтиснення за допомогою нескладних відомих методів. Далі, потрібно оцінювати позитивний вплив підсилення на довговічність за допомогою значення та зміни питомої енергії деформування. Дослідження та визначення питомої енергії деформування є складовою наведеного методу та можуть бути розповсюджені на інші аналогічні конструкції.

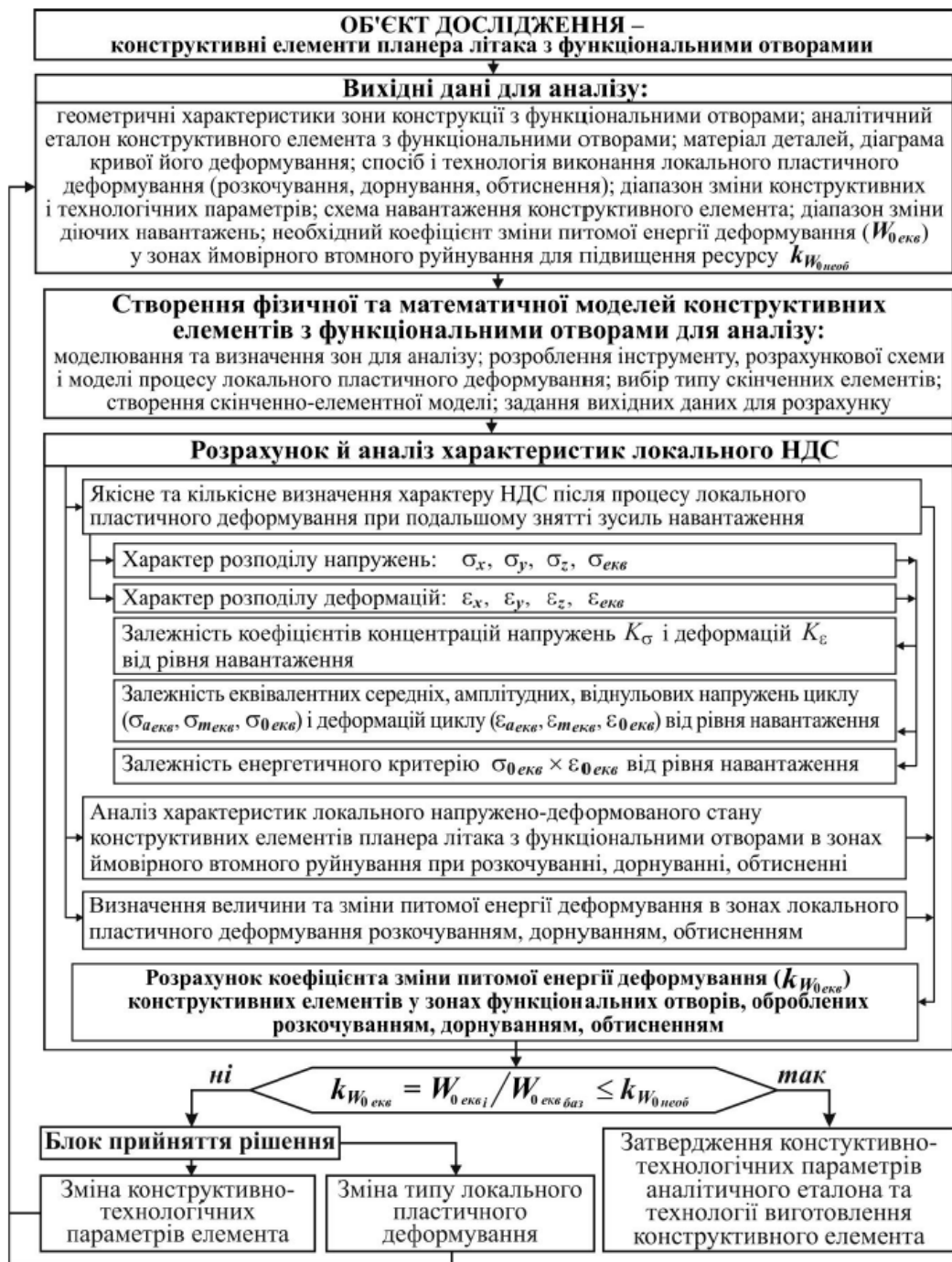


Рисунок 1 – Метод аналізу впливу конструктивно-технологічних параметрів на характеристики локального НДС конструктивних елементів планера літака з функціональними отворами

Дослідження впливу функціональних отворів на втому довговічність у конструкції планера без урахування підсилення будуть проведені на основі проектування силових елементів з отворами і з галтельними переходами.

У конструкції планера є конструктивні нерегулярності – отвори для перетікання палива, проведення паливної та іншої арматури, зливу

конденсату, дренажу (рис. 2), а також конструктивні нерегулярності типу галтельних переходів (рис. 3). Форму їх у плані зазвичай виконують двох типів:

– перший тип – це перехід елемента з лінією жолобника, яка розташована паралельно елемента, до якого приєднується і перпендикулярно дії основного силового потоку;

– другий тип – це перехід, що має форму напівеліпсу. Радіус галтельного переходу – від 3 до 5 мм. У деяких випадках галтельні переходи замінюють скосами або збільшують їх радіуси до 15...20 мм [16].

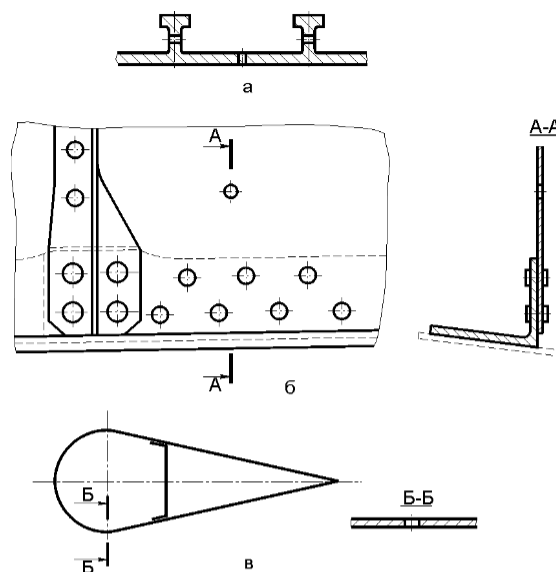


Рисунок 2 – Варіанти виконання конструктивних елементів з отворами: а – прохідний отвір у поздовжньому наборі крила; б – прохідний отвір у стінці лонжерону; в – дренажний отвір у носку елерону

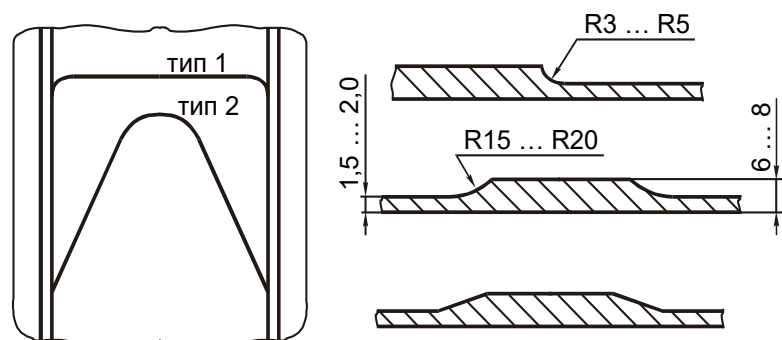


Рисунок 3 – Типові варіанти переходів товщини обшивок

У цьому розділі будемо досліджувати, як впливає на довговічність смуги відношення діаметра отвору до її ширини, а також співвідношення геометричних параметрів силових елементів у зоні галтельних переходів на

їхню довговічність. Проводимо вибір раціональних параметрів пластин з отворами (табл. 1), що забезпечують їхню задану довговічність.

Таблиця 1 – Вхідні дані

Матеріал конструктивних елементів	σ_b , МПа	σ_a , МПа	σ_m , МПа	Пластина с отвором		Галтельний перехід		Діаметр отвору
				d/b варіант 1	d/b варіант 2	r/b	B/b	d , мм
Д16Т – пресована панель	510	115 105	90 70	0,2	0,32	0,05	1,2	0,5

Циклічну довговічність гладких конструктивних елементів з алюмінієвих сплавів при циклічному навантаженні розраховується за залежністю:

$$\sigma_{a_{гл}} = 10^{0,37} (\sigma_b - \sigma_{m_{гл}})^{0,63} [0,64 + 43,3(\lg N)^{-2,1}],$$

$$\text{или } \lg N = \left[\frac{\sigma_{a_{гл}}}{101,505(\sigma_b - \sigma_{m_{гл}})^{0,63}} - 0,01478 \right]^{-0,47619}. \quad (1.1)$$

де $\sigma_{a_{гл}}$, $\sigma_{m_{гл}}$ – амплітуда і середнє значення циклічних напружень в гладкому зразку, МПа; σ_b – межа міцності матеріалу зразка на розтяг, МПа; N – циклічна довговічність, цикл.

Розрахунки проводять для нульового циклу навантаження [16].

Для проведення досліду було використано зразки реальних конструктивних елементів ЛА з різними концентраторами напружень (рис. 4).

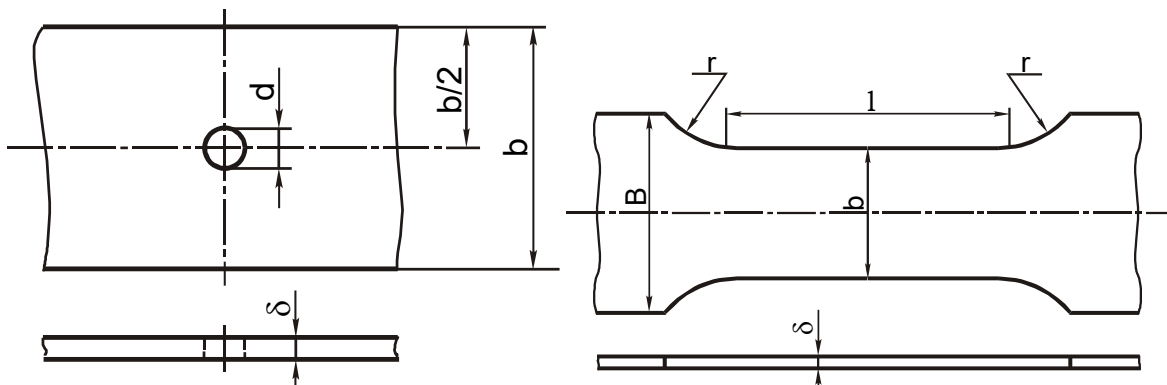


Рисунок 4 – Зразки з різними концентраторами напружень:
а – центральна частина зразка з круглим отвором; б – робоча частина зразка прямокутного перерізу з гальковими переходами.

За графіком рис.5 і рис.6 визначаються всі необхідні коефіцієнти, які будуть використані для розрахунків напруги.

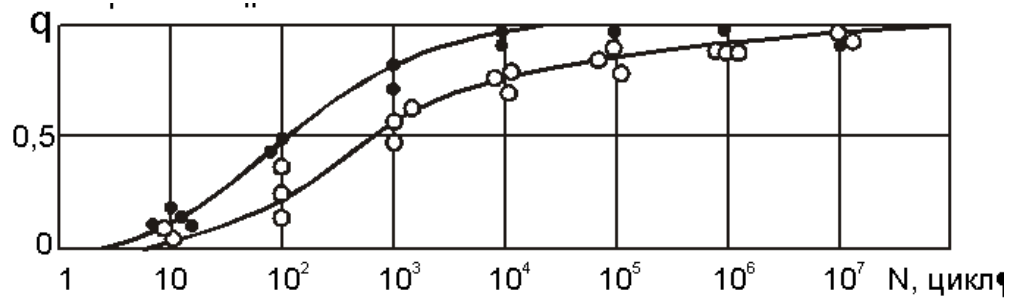


Рисунок 5 – Вплив числа циклів навантаження на величину коефіцієнта чутливості до концентрації напруги для алюмінієвих сплавів:

- – алюмінієвий сплав В95;
- – алюмінієвий сплав Д16Т

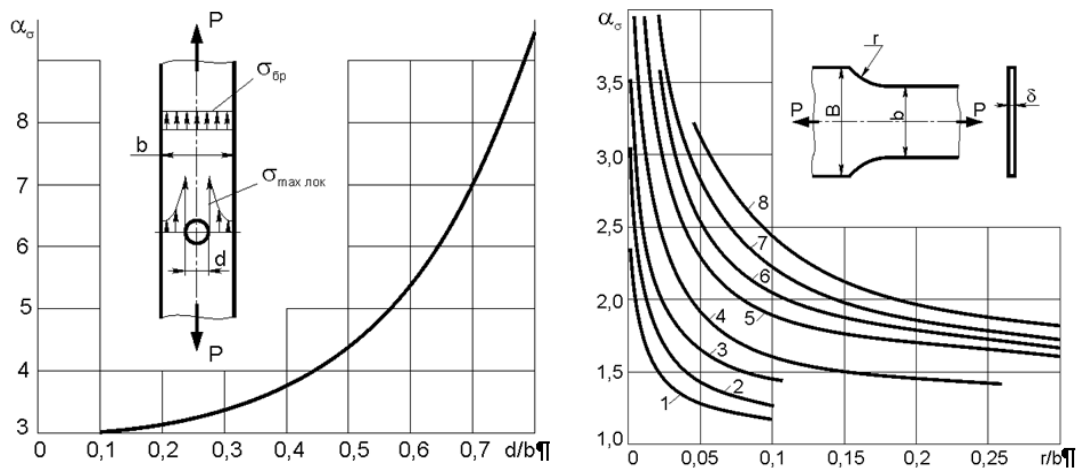


Рисунок 6 – Теоретичний коефіцієнт концентрації напруги для:
 а – смуги кінцевої ширини з вільним незавантаженим отвором;
 б – у разі ступінчастого плоского стрижня, що розтягується, з симетричними галтелями

При виборі матеріалу для конструктивних елементів проводять аналіз кривих втоми їх гладких зразків і зразків з типовими концентраторами напруги, отриманих експериментально в науково-дослідних лабораторіях (рис. 7). Ці криві можуть бути використані як базові для розрахунку довговічності конструктивних елементів з іншими подібними концентраторами. Результати втомних випробувань наводяться, наприклад, у вигляді залежності:

$$N \cdot \left(\frac{\sigma_{\text{нетто}1}}{10} \frac{K_{\sigma 1}}{K_{\sigma}} \right)^m = 10^A, \quad (1.2)$$

де $\sigma_{\text{нетто}}$ – номінальні циклічні напруження у перерізі «нетто» для конструктивного елемента з концентратором, МПа; m і A – експериментальні коефіцієнти; K_{σ} – ефективний коефіцієнт концентрації напружень в перерізі.

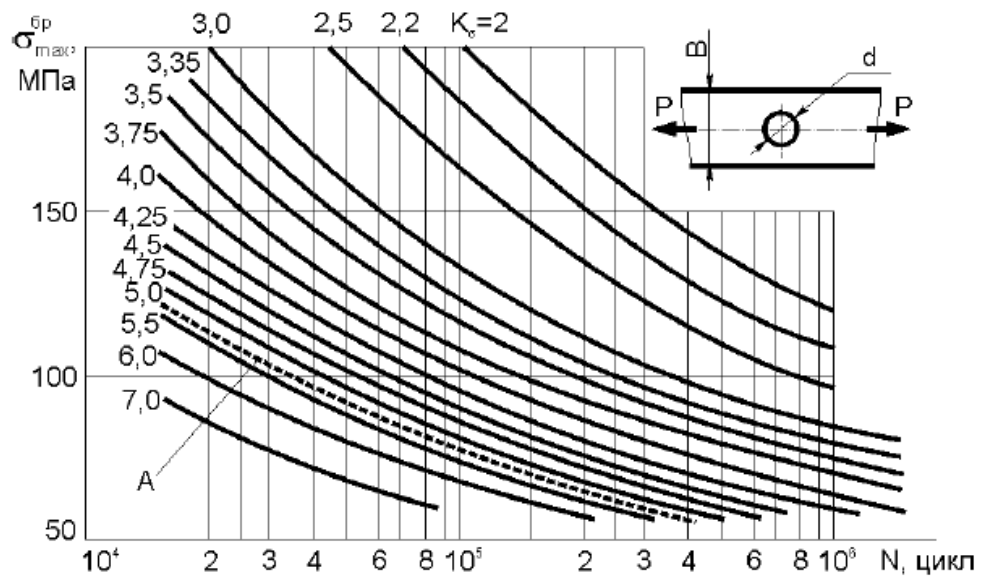


Рисунок 7 – Криві втоми для смуги листового матеріалу Д16Т з вільним ненавантаженим отвором

Розглянемо також характер руйнування зразків смуги з отвором при втомних випробуваннях проведених в конструкторському бюро. Напруження, матеріал, умови навантаження та кількість випробувань зображена на кожному зразку (рис. 8) [8].

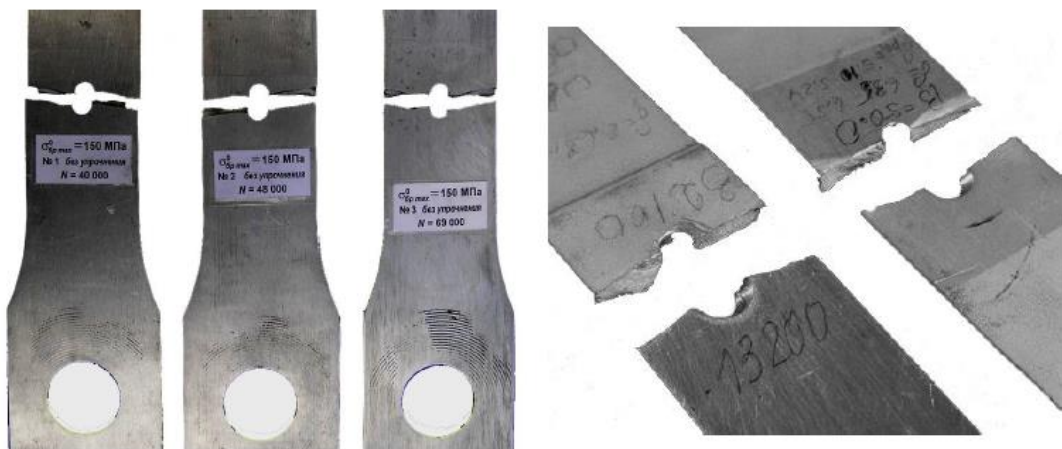


Рисунок 8 – Характер руйнування зразків смуг з отвором при втомних випробуваннях

Розрахунок проводився за допомогою програми, наданої університетом, результати наведені нижче.

Проектирование элементов самолетных конструкций с учетом усталости
Лабораторная работа №1
Проектирование силовых элементов с отверстиями и галтельными переходами
с учетом усталостной долговечности

Пользователь:Бражник София

Группа:160н

Номер варианта:2

Исходные данные для расчета:

Материал конструктивного элемента: Д16Т - прессованная панель

Sigma_b, МПа	Sigma_a, МПа	Sigma_m, МПа	d/b	r/b	B/b	d
510	115	90	0.2	0.05	1.2	5
	105	70	0.32			

Результаты расчета кривой усталостной долговечности гладкой пластины

Sigma_агл= МПа	LgSigma_агл=	LgN	N,цикл
Sigma_мгл, МПа	LgSigma_мгл		
115	2.0607	8.4113	257798800
175	2.2430	5.3576	227800
105	2.0212	9.5390	3459727200
140	2.1461	6.6926	4926700

Результаты расчета кривой усталостной долговечности пластины с отверстием для случая определения Kg расчетным методом при d/b=0.20

N,цикл	Sigma_агл, МПа	Alfa_sigma	q	K_sigma	Sigma_ан, МПа	LgSigma_ан
10000	210.9	3.2	0.81	2.78	75.81	1.8797
100000	183.8	3.2	0.92	3.02	60.79	1.7838
1000000	160.2	3.2	0.94	3.07	52.22	1.7178

Результаты расчета кривой усталостной долговечности пластины с отверстием для случая определения Kg расчетным методом при d/b=0.32

N,цикл	Sigma_агл, МПа	Alfa_sigma	q	K_sigma	Sigma_ан, МПа	LgSigma_ан
10000	210.9	3.4	0.81	2.94	71.64	1.8552
100000	183.8	3.4	0.92	3.21	57.30	1.7582
1000000	160.2	3.4	0.94	3.26	49.20	1.6920

Результаты расчета кривой усталостной долговечности силовых элементов с галтельными переходами

N,цикл	Sigma_агл, МПа	Alfa_sigma	q	K_sigma	Sigma_ан, МПа	LgSigma_ан
10000	210.9	2.3	0.81	2.05	102.73	2.0117
100000	183.8	2.3	0.92	2.20	83.71	1.9228
1000000	160.2	2.3	0.94	2.22	72.10	1.8579

Результаты проектировочного расчета рациональной толщины пластины с отверстием, обеспечивающей заданную долговечность в 500000 циклов нагружения

N,цикл	Sigma_ан, МПа	d/b	d,мм	b,мм	Delta,мм
500000	55.2	0.20	5.00	25.00	6.52

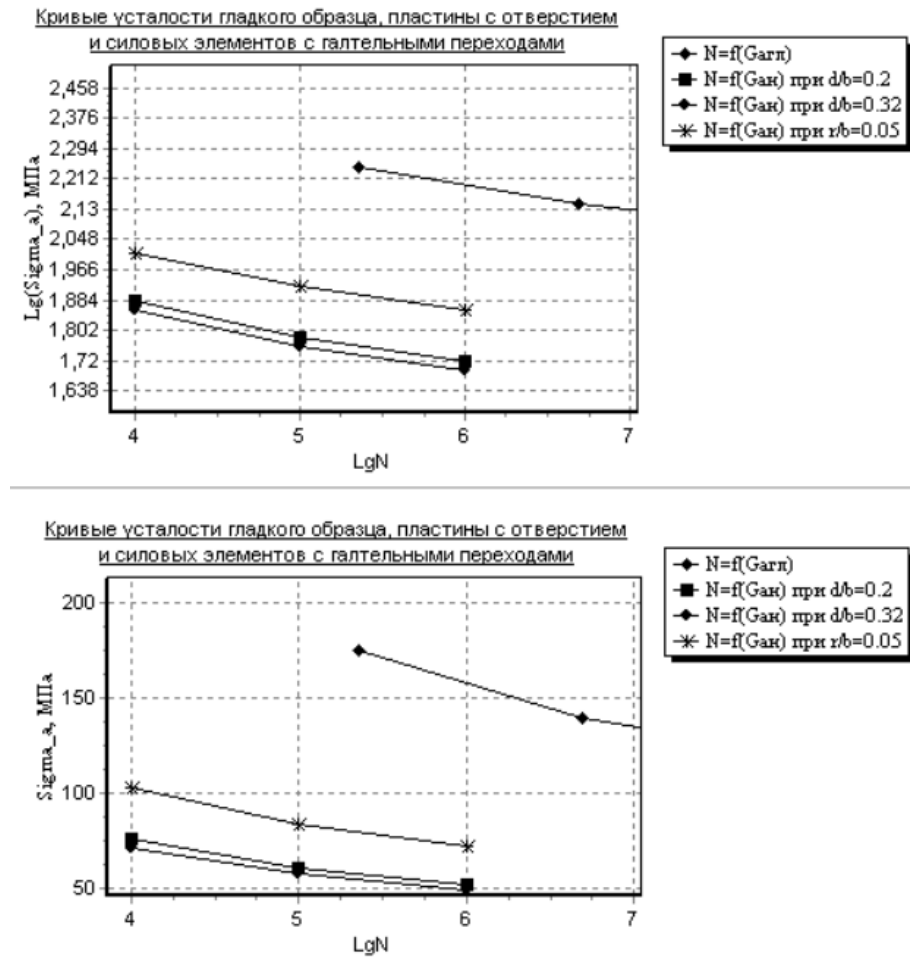


Рисунок 9 – Криві втоми гладкого зразка з отвором і силових елементів з гальковими переходами

Проектування місць конструкції з функціональними отворами та розробка конструктивно-технологічних методів досягнення заданих ресурсних характеристик у галузі функціональних отворів є актуальним завданням.

Після розрахунків на довговічність гладкої пластини з отворами видно, що напруги, що виникають у пластині зі співвідношенням $d/b = 0,2$ вище, отже така пластинка може прийняти більше навантаження, а у разі навантаження обох пластин однаковою кількістю циклів, довговічність такої пластини довше. Якщо порівнювати з пластинкою з гальковим переходом, то вона краще за довговічністю та сприйняттям навантаження, ніж пластинки з концентраторами напруги у вигляді отворів. Також отримані дані представлені у вигляді графіків (рис.9).

Таким чином метод аналізу впливу конструктивно-технологічних параметрів на характеристики локального НДС конструктивних елементів планера літака з функціональними отворами може бути використано для проектувальних розрахунків та отримання параметрів конструкції, що проектується, з урахування вимог до ресурсу.

ВИСНОВКИ

1. Проведені у конструкторському розділі розрахунки маси літака у трьох наближеннях і розрахунки аеродинамічних характеристик підтверджують можливість його створення з заданими в технічному завданні параметрами.

2. За проведеними розрахунками елементів літака розроблена його майстер-геометрія, яка дозволяє візуалізувати його аеродинамічне компонування і загальну геометрію, а також може бути основою цифрового двійника спроектованого літака.

3. Розраховано та виконано проєктування лонжерона кіля відповідно до параметрів заданих у технічному завданні.

4. Розроблено технологічний процес збирання лонжерона кіля та технічні умови на збирання агрегату і складального пристрою для стандартизації виробництва, забезпечення стабільної якості продукції та оптимізації ресурсів; щоб допомогти мінімізувати помилки, знизити витрати та підвищити безпеку на виробництві.

5. В економічному розділі, на основі проведеного аналізу ринку, розраховано основні тактико-економічні показники проєктування та виробництва літака в дослідницькому бюро та на серійному виробництві з метою порівняти і обрати більш оптимальний варіант для виробництва літака і на основі прогнозів продажу продукту бути конкурентно спроможним на ринку збуту.

6. В спеціальній частині було проведено аналіз конструктивно-технологічних методів підвищення втомної довговічності елементів конструкції планера літака в зоні функціональних отворів. Розглянуто методику урахування впливу глибокого пластичного деформування на характеристики локального НДС в зоні отвору та вплив глибокого пластичного деформування на втому.

7. За допомогою програми розробленої в ХАІ досліджено вплив геометричних характеристик отворів на їх втомну довговічність.

8. Запропоновано можливість урахування позитивного впливу глибокого пластичного деформування. Таким чином, при виборі параметрів конструкції, яка зміцнена шляхом глибокого пластичного деформування, є можливість корегування існуючих методів розрахунку зон функціональних отворів та, ще на етапі вибору параметрів таких зон, є можливість врахувати вимоги по ресурсу конструкції.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Авіаційні правила. Ч. 23. Норми льотної придатності цивільних легких літаків [Електронний ресурс] / Міждерж. авіац. ком. 2014. 195 с. URL: https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_23.pdf (дата звернення: 03.06.2020).
2. Авіаційні силові установки : консп. лекцій / Р. Ю. Цуканов, О.І. Риженко, С. В. Єпіфанов. Харків.: ХАІ, 2020. 331 с.
3. Авіаційні силові установки : конспідрозд. лекцій / Р. Ю. Цуканов, С. В. Єпіфанов. Харків.: ХАІ, 2021. 205 с.
4. Аеродинаміка літальних апаратів [Текст] : навч. підручник / С.М. Єрмоменко. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харк. Авіац. ін-т», 2019. – 384 с.
5. Буйвал, Л. Ю. Наукові основи інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем [Текст] : дис. канд. техн. наук : 05.07.02 : захищена 26.02.21 : затв. 17.11.20 / Буйвал Лілія Юріївна. – Х., 2020. – 336 с.
6. Гребеніков А. Г., Гуменний А. М., Буйвал Л. Ю. Особливості інтегрованого проектування цивільних легких літаків з турбогвинтовими двигунами на етапі попереднього проектування // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології: зб. наук. тр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. Н.Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2018. Вип. 81. С. 13-23.
7. Економічний факультет. 70 років / За ред. В.П. Колесова, Л.А. Тутова. - М.: Економічний факультет МДУ ім. М.В. Ломоносова; ТЕІС, 2011. - 376 с.
8. Конструктивно-технологічні методи підвищення втомної довговічності елементів конструкції планера літака в зоні функціональних отворів / Д.С. Кива, Г.А. Кривов, В.Ф. Семенцов, А.Г. Гребеніков, В.А. Матвієнко, Е.Т. Василевський, А.М. Гуменний. – Київ: КВІЦ. 2015. – 188 с.: іл
9. Концепція створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків : [монографія] / П. В. Балабуєв, В. О. Богуслаєв, О.Д. Донець, О. Г. Гребеніков [та др.] ; Держ. концерн "Укроборонпром", Держ. підприємство "Антонов", АТ "Мотор Січ", М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т". - Харків. - Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т", 2020. - 254 с. - 978-966-662-720-2 . - 250,00

10. Льотно-технічні характеристики, повздовжня стійкість і керуваність літака / Г.П. Курочка. – Навч. посібник. – Харків: Харк. Авіац. ін-т, 1997. – 178 с.

11. Метод загального проектування регіональних пасажирських літаків / О. Г. Гребеніков, О. Д. Донець, С. В. Трубаєв, А. С. Чумак // Відкриті інформаційні і комп'ютерні інтегровані технології : сб. науч. тр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Е. Жуковського "Харк. авіац. ін-т" . - Харків,2019. - Вип. 85. - С. 4-31 . - Бібліогр.: 14 назв.

12. Метод інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії / О. З. Двейрін, О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, А. С. Чумак // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т" . - Харків,2021. - Вип. 91. - С. 4-36 . - Бібліогр.: 12 назв.

13. Методи створення майстер-геометрій, моделей розподілу простору та аналітичних еталонів літакових конструкцій // Авіаційно-космічна техніка та технологія. 2005. №. 7 (23). С. 182-199.

14. Методика проектування цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами [Текст] : монографія / Л.Ю. Буйвал. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2023. – 232 с.

15. Наукові основи конструктивно-технологічних методів забезпечення ресурсу авіаційної техніки : [монографія] / В. О. Богуслаєв, О.Г. Гребеніков, М. І. Москаленко, А. М. Гуменний [та др.] ; М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т". - Харків. - Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т", 2020. - 280 с.

16. Наукові основи конструктивно-технологічних методів забезпечення ресурсу авіаційної техніки [Текст]: монографія / В. А. Богуслаєв, А. Г. Гребеніков, Н. І. Москаленко та ін. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. Н.Є. Жуковського «Харків авіац. ін-т», 2017. - 292 с.

17. Наукові основи конструктивно-технологічних методів забезпечення ресурсу авіаційної техніки [Текст]: монографія / В.О. Богуслаєв, О.Г. Гребеніков, М.І. Москаленко та ін. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харків авіац. ін-т», 2020. – 276 с.

18. Наукові основи проектування та створення енергозалежних систем літаків транспортної категорії : монографія / С. А. Бичков, В.О. Богуслаєв, О. Г. Гребеніков, В. Ф. Шмирьов ; М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т". -

Харків. - Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т", 2022. - 591 с. - 978-966-662-893-3 . - <http://library.khai.edu/library/fulltexts/doc/>

19. Основи загального проектування літаків з газотурбінними двигунами [Текст]: навч. посіб. / П.В. Балабуєв, С.А. Бичков, О.Г. Гребеніков та ін. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2015. – 815 с.

20. Основи комп'ютерного моделювання за допомогою інтегрованої системи CAD/CAM/CAE/PLM SIEMENS NX: навч. посібник / А. Г. Гребеніков та ін. Харків: ХАІ, EDS PLM SOLUTIONS, АНТО «КНК», 2005. 198 с.

21. Основи технологічної підготовки виробництва в авіабудуванні: навч. посібник з диплом. проектування / В. Є. Зайцев, Ю. М. Букін, Ю.А. Воробйов, О. П. Мельничук. - Харків: ХАІ, 2012. - 184 с.

22. Особливості інтегрованого проектування регіональних пасажирських літаків / О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, О. Д. Донець, С.В. Трубаєв [та др.] // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : 90-річчя ХАІ посвящ. : сб. науч. тр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Е. Жуковського "Харк. авіац. ін-т" . - Харків, 2019. - Вип. 86. - С. 37-60 . - Бібліогр.: 17 назв.

23. ОСТ 1 34040-79. Заклепки з плоско-округлою голівкою з компенсатором. Введ. 01.07.1979. М. : Міністерство, 1979. 6 с. (Конструкція та розміри).

24. ОСТ 1 34104-80. Заклепки. Введ. 01.07.1985. М. : Міністерство, 1980. 12 с. (Технічні умови).

25. Правила оформлення навчальних та науково-дослідних документів [Текст]: навч. посіб. / Ю. А. Воробйов, Ю. О. Сісоєв. - 4-ті вид., Віпр. і дод. Харків: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2019. - 88 с.

26. Пристрої для збирання вузлів та агрегатів літаків та вертольотів [Текст]: навч. посібник для авіац. вузів / В. П. Григор'єв, Ш. Ф. Ганіханов. - М.: Машинобудування, 1977. - 140 с.

27. Проектування літаків: навч. для авіац. спец. втузів / за ред. С.М. Єгера. 3-тє вид., перераб. та дод. М.: Машинобудування, 1983. 616 с.

28. Проектування лонжерона крила літака: навч. посібник для студентів спец. «Літаки та вертольоти» / Л.В. Капітанова, В.Н. Ніколаєнко, А.А. Редько, В.И. Рябков, С.В. Трубаєв, Т.П. Цепляєва. Харків: ХАІ, 2006. 72 с.

29. Розрахунок на міцність крила великого подовження: навч. посібник / Л. А. Евсеєв, К. В. Миронов, П. А. Фомічов. Харків: ХАІ, 1985. 105 с.

30. Розрахунок на міцність літака: консп. лекцій / П. А. Фомічов, А. В. Заруцький, С. Ф. Мандзюк. Харків: ХАІ, 2017. Ч. 1. 165 с.
31. Розробка аванпроекту літака: навч. посібник / А. К. М'ялиця та ін. Харків: ХАІ, 2010. 233 с.
32. Сухопаров А. А. та Устинов Ю. Т. Монтаж промислового обладнання. М.- Л., Машгіз, 1958. 316 с.
33. Техніко-економічне обґрунтування конструкції літаків та двигунів: навч. посібник для диплом. проєкт. / А.І. Бабушкін, В.А. Пильщиков, В.О. Режчик. Харків.: ХАІ, 2000. 51 с.
34. Технологія виробництва літаків та вертольотів: навч. посібник з курсового та диплом. проєктування. Розділ «Складально-монтажні роботи». Ч. 1/В. С. Кривцов, Ю. М. Букін, Ю. А. Боборикін, Ю. А. Воробйов. - Харків: ХАІ, 2006. - 258 с.
35. Технологія виробництва літаків та вертольотів: навч. посібник з курсового та диплом. проєктування. Розділ «Складально-монтажні роботи». Ч. 2/В. С. Кривцов, Ю. М. Букін, Ю. А. Боборикін, Ю. А. Воробйов. - Харків: ХАІ, 2006. - 221 с.
36. Технологія виробництва літальних апаратів: Підручник: У 2 кн. - Кн. 2. Технологія складання літальних апаратів [Текст] / Ю. М. Терещенко, Л.Г. Волинська, К. О. Животовська та ін.; за ред. Ю. М. Терещенко. - К.: Книжкове вид-во НАУ, 2006. - 492 с.
37. Технологія складання вузлів та агрегатів планера літака з використанням отворів як складальні бази: СОУ МПП 49.035-90:2007 / Г.А. Кривов, В. А. Матвієнко, Ю. А. Воробйов – Київ, 2007 – 156 с.
38. Технологія соціальної роботи: підручник / Є. І. Холостова, Л.І. Кононова, Г. І. Климантова [та ін.]; за ред. Є. І. Холостової, Л. І. Кононова. - 5-те вид., Стер. - Москва: Дашков і К °, 2022. - 478 с.

ДОДАТКИ ДОДАТОК А

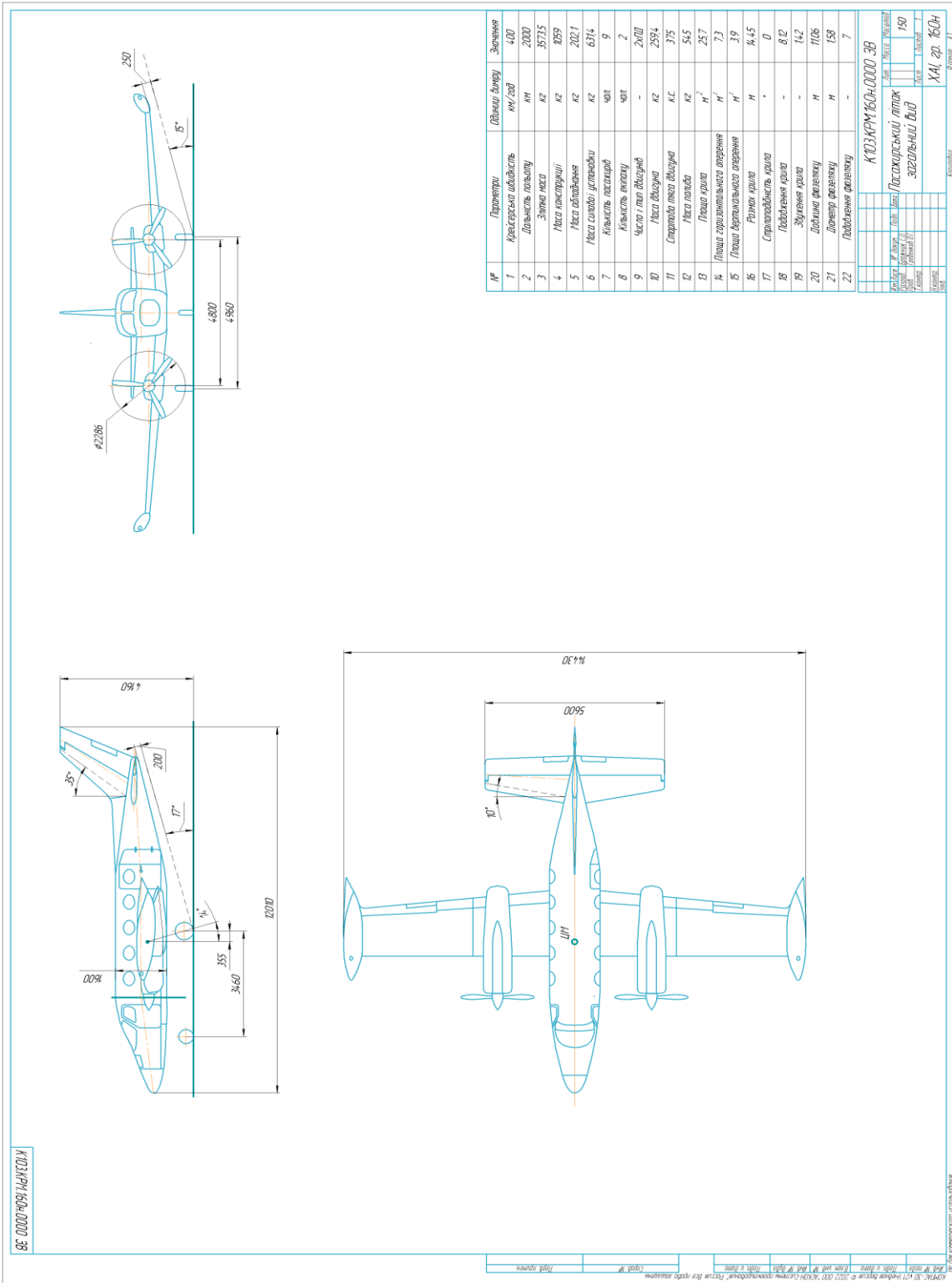


Рисунок А.1 – Креслення загального вигляду літака

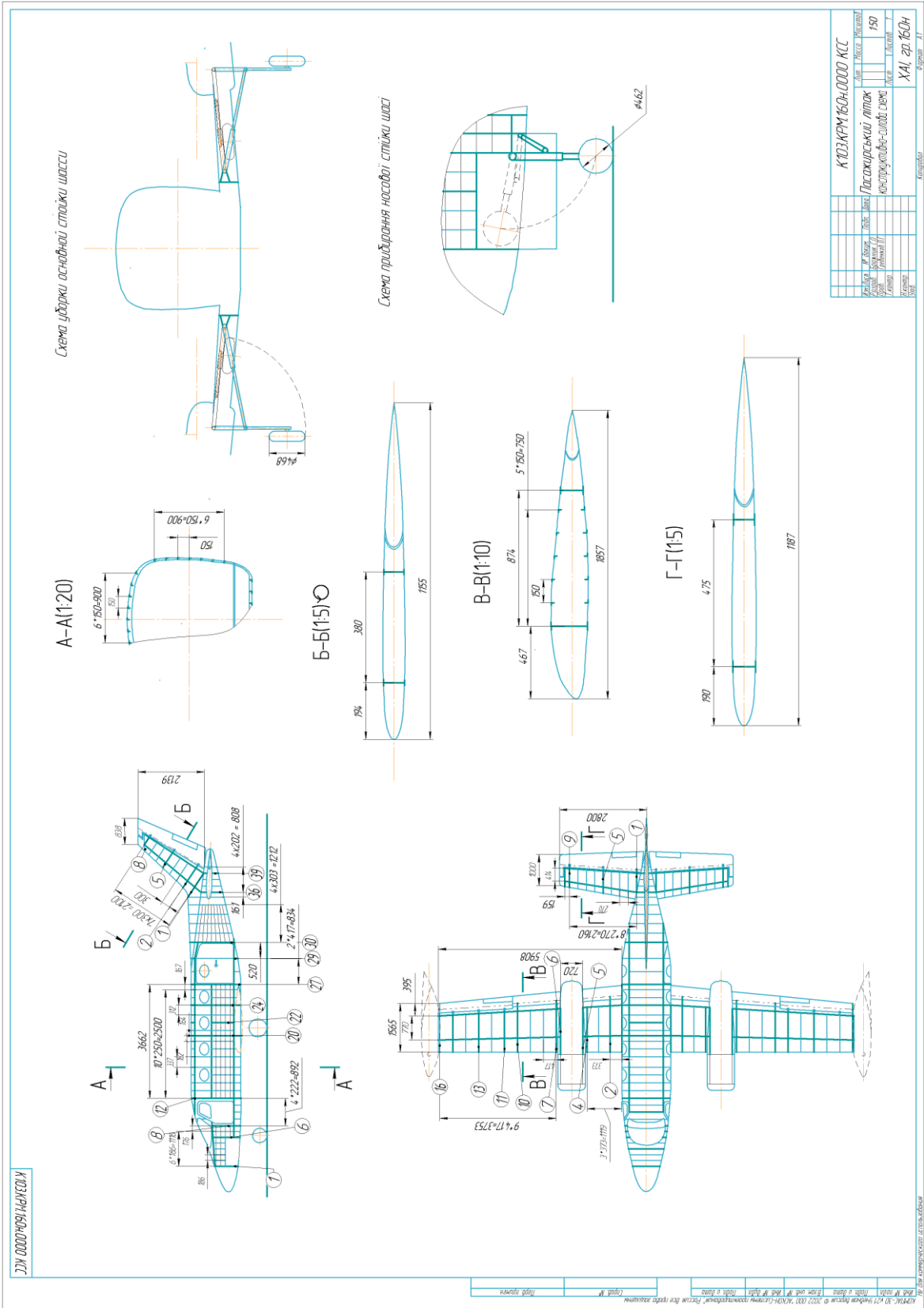


Рисунок А.2— Конструктивно-силова схема літака



Рисунок А.3 – Майстер-геометрія спроектованого літака

ДОДАТОК Б

Аеродинамічні характеристики

Расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата

Студент: Бражник Софія

Тип самолета: дозвуковой неманевренный. Схема: обычная. Площадь $S_h = 25.200$

Геометрические параметры и аэродинамические характеристики ИЗОЛИРОВАННОГО ФЮЗЕЛЯЖА

$L\phi = 11.030$ $D\phi = 1.600$ $Lm\phi = 6.894$ $Sm\phi = 2.011$ $Sot\phi = 0.0798$ $F\phi/S_m = 22.289$ $M^* = 0.908$
 $L_n = 3.170$ $D_n = 0.000$ $Lm_n = 1.981$ $Et_n = 0.000$ $Ve_n = 6.520$ Форма: эллипсоидальная
 $L_k = 4.230$ $D_k = 0.110$ $Lm_k = 2.644$ $Et_k = 0.069$ $Ve_k = 2.500$ Форма: коническая
 Воздухозаборник - отсутствует $S_{вз} = 0.000$ $S_{цт} = 0.000$ $S_{цтот} = 0.0000$
 Фонарь $L_{фон} = 0.000$ $S_{фон} = 0.000$

Профильное сопротивление изолированного фюзеляжа

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
Точка X_t	0.34609	0.29766	0.27392	0.25999	0.25093	0.24462	0.24003	0.23818	0.23388	0.23177
N= 0.0	0.06040	0.05620	0.05396	0.05248	0.05143	0.05063	0.05000	0.04973	0.04907	0.04872
N= 1.0	0.06097	0.05676	0.05452	0.05304	0.05199	0.05118	0.05055	0.05028	0.04962	0.04926
N= 4.0	0.06290	0.05858	0.05635	0.05488	0.05382	0.05301	0.05238	0.05211	0.05143	0.05107
N= 7.0	0.06527	0.06068	0.05843	0.05697	0.05593	0.05513	0.05449	0.05422	0.05354	0.05318

Дополнительное профильное сопротивление изолированного фюзеляжа

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.04388	0.04496	0.04559	0.04602	0.04635	0.04660	0.04680	0.04689	0.04710	0.04722
N= 1.0	0.04375	0.04481	0.04543	0.04586	0.04618	0.04642	0.04662	0.04671	0.04692	0.04704
N= 4.0	0.04329	0.04434	0.04492	0.04533	0.04563	0.04587	0.04606	0.04614	0.04635	0.04646
N= 7.0	0.04277	0.04382	0.04438	0.04476	0.04504	0.04526	0.04544	0.04551	0.04571	0.04582

Производная $dC_x/d\alpha$ изолированного фюзеляжа и его частей

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
Носовая	2.0000	2.0000	2.0000	2.0000	2.0000	2.0000	2.0000	2.0000	2.0000	2.0000
Цилиндрич										
Кормовая	-0.3981	-0.3981	-0.3981	-0.3981	-0.3981	-0.3981	-0.3981	-0.3981	-0.3981	-0.3981
Фюзеляж	1.6019	1.6019	1.6019	1.6019	1.6019	1.6019	1.6019	1.6019	1.6019	1.6019

Положение фокуса X_f фюзеляжа и его частей в долях длины фюзеляжа относительно носка

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
Носовая	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
Цилиндрич										
Кормовая	0.8083	0.8083	0.8083	0.8083	0.8083	0.8083	0.8083	0.8083	0.8083	0.8083
Фюзеляж	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009

Геометрические параметры и аэродинамические характеристики ИЗОЛИРОВАННОГО КРЫЛА

$B_0 = 2.220$ $B_b = 2.148$ $B_k = 1.570$ $B_s = 1.859$ $L = 14.430$ $L_k = 6.420$ $F_{кр} = 0.00$
 $V_a = 1.874$ $X_a = 0.000$ (без наплыва)
 $S_k = 23.872$ $S_{от} = 0.9473$ $L_m = 6.906$ $E_t = 1.368$ (без наплыва)
 $X_{i0} = 0.0$ $X_{i05} = -2.6$ $X_{i10} = -5.1$ $X_{ic} = -2.0$ $X_{i25} = -1.3$ (без наплыва)

Тип профиля - классический

$C_b = 0.120$ $C_k = 0.090$ $C = 0.107$ $X_c = 0.390$ $K_p = 2.1$ $m = 0.350$
 $f = 0.018$ $X_f = 0.150$ $M^* = 0.812$

$X_{B0} = 4.480$ $X_{Bb} = 4.480$ $F_i = 3.000$ расстояние от носка фюзеляжа и угол установки
 $X_{i14} = 5.017$ $D_{i14} = 1.590$ $X_{i12} = 5.554$ $D_{i14} = 1.595$

Компоновка - крыло + фюзеляж эллиптического сечения $K_{int} = 0.386$

$a = 0.795$ $b = 0.800$ $N = -0.630$ $Sig = 0.111$
 Концевые элементы - обтекатели, баки $D = 0.590$ $K_{эл} = 1.161$

Коэффициент торможения потока перед крылом

M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

N= 0.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000
N= 1.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000
N= 4.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000
N= 7.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000

Профильное сопротивление изолированного крыла

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
Xt	0.62030	0.56060	0.52212	0.49540	0.47587	0.46106	0.44951	0.44466	0.43286	0.42675
N= 0.0	0.00542	0.00501	0.00481	0.00467	0.00456	0.00447	0.00439	0.00435	0.00425	0.00418
N= 1.0	0.00549	0.00505	0.00485	0.00471	0.00460	0.00451	0.00443	0.00439	0.00429	0.00423
N= 4.0	0.00573	0.00520	0.00498	0.00484	0.00473	0.00464	0.00456	0.00453	0.00443	0.00436
N= 7.0	0.00608	0.00541	0.00515	0.00499	0.00488	0.00479	0.00471	0.00468	0.00458	0.00452

Производная dCy/dAl изолированного крыла

Alfa0= -1.13

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
	3.9809	3.9881	4.0001	4.0172	4.0395	4.0673	4.1011	4.1203	4.1884	4.2432

Положение фокуса Xf крыла в долях бортовой хорды относительно носка бортовой хорды

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
	0.1834	0.1834	0.1834	0.1834	0.1834	0.1834	0.1834	0.1834	0.1834	0.1834

===

Геометрич. параметры и а/д характеристики ИЗОЛИРОВАННОГО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

B0= 1.600	Bб= 1.564	Bк= 1.000	Bs= 1.282	L= 5.600	Lk= 2.630	
Va= 1.302	Xa= 0.107					(без наплыва)
Sk= 6.742	Sот=0.2675	Lm= 4.104	Et= 1.564			(без наплыва)
Xi00= 10.0	Xi05= 4.0	Xi10= -2.2	Xic= 8.1	Xi25= 7.0		(без наплыва)

Тип профиля - классический

Kp= 2.1 m= 0.350

сб= 0.090	ск= 0.060	с= 0.078	xc= 0.160	f= 0.018	xf= 0.150	M*=0.750
-----------	-----------	----------	-----------	----------	-----------	----------

XB0= 9.520 XBб= 9.550 Fi=-1.500 расстояние от носка фюзеляжа и угол установки

X14= 9.941 D14= 0.340 X12=10.332 D14= 0.340

X1= 3.216 B1= 2.086 Xго= 4.924 Yго= 0.970 S*/Sk= 0.509

Компоновка - высокплан + фюзеляж прямоугольного сечения Kint= 0.050

a= 0.170 b= 0.460 Sig=0.061

Концевые элементы - отсутствуют

Коэффициент торможения потока перед горизонтальным оперением

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	1.03575	1.03370	1.03271	1.03207	1.03162	1.03126	1.03098	1.03085	1.03053	1.03035
N= 1.0	1.03605	1.03394	1.03293	1.03229	1.03183	1.03147	1.03118	1.03106	1.03073	1.03055
N= 4.0	1.03713	1.03478	1.03370	1.03302	1.03254	1.03217	1.03187	1.03174	1.03140	1.03122
N= 7.0	1.03852	1.03583	1.03463	1.03390	1.03338	1.03299	1.03268	1.03254	1.03220	1.03200

Профильное сопротивление изолированного горизонтального оперения

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
Xt	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
N= 0.0	0.01049	0.00922	0.00858	0.00816	0.00786	0.00762	0.00742	0.00734	0.00711	0.00698
N= 1.0	0.01066	0.00936	0.00871	0.00828	0.00797	0.00773	0.00753	0.00744	0.00721	0.00707
N= 4.0	0.01126	0.00985	0.00915	0.00869	0.00836	0.00810	0.00788	0.00779	0.00754	0.00740
N= 7.0	0.01200	0.01046	0.00969	0.00919	0.00883	0.00855	0.00831	0.00821	0.00794	0.00779

Производная dCy/dAl изолированного горизонтального оперения

Alfa0= -1.13

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
	3.3346	3.3397	3.3482	3.3603	3.3761	3.3958	3.4196	3.4331	3.4807	3.5190

Положение фокуса Xf горизонтального оперения в долях бортовой хорды

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
	0.3112	0.3112	0.3112	0.3112	0.3112	0.3112	0.3112	0.3112	0.3112	0.3112

===

Геометрич. параметры и а/д характеристики ИЗОЛИРОВАННОГО ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

===

 Производная подъемной силы изолированной м/гондолы $dC_y/d\alpha = 0.0000$
 =====

Критическое число Маха самолета $M^* = 0.95 \min\{0.812, 0.750, 0.590, 0.908, 0.768\} = 0.560$

Сопротивление частей самолета и дополнительных элементов в системе самолета

 Профильное сопротивление фюзеляжа в системе самолета

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.00832	0.00807	0.00794	0.00786	0.00780	0.00776	0.00772	0.00771	0.00767	0.00765
N= 1.0	0.00836	0.00810	0.00797	0.00789	0.00783	0.00779	0.00775	0.00774	0.00770	0.00768
N= 4.0	0.00847	0.00821	0.00808	0.00800	0.00793	0.00789	0.00785	0.00784	0.00780	0.00778
N= 7.0	0.00862	0.00834	0.00820	0.00812	0.00806	0.00801	0.00797	0.00796	0.00792	0.00790

 Профильное сопротивление крыла в системе самолета

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.00514	0.00474	0.00456	0.00443	0.00432	0.00424	0.00416	0.00412	0.00402	0.00396
N= 1.0	0.00520	0.00478	0.00460	0.00447	0.00436	0.00427	0.00420	0.00416	0.00406	0.00400
N= 4.0	0.00543	0.00493	0.00472	0.00459	0.00449	0.00440	0.00432	0.00429	0.00419	0.00413
N= 7.0	0.00576	0.00512	0.00488	0.00473	0.00462	0.00454	0.00446	0.00443	0.00434	0.00428

 Профильное сопротивление интерференции крыло + фюзеляж

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.00029	0.00027	0.00026	0.00025	0.00024	0.00024	0.00023	0.00023	0.00023	0.00022
N= 1.0	0.00029	0.00027	0.00026	0.00025	0.00024	0.00024	0.00024	0.00023	0.00023	0.00022
N= 4.0	0.00030	0.00028	0.00026	0.00026	0.00025	0.00025	0.00024	0.00024	0.00024	0.00023
N= 7.0	0.00032	0.00029	0.00027	0.00027	0.00026	0.00025	0.00025	0.00025	0.00024	0.00024

 Профильное сопротивление горизонтального оперения в системе самолета

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.00291	0.00255	0.00237	0.00225	0.00217	0.00210	0.00205	0.00202	0.00196	0.00192
N= 1.0	0.00295	0.00259	0.00241	0.00229	0.00220	0.00213	0.00208	0.00205	0.00199	0.00195
N= 4.0	0.00312	0.00273	0.00253	0.00240	0.00231	0.00224	0.00218	0.00215	0.00208	0.00204
N= 7.0	0.00334	0.00290	0.00268	0.00254	0.00244	0.00236	0.00230	0.00227	0.00219	0.00215

 Профильное сопротивление интерференции горизонтальное оперение + фюзеляж

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001
N= 1.0	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001
N= 4.0	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001
N= 7.0	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001

 Профильное сопротивление вертикального оперения в системе самолета

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.00121	0.00108	0.00101	0.00097	0.00094	0.00091	0.00089	0.00088	0.00086	0.00084
N= 1.0	0.00123	0.00109	0.00103	0.00098	0.00095	0.00092	0.00090	0.00089	0.00087	0.00085
N= 4.0	0.00130	0.00115	0.00107	0.00102	0.00099	0.00096	0.00094	0.00093	0.00090	0.00089
N= 7.0	0.00139	0.00121	0.00113	0.00108	0.00104	0.00101	0.00098	0.00097	0.00095	0.00093

 Профильное сопротивление м/гондол в системе самолета

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.00782	0.00730	0.00706	0.00692	0.00683	0.00677	0.00673	0.00672	0.00668	0.00667
N= 1.0	0.00790	0.00737	0.00712	0.00698	0.00689	0.00683	0.00679	0.00677	0.00674	0.00672
N= 4.0	0.00818	0.00761	0.00734	0.00719	0.00709	0.00702	0.00698	0.00696	0.00692	0.00690
N= 7.0	0.00853	0.00790	0.00761	0.00744	0.00733	0.00726	0.00721	0.00719	0.00714	0.00712

 Профильное сопротивление самолета (без учета дополнительных элементов)

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.02570	0.02402	0.02321	0.02269	0.02232	0.02203	0.02179	0.02169	0.02143	0.02128
N= 1.0	0.02595	0.02422	0.02339	0.02287	0.02249	0.02220	0.02196	0.02186	0.02159	0.02144
N= 4.0	0.02683	0.02491	0.02402	0.02346	0.02307	0.02277	0.02252	0.02241	0.02214	0.02199
N= 7.0	0.02797	0.02577	0.02478	0.02418	0.02376	0.02344	0.02319	0.02307	0.02279	0.02263

 Дополнительное сопротивление от местных источников:

	M < 1	M > 1
- Антенны	0.0000595	0.0002381
- Обтекатели узлов подвески органов управления	0.0000040	0.0000119
- Узлы держателя наружной подвески	0.0000159	0.0000317
- Трубка ПВД	0.0000317	0.0000317
- Датчик противообледенительной системы	0.0000476	0.0001310

- Аэронавигационные огни	0.0000635	0.0000635
- Разрядник статического электричества	0.0000159	0.0000159
- Всасывающие и выхлопные патрубки	0.0000833	0.0002540
- Датчик температуры	0.0000437	0.0001905
- Стеклоочиститель	0.0000317	0.0000317
- Потайная клепка, соединение листов обшивки встык	0.0008326	0.0008326
- Щель между крылом и закрылком (L= 3.52, b=0.20)	0.0004155	0.0004155
- Щель между крылом и элероном (L= 2.34, b=0.20)	0.0002767	0.0002767
- Щель между крылом и предкрылком (L= 0.00, b=0.00)	0.0006085	0.0006085
- Щель между стабилизатором и рулем высоты (b=0.42)	0.0004147	0.0004147
- Щель между килем и рулем направления (b=0.39)	0.0000919	0.0000919
- Внешние топливные баки (N=2, W= 110.0, K=1.2)	0.0005466	0.0005466

- Суммарное сопротивление от местных источников	0.0035834	0.0041865
---	-----------	-----------

Дополнительное сопротивление от обдува крыла винтами (Собд=0.384)

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.00017	0.00015	0.00014	0.00013	0.00012	0.00012	0.00012	0.00012	0.00011	0.00011
N= 1.0	0.00017	0.00015	0.00014	0.00013	0.00013	0.00012	0.00012	0.00012	0.00011	0.00011
N= 4.0	0.00018	0.00016	0.00015	0.00014	0.00013	0.00013	0.00013	0.00012	0.00012	0.00012
N= 7.0	0.00020	0.00017	0.00015	0.00015	0.00014	0.00014	0.00013	0.00013	0.00013	0.00012

Суммарное дополнительное сопротивление самолета

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.00375	0.00373	0.00372	0.00371	0.00371	0.00370	0.00370	0.00370	0.00370	0.00369
N= 1.0	0.00375	0.00373	0.00372	0.00372	0.00371	0.00371	0.00370	0.00370	0.00370	0.00369
N= 4.0	0.00377	0.00374	0.00373	0.00372	0.00372	0.00371	0.00371	0.00371	0.00370	0.00370
N= 7.0	0.00379	0.00375	0.00374	0.00373	0.00372	0.00372	0.00372	0.00371	0.00371	0.00371

Кoeffициент лобового сопротивления самолета при Суа=0

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
N= 0.0	0.02945	0.02775	0.02693	0.02640	0.02602	0.02573	0.02549	0.02539	0.02512	0.02497
N= 1.0	0.02970	0.02795	0.02711	0.02658	0.02620	0.02590	0.02566	0.02556	0.02529	0.02514
N= 4.0	0.03059	0.02865	0.02775	0.02719	0.02679	0.02648	0.02623	0.02612	0.02584	0.02569
N= 7.0	0.03175	0.02952	0.02852	0.02791	0.02749	0.02716	0.02690	0.02679	0.02650	0.02634

Подъемная сила частей самолета в системе самолета

Среднее значение нагрузки на винты

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
	0.09269	0.08691	0.08422	0.08253	0.08133	0.08040	0.07966	0.07933	0.07850	0.07803

Среднее значение коэффициента торможения потока перед крылом

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000

Кoeffициенты интерференции: крыло + фюзеляж

kA10=1.05898

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
kA1	0.93677	0.93677	0.93677	0.93677	0.93677	0.93677	0.93677	0.93677	0.93677	0.93677
DkA1	0.05525	0.05525	0.05525	0.05525	0.05525	0.05525	0.05525	0.05525	0.05525	0.05525
kFi	0.88460	0.88460	0.88460	0.88460	0.88460	0.88460	0.88460	0.88460	0.88460	0.88460
DkFi	0.05217	0.05217	0.05217	0.05217	0.05217	0.05217	0.05217	0.05217	0.05217	0.05217

Среднее значение коэффициента торможения потока перед горизонтальным оперением

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
	1.03686	1.03456	1.03349	1.03282	1.03234	1.03197	1.03168	1.03155	1.03122	1.03103

Кoeffициенты интерференции: горизонтальное оперение + фюзеляж

kA10=1.06077

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
kA1	1.07997	1.07997	1.07997	1.07997	1.07997	1.07997	1.07997	1.07997	1.07997	1.07997
DkA1	0.06563	0.06563	0.06563	0.06563	0.06563	0.06563	0.06563	0.06563	0.06563	0.06563
kFi	1.01811	1.01811	1.01811	1.01811	1.01811	1.01811	1.01811	1.01811	1.01811	1.01811
DkFi	0.06187	0.06187	0.06187	0.06187	0.06187	0.06187	0.06187	0.06187	0.06187	0.06187

Скос потока перед горизонтальным оперением от крыла + фюзеляж с учетом винта(ов)

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
eps0 k+φ	0.696°	0.696°	0.697°	0.698°	0.700°	0.703°	0.706°	0.708°	0.714°	0.720°
epsA1 k+φ	0.1764	0.1764	0.1766	0.1770	0.1775	0.1781	0.1789	0.1794	0.1810	0.1824

Скос потока перед горизонтальным оперением винта (ов)

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
eps0винт	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°	0.000°
epsAlвинт	0.0245	0.0230	0.0224	0.0221	0.0219	0.0219	0.0219	0.0219	0.0222	0.0224

Скос потока перед горизонтальным оперением

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
eps0	0.696°	0.696°	0.697°	0.698°	0.700°	0.703°	0.706°	0.708°	0.714°	0.720°
epsAl	0.2009	0.1994	0.1990	0.1991	0.1994	0.2000	0.2008	0.2013	0.2032	0.2048

Производная dCy/dAl и угол Alfa0 крыла в системе самолета

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
dCy/dAl	3.74102	3.74776	3.75908	3.77513	3.79610	3.82227	3.85399	3.87207	3.93600	3.98755
Alfa0	-3.90°	-3.90°	-3.90°	-3.90°	-3.90°	-3.90°	-3.90°	-3.90°	-3.90°	-3.90°

Производная dCy/dAl и угол Alfa0 горизонтального оперения в системе самолета

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
dCy/dAl	0.84682	0.84779	0.84952	0.85200	0.85524	0.85928	0.86414	0.86690	0.87656	0.88426
Alfa0	1.30°	1.30°	1.30°	1.30°	1.31°	1.31°	1.31°	1.32°	1.33°	1.34°

Производная dCy/dAl и угол Alfa0 фюзеляжа в системе самолета

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
dCy/dAl	0.12781	0.12781	0.12781	0.12781	0.12781	0.12781	0.12781	0.12781	0.12781	0.12781
Alfa0	2.46°	2.46°	2.46°	2.46°	2.46°	2.46°	2.46°	2.46°	2.46°	2.46°

Производная dCy/dAl мотогондол в системе самолета dCy/dAl= 0.00000

Производная dCy/dAl и угол Alfa0 самолета без горизонтального оперения

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
dCy/dAl	3.86882	3.87556	3.88689	3.90294	3.92391	3.95008	3.98180	3.99988	4.06381	4.11536
Alfa0	-3.57°	-3.57°	-3.57°	-3.57°	-3.57°	-3.57°	-3.57°	-3.57°	-3.57°	-3.57°

Производная dCy/dAl и угол Alfa0 самолета с горизонтальным оперением

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
dCy/dAl	4.71564	4.72335	4.73641	4.75493	4.77915	4.80936	4.84594	4.86678	4.94037	4.99962
Alfa0	-2.86°	-2.86°	-2.86°	-2.87°	-2.87°	-2.87°	-2.87°	-2.87°	-2.88°	-2.88°

Коэффициент подъемной силы самолета $C_{ya}=dC_y/dAl$ (Al-Al0) (линейный участок)

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
Al= 0.0°	0.23562	0.23605	0.23677	0.23779	0.23911	0.24076	0.24275	0.24389	0.24791	0.25115
Al=10.0°	1.05865	1.06044	1.06343	1.06768	1.07323	1.08015	1.08853	1.09330	1.11017	1.12375
Al=20.0°	1.88169	1.88482	1.89009	1.89757	1.90735	1.91954	1.93431	1.94272	1.97243	1.99635

Дополнительная подъемная сила, вызванная обдувом крыла струей от винтов

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
Al=-5.0°	0.00204	0.00192	0.00188	0.00187	0.00189	0.00192	0.00196	0.00199	0.00210	0.00220
Al= 0.0°	0.00546	0.00516	0.00506	0.00504	0.00507	0.00515	0.00527	0.00534	0.00563	0.00589
Al= 5.0°	0.00889	0.00840	0.00824	0.00821	0.00826	0.00839	0.00858	0.00870	0.00917	0.00958
Al=10.0°	0.01231	0.01164	0.01142	0.01138	0.01145	0.01163	0.01189	0.01206	0.01271	0.01328
Al=15.0°	0.01574	0.01488	0.01459	0.01454	0.01464	0.01486				

Коэффициент максимальной подъемной силы самолета и критический угол атаки

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
$C_{ya\ max}$	1.43062	1.42120	1.41104	1.40014	1.38850	1.37612	1.36300	1.35616	1.33454	1.31920
Alfa кр	16.02°	15.88°	15.71°	15.51°	15.28°	15.03°	14.75°	14.60°	14.10°	13.74°

Коэффициент отвала поляр

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
	0.04335	0.04334	0.04334	0.04333	0.04332	0.04331	0.04330	0.04329	0.04326	0.04324

Максимальное качество Kmax

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
H= 0.0	13.994	14.418	14.636	14.782	14.891	14.978	15.050	15.082	15.166	15.215
H= 1.0	13.934	14.365	14.586	14.732	14.841	14.928	15.000	15.032	15.116	15.165
H= 4.0	13.730	14.190	14.419	14.568	14.678	14.765	14.837	14.869	14.953	15.003
H= 7.0	13.477	13.978	14.222	14.377	14.490	14.578	14.650	14.682	14.767	14.816

Наивыгоднейший коэффициент подъемной силы C_y н.в.

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
--	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

H= 0.0	0.82426	0.80010	0.78825	0.78060	0.77505	0.77077	0.76732	0.76583	0.76204	0.75995
H= 1.0	0.82780	0.80303	0.79099	0.78325	0.77766	0.77335	0.76987	0.76837	0.76455	0.76245
H= 4.0	0.84012	0.81296	0.80016	0.79209	0.78631	0.78188	0.77832	0.77679	0.77288	0.77072
H= 7.0	0.85590	0.82526	0.81124	0.80261	0.79653	0.79191	0.78823	0.78665	0.78263	0.78042

Поляра самолета $S_{xa} = S_{x0} + A \cdot C_{ya}^2$ для $H= 0.0$

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
$C_{ya} = 0.0$	0.02945	0.02775	0.02693	0.02640	0.02602	0.02573	0.02549	0.02539	0.02512	0.02497
$C_{ya} = 0.2$	0.03118	0.02948	0.02866	0.02814	0.02776	0.02746	0.02722	0.02712	0.02685	0.02670
$C_{ya} = 0.4$	0.03639	0.03468	0.03386	0.03334	0.03296	0.03266	0.03242	0.03232	0.03205	0.03189
$C_{ya} = 0.6$	0.04505	0.04335	0.04253	0.04200	0.04162	0.04132	0.04108	0.04097	0.04070	0.04054
$C_{ya} = 0.8$	0.05719	0.05549	0.05466	0.05414	0.05375	0.05345	0.05320	0.05310	0.05281	0.05265
$C_{ya} = 1.0$	0.07280	0.07109	0.07027	0.06973	0.06935	0.06904	0.06879	0.06868	0.06839	0.06822
$C_{ya} = 1.2$	0.09187	0.09016	0.08933	0.08880	0.08841	0.08810	0.08784	0.08773	0.08742	0.08724
$C_{ya} = 1.4$	0.11441	0.11270	0.11187	0.11133						

Дополнительное индуктивное сопротивление самолета dC_{xi} для $H= 0.0$

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
$C_{ya} = 0.0$	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
$C_{ya} = 0.2$	0.00003	0.00003	0.00003	0.00003	0.00003	0.00003	0.00003	0.00003	0.00003	0.00003
$C_{ya} = 0.4$	0.00022	0.00022	0.00023	0.00024	0.00024	0.00025	0.00026	0.00026	0.00027	0.00028
$C_{ya} = 0.6$	0.00076	0.00077	0.00079	0.00081	0.00083	0.00086	0.00088	0.00090	0.00094	0.00098
$C_{ya} = 0.8$	0.00188	0.00192	0.00196	0.00201	0.00207	0.00213	0.00220	0.00223	0.00235	0.00245
$C_{ya} = 1.0$	0.00397	0.00406	0.00417	0.00428	0.00441	0.00456	0.00472	0.00481	0.00510	0.00533
$C_{ya} = 1.2$	0.00800	0.00823	0.00849	0.00879	0.00914	0.00953	0.00997	0.01022	0.01109	0.01179
$C_{ya} = 1.4$	0.01997	0.02167	0.02437	0.03475						
C_{yaKrit}	1.76064	1.70447	1.64736	1.58924	1.53004	1.46967	1.40803	1.37670	1.28048	1.21428

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

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
$C_{ya} = 0.0$	0.02945	0.02775	0.02693	0.02640	0.02602	0.02573	0.02549	0.02539	0.02512	0.02497
$C_{ya} = 0.2$	0.03121	0.02951	0.02869	0.02817	0.02779	0.02749	0.02726	0.02715	0.02689	0.02674
$C_{ya} = 0.4$	0.03661	0.03491	0.03409	0.03357	0.03320	0.03291	0.03268	0.03257	0.03232	0.03217
$C_{ya} = 0.6$	0.04581	0.04413	0.04332	0.04281	0.04245	0.04218	0.04196	0.04187	0.04164	0.04152
$C_{ya} = 0.8$	0.05907	0.05740	0.05663	0.05615	0.05582	0.05558	0.05540	0.05533	0.05517	0.05509
$C_{ya} = 1.0$	0.07676	0.07515	0.07443	0.07402	0.07376	0.07360	0.07351	0.07349	0.07349	0.07354
$C_{ya} = 1.2$	0.09986	0.09839	0.09783	0.09759	0.09754	0.09762	0.09781	0.09795	0.09851	0.09903
$C_{ya} = 1.4$	0.13438	0.13437	0.13624	0.14608						
$C_{ya} = Max$	0.15817	0.15529	0.15321	0.15135	0.14955	0.14775	0.14593	0.14501	0.15678	0.16791

K max	13.554	13.970	14.180	14.315	14.413	14.487	14.545	14.570	14.630	14.661
$C_{ya} \text{ н.в.}$	0.77118	0.74949	0.73826	0.73055	0.72460	0.71962	0.71526	0.71323	0.70756	0.70398
Афан.в.	6.51°	6.23°	6.07°	5.94°	5.82°	5.71°	5.59°	5.53°	5.33°	5.19°

===

Продольный момент и положение фокуса частей самолета в системе самолета

===

Производная dM_z/dA_1 и положение фокуса X_f/L_f крыла в системе самолета

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
dM_z/dA_1	-1.6531	-1.6561	-1.6611	-1.6682	-1.6775	-1.6890	-1.7030	-1.7110	-1.7393	-1.7621
X_f/L_f	0.4419	0.4419	0.4419	0.4419	0.4419	0.4419	0.4419	0.4419	0.4419	0.4419

Производная dM_z/dA_1 и положение фокуса X_f/L_f горизонтального оперения

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
dM_z/dA_1	-0.7705	-0.7714	-0.7730	-0.7753	-0.7782	-0.7819	-0.7863	-0.7888	-0.7976	-0.8046
X_f/L_f	0.9099	0.9099	0.9099	0.9099	0.9099	0.9099	0.9099	0.9099	0.9099	0.9099

Производная dM_z/dA_1 и положение фокуса X_f/L_f фюзеляжа в системе самолета

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
dM_z/dA_1	0.0257	0.0257	0.0257	0.0257	0.0257	0.0257	0.0257	0.0257	0.0257	0.0257
X_f/L_f	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009	-0.2009

Производная dM_z/dA_1 мотогондол в системе самолета $dM_z/dA_1 = 0.0000$
Положение мотогондол относительно носка фюзеляжа $X_{мгд}/L_f = 0.2956$

Производная dM_z/dA_1 и положение фокуса X_f/L_f самолета без горизонтального оперения

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
dM_z/dA_1	-1.6274	-1.6304	-1.6354	-1.6425	-1.6518	-1.6633	-1.6774	-1.6853	-1.7136	-1.7364
X_f/L_f	0.4207	0.4207	0.4208	0.4208	0.4210	0.4211	0.4213	0.4214	0.4217	0.4219

Производная $dMz/d\alpha$ и положение фокуса Xf/Lf самолета с горизонтальным оперением

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
$dMz/d\alpha$	-2.3980	-2.4018	-2.4084	-2.4178	-2.4300	-2.4452	-2.4637	-2.4742	-2.5112	-2.5410
Xf/Lf	0.5085	0.5085	0.5085	0.5085	0.5085	0.5084	0.5084	0.5084	0.5083	0.5082

Фокус Xf/Ba самолета без горизонтального оперения относительно носка САХ крыла

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
Xf/Ba	0.0853	0.0855	0.0859	0.0864	0.0870	0.0878	0.0888	0.0894	0.0913	0.0928

Фокус Xf/Ba самолета с горизонтальным оперением относительно носка САХ крыла

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
Xf/Ba	0.6024	0.6023	0.6022	0.6021	0.6020	0.6019	0.6017	0.6016	0.6011	0.6007

Смещение фокуса самолета dXf/Ba

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
dXf/Ba	0.5171	0.5168	0.5164	0.5158	0.5150	0.5140	0.5128	0.5122	0.5098	0.5080

Коэффициент момента mz_0 крыла и фюзеляжа в системе с крылом (отнесено к САХ крыла)

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
$mz_{0из.к}$	-0.0084	-0.0084	-0.0084	-0.0084	-0.0084	-0.0084	-0.0084	-0.0084	-0.0084	-0.0084
$mz_{0\phi(к)}$	0.0931	0.0931	0.0931	0.0931	0.0931	0.0931	0.0932	0.0932	0.0932	0.0933
mz_{0*}	0.0357	0.0357	0.0357	0.0357	0.0357	0.0358	0.0358	0.0358	0.0358	0.0358

Коэффициент момента mz_0 частей самолета без горизонтального оперения

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
$mz_{0к'}$	-0.0319	-0.0319	-0.0319	-0.0319	-0.0319	-0.0319	-0.0319	-0.0319	-0.0319	-0.0319
$mz_{0\phi'}$	-0.0201	-0.0201	-0.0201	-0.0201	-0.0201	-0.0201	-0.0201	-0.0201	-0.0201	-0.0201

Коэффициент момента mz_0 самолета без горизонтального оперения (отнесено к САХ кр.)

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
	-0.0162	-0.0162	-0.0162	-0.0162	-0.0162	-0.0162	-0.0162	-0.0162	-0.0162	-0.0162

Коэффициент момента mz_0 частей самолета с горизонтальным оперением

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
$mz_{0к}$	0.1000	0.1001	0.1004	0.1008	0.1013	0.1020	0.1028	0.1033	0.1048	0.1061
$mz_{0г.о}$	0.0455	0.0454	0.0455	0.0457	0.0460	0.0464	0.0469	0.0471	0.0481	0.0488
$mz_{0\phi}$	-0.0229	-0.0229	-0.0229	-0.0229	-0.0229	-0.0229	-0.0229	-0.0229	-0.0229	-0.0229

Коэффициент момента mz_0 самолета с горизонтальным оперением (отнесено к САХ крыла)

	M=0.04	M=0.08	M=0.12	M=0.16	M=0.20	M=0.24	M=0.28	M=0.30	M=0.36	M=0.40
	0.1582	0.1584	0.1588	0.1594	0.1602	0.1612	0.1625	0.1632	0.1658	0.1678

ДОДАТОК В

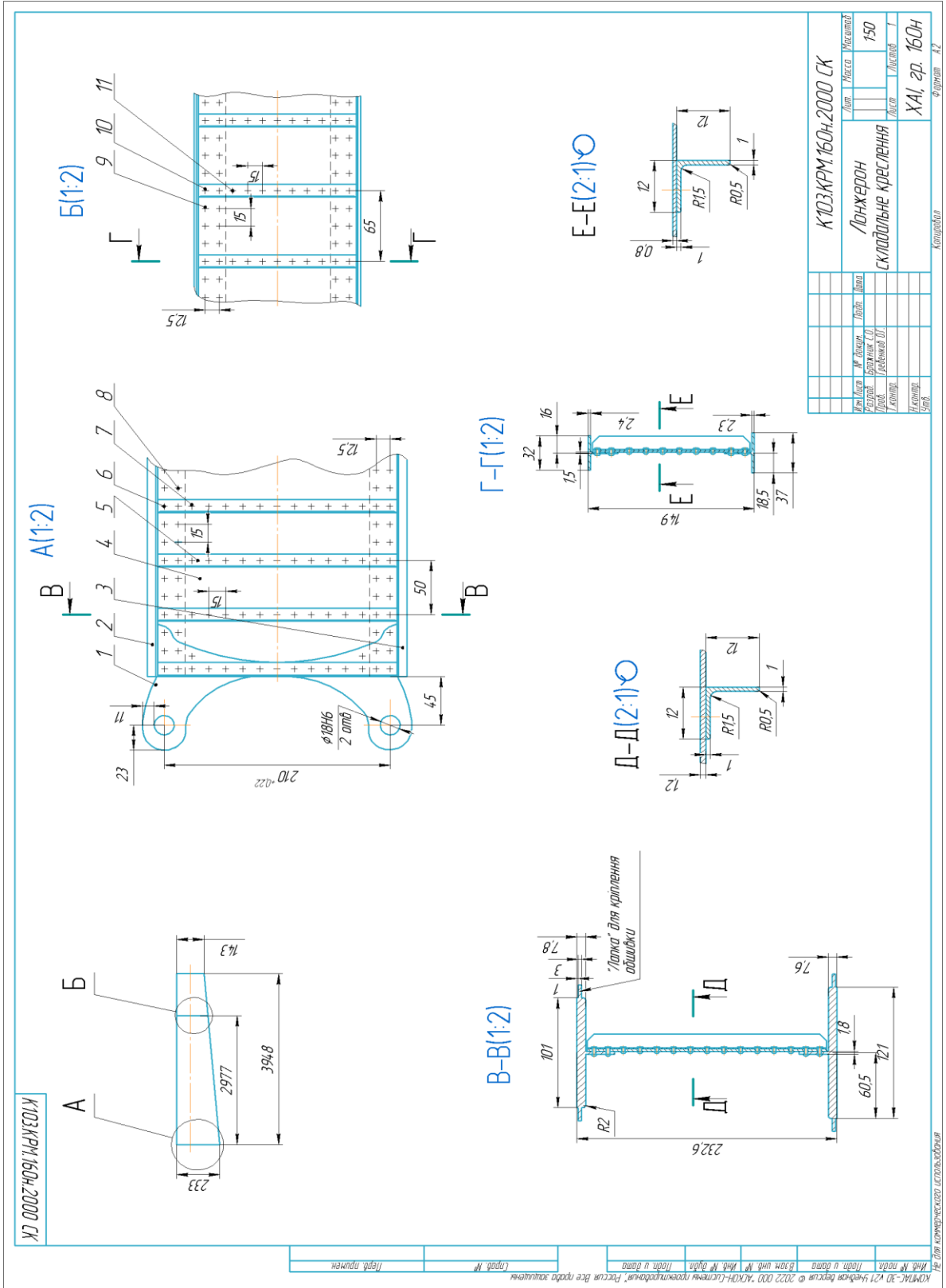


Рисунок В.1 – Складальне креслення лонжерона крила

Инв. № подл.		Подп. и дата		Взам. инв. №		Инв. № дубл.		Подп. и дата		Справ. №		Перв. примен.	
Зона	Поз.	Обозначение		Наименование		Кол.	Масса	Материал		Примечание			
				Документація									
		К103.КРМ.160н.2000 СК		Складальне креслення									
				Складальна одиниця									
	1			Стиковий вузол				ЗОХГСА					
	2			Верхній пояс				Д16Т					
	3			Нижній пояс				Д16Т					
	4			Стінка				Д16Т					
	5			Стійка Д16-Т-Пр100-1				Д16Т		рівнобедрений трикут.			
				Стандартні вироби									
	6			Заклепка 3-8-Ан.Окс-ОСТ 1 34040-79				В65					

				К103.КРМ.160н.2000							
Изм.	Лист	№ док.	Подп.	Дата					Лист	Лист	Листов
Разраб.	Бражник С.О.										
Пров.	Греденюк В.Г.										
Н.контр.											
Утв.											

Специфікація

ХАІ, гр. 160н

Не для коммерческого использования Копировал Формат А4

Инв. № подл.		Подп. и дата		Взам. инв. №		Инв. № дубл.		Подп. и дата		Справ. №		Перв. примен.	
Зона	Поз.	Обозначение		Наименование		Кол.	Масса	Материал		Примечание			
	7			Заклепка 3-6-Ан.Окс-ОСТ 1 34040-79				В65					
	8			Заклепка 3-7-Ан.Окс-ОСТ 1 34040-79				В65					
	9			Заклепка 3-6-Ан.Окс-ОСТ 1 34040-79				В65					
	10			Заклепка 3-7-Ан.Окс-ОСТ 1 34040-79				В65					
	11			Заклепка 3-6-Ан.Окс-ОСТ 1 34040-79				В65					

Изм.	Лист	№ док.	Подп.	Дата					Лист	Лист	Листов

Не для коммерческого использования Копировал Формат А4

Рисунок В.2 – Специфікація до складального креслення лонжерона крила

ДОДАТОК Г

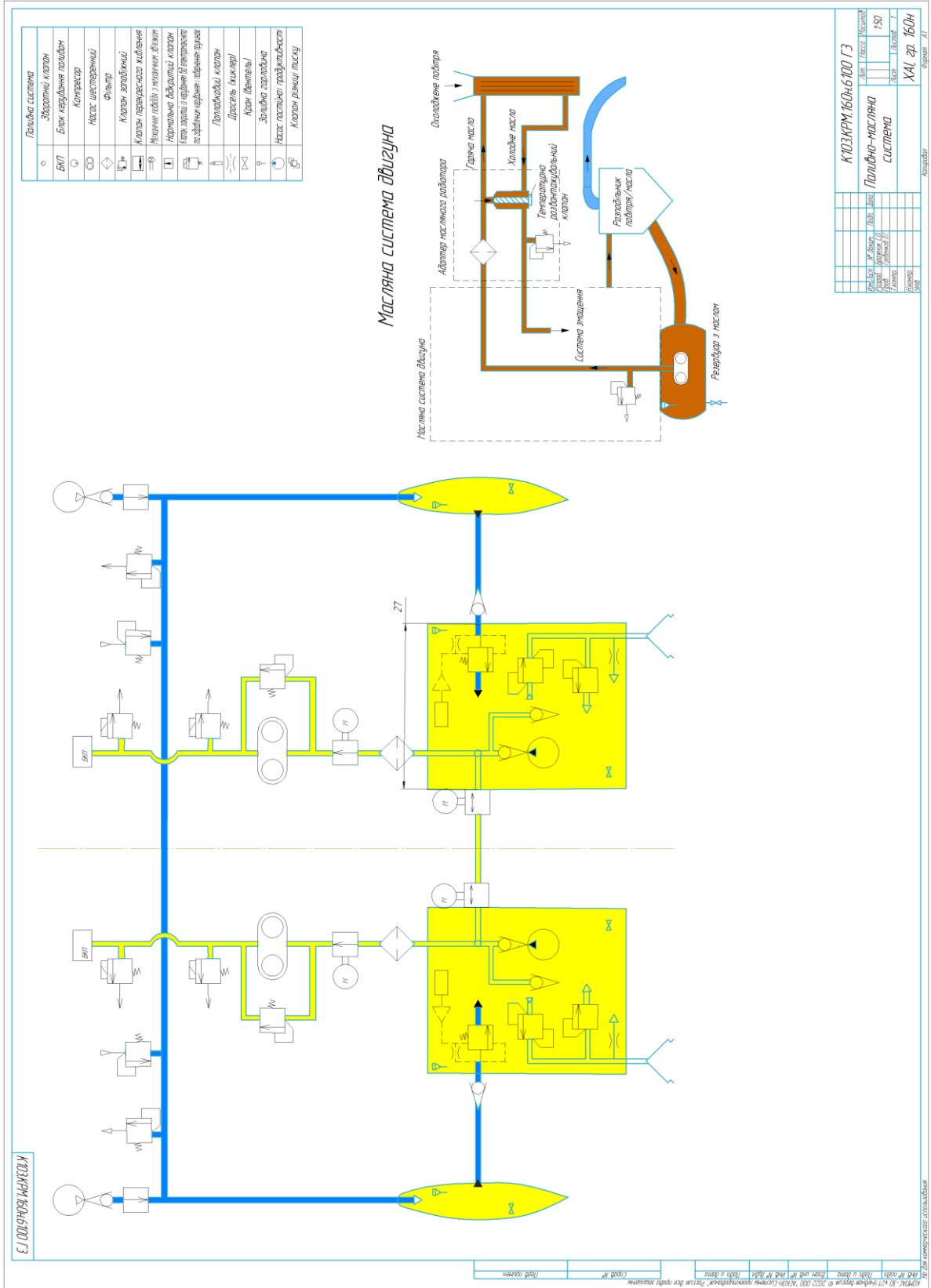


Рисунок Г.1 – Креслення паливно-масляної системи літака

ДОДАТОК Д

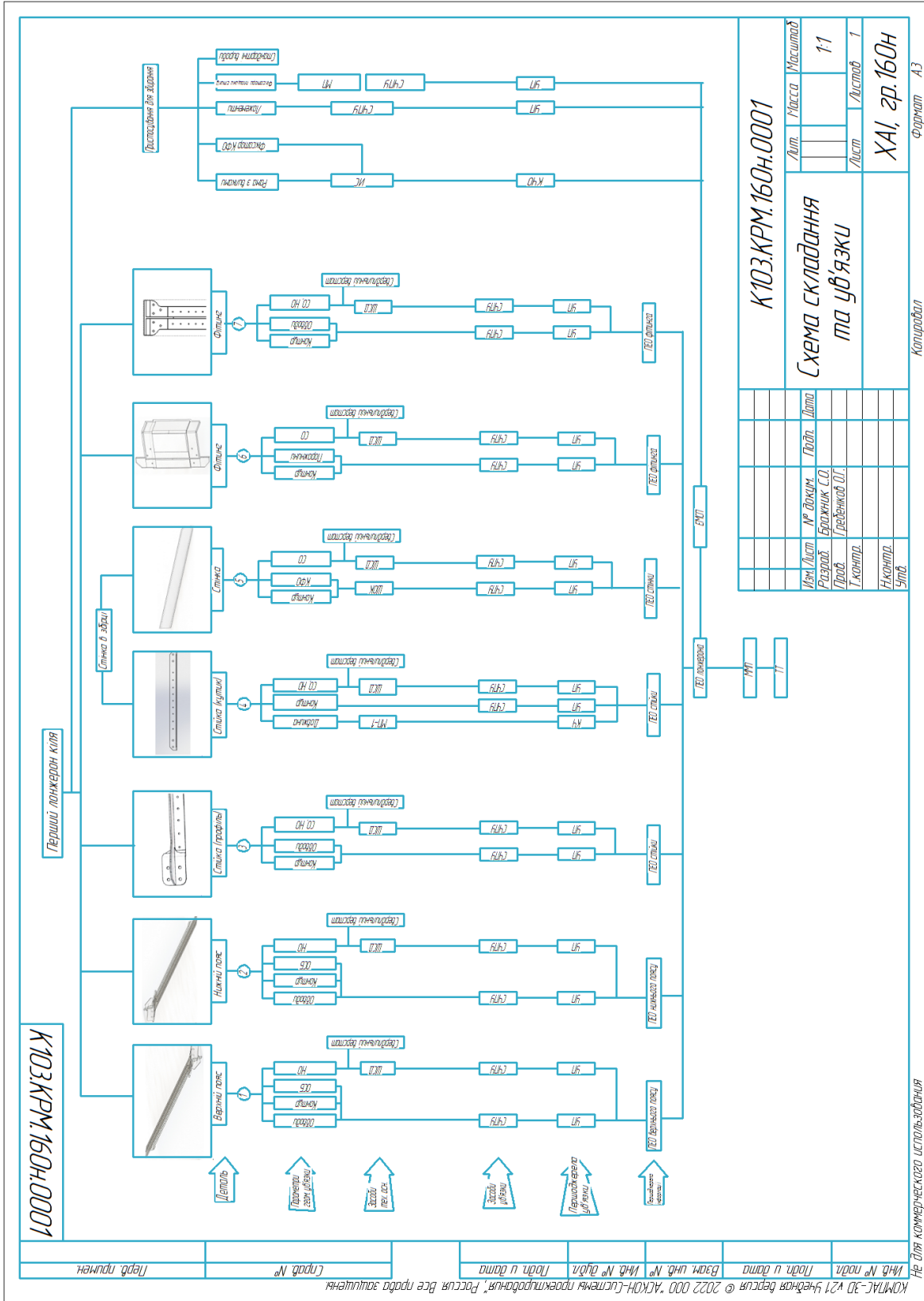


Рисунок Д.1 – Схема складання та ув'язки

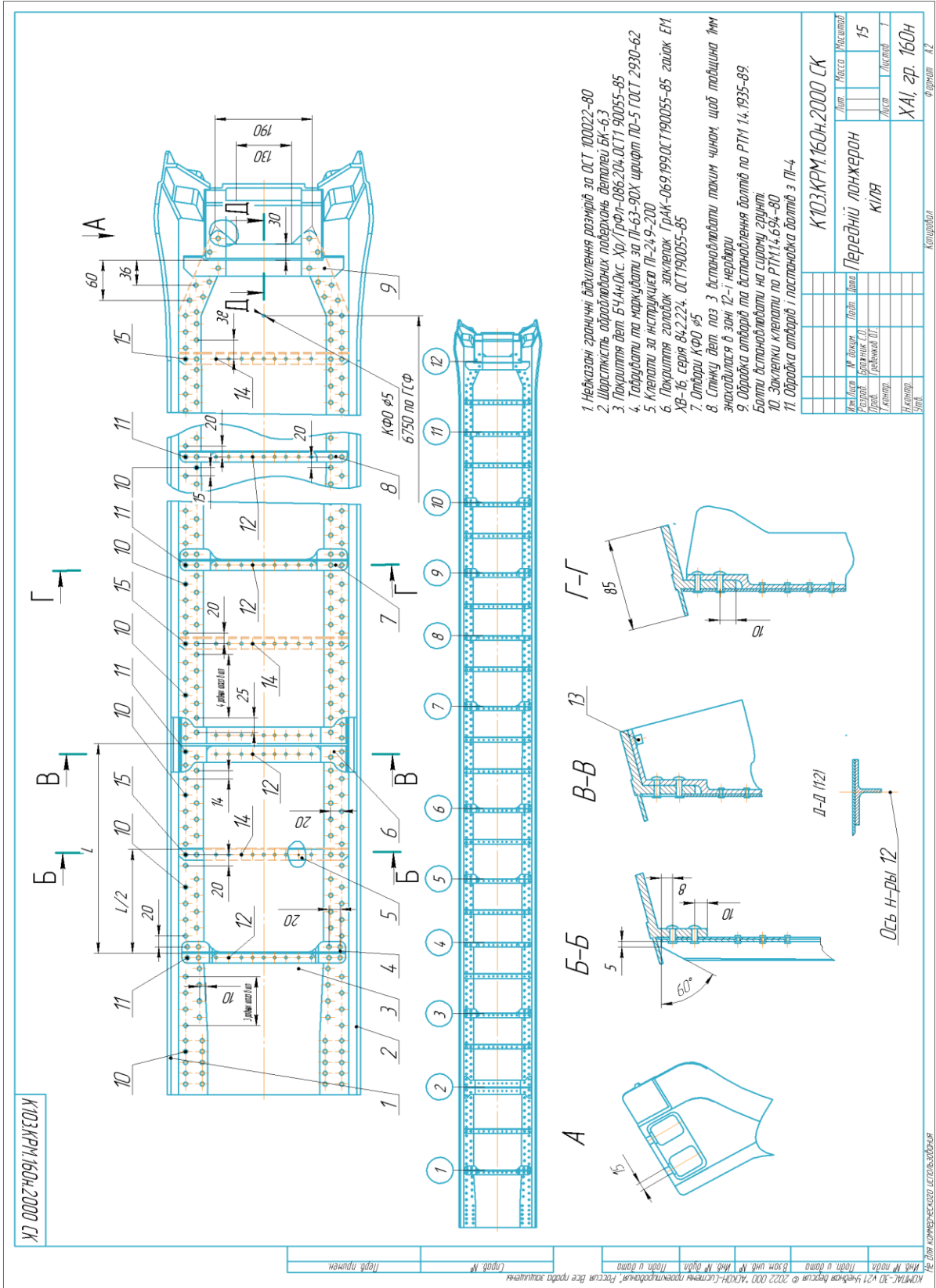


Рисунок Д.2 – Складальне креслення переднього лонжерона кіля

Формат Зона		Поз.	Обозначение	Наименование	Кол.	Примечание
<u>Документація</u>						
A2			K103.KPM.160н.2000 СК	Складальне креслення		
<u>Деталі</u>						
		1	K103.KPM.160н.2000-01	Передній пояс	1	
		2	K103.KPM.160н.2000-02	Задній пояс	1	
		3	K103.KPM.160н.2000-03	Стінка	1	
		4	K103.KPM.160н.2000-04	Стійка	1	профіль
		5	K103.KPM.160н.2000-05	Стійка	12	кутик
		6	K103.KPM.160н.2000-06	Фітінг	1	
		7	K103.KPM.160н.2000-07	Стійка	6	профіль
		8	K103.KPM.160н.2000-08	Стійка	3	кутик
		9	K103.KPM.160н.2000-09	Фітінг	1	
<u>Стандартні вироби</u>						
		10		Закlepка 5-10-АНЮкс ОСТ134040-79	430	
		11		Закlepка 5-15-АНЮкс ОСТ134040-79	86	
		12		Закlepка 3-6-АНЮкс ОСТ134040-79	108	
		13		Анкерна гайка М6 ОСТ133159	4	
		14		Закlepка 3-4-АНЮкс ОСТ134040-79	108	
		15		Закlepка 5-12-АНЮкс-ОСТ134040-79	48	
K103.KPM.160н.2000						
Изм./Лист		№ докум.	Подп.	Дата		
Разраб.		Бражник С.О.				
Пров.		Гребенков О.Г.				
Н.контр.						
Утв.						
Специфікація					Лит.	Лист
(передній лонжерон кіля)						1
ХАІ, гр.160н						
Не для коммерческого использования		Копировав			Формат А4	

Рисунок Д.3 – Специфікація до складального креслення лонжерона кіля

К103.КРМ.160Н.2000 СП

1. Задбезпечити вільне відкривання притисків пояса лонжерона
 2. *Інформація для довідки
 3. Маркувати К104, 150Н,03,2000 СП.
 4. Подфарбувати за інструкцією цеху №24
 5. Опори бузол 10-13 ставити по торцевих стійках-2шт.
 6. Сталь фарбувати: грунт ВЛ-62, емаль НЦ-132П ГОСТ 6631-74.

Маса	Матеріал
15	

К103.КРМ.160Н.2000 СП

Колір фарби	Формат
ХАІ, зр. 160Н	А3

КМЛАС-3D v21 Уведень Версія © 2022 000 "АСКОН-Ліцензія проекторів", Росія. Все права захищені.
 Інв. № подл. Підв. в дата. Взам. инв. №. Инв. № вкл. Подв. в дата. Лист № 15
 Назв. устат. Маса
 Ресурс: Броник СІ
 Мат. Листів
 І.контр. Листів
 Уст. 1
 Маса
 Матеріал
 15

Не для комерційного використання

Рисунок Д.4 – Складальне креслення пристрою для складання

Формат	Зона	Лист	Обозначение	Наименование	Кол.	Примечание
<i>Документація</i>						
А3			<i>K103.KPM.160н.2000 СК</i>	<i>Складальне креслення</i>		
<i>Деталі</i>						
		1	<i>K103.KPM.160н.2000-01</i>	<i>Рама</i>	1	
		2	<i>K103.KPM.160н.2000-02</i>	<i>Ложементи</i>	1	
		3	<i>K103.KPM.160н.2000-03</i>	<i>Штирі</i>	5	
		4	<i>K103.KPM.160н.2000-04</i>	<i>Фіксатор трубчатий</i>	5	
		5	<i>K103.KPM.160н.2000-05</i>	<i>Плита сталельна</i>	1	
		6	<i>K103.KPM.160н.2000-06</i>	<i>Калібр для ложемента плити</i>	1	
		7	<i>K103.KPM.160н.2000-07</i>	<i>Стійка</i>	3	
		8	<i>K103.KPM.160н.2000-08</i>	<i>Калібр для монтажа плити</i>	1	
		9	<i>K103.KPM.160н.2000-09</i>	<i>Макет</i>	1	
<i>Стандартні вироби</i>						
		10		<i>Стійка 7082-0035 ОСТ1 51683-73</i>	2	
		11		<i>Стійка 7082-0134 ОСТ1 5183-73</i>	12	
		12		<i>Опора 7030-0134 ОСТ1 51686-73</i>	8	
		13		<i>Штир 7037-0134 ОСТ1 51269-72</i>	12	
K103.KPM.160н.2000						
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		
Разраб.		Бражник С.О.				
Проб.		Греденіков О.Г.				
Н.контр.						
Утв.						
Специфікація					Лит.	Лист
<i>(пристрій для складання лонжерона)</i>						Листов
XAI, гр. 160н						1
Не для коммерческого использования			Копировал		Формат А4	

Рисунок Д.5 – Специфікація пристрою для складання лонжерона кіля