

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ ТА НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка до дипломного проекту

магістра

(освітній ступінь)

на тему «Адміністративний пасажирський літак на 9 пасажирів з дальністю польоту 3600 км»

ХАІ.103.160Н.22В.134.1801015 ПЗ

Виконав: студент 6 курсу групи 160Н
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

Пузанов А.О

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Філіпковський С.В

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Іванов С.М

(прізвище та ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет Літакобудування
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 » 04 2024 року

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Пузанов Анатолій Олександрович

(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи Адміністративний пасажирський літак на 9 пасажирів
з дальністю польоту 3600 км

керівник кваліфікаційної роботи: Філіпковський Сергій Володимирович
затверджені наказом Університету № 555 уч від «22» квітня 2024 року

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 30.05.2024

Вихідні дані до роботи Кількість пасажирів – 9 осіб, дальність польоту 3600 км,
крейсерська швидкість 700 км/год, крейсерська висота польоту 7500 м

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 проектованого літака 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 проектуванні 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 проектних 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, побудова зализів і обтічників літака. Оформлення результатів розрахунків.

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

- 1.2.1 Визначення лобового опору проектного літака.
- 1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака.
- 1.2.3 Повздожній момент і розташування аеродинамічного фокусу літака

1.3. Розробка конструкції складальних вузлів і деталей агрегатів літака.

- 1.3.1 Розробка майстер-геометрії агрегату.
- 1.3.2 Визначення навантажень, що діють на агрегат
- 1.3.3 Уточнення конструктивно-силової схеми агрегату.
- 1.3.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату.
- 1.3.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів агрегату в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу
- 1.3.7 Дослідження впливу параметрів агрегату на його масу.
- 1.3.8 Проектувальний розрахунок з'єднань і стиків агрегату з фюзеляжем.
- 1.3.9 Прогнозування ресурсу агрегату в регулярних і нерегулярних зонах
- 1.3.10 Уточнення геометричних і конструктивних параметрів агрегату.
- 1.3.11 Керівництво з технічної експлуатації проектного агрегату літака

1.4. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання однієї з систем літака

- 1.4.1 Проектування і моделювання силової установки.
- 1.4.2 Проектування і моделювання системи керування.
- 1.4.3 Проектування і моделювання гідравлічної системи.
- 1.4.4 Проектування і моделювання пневматичної системи.
- 1.4.5 Проектування і моделювання систем життєзабезпечення.
- 1.4.6 Посібник з експлуатації проектованої системи.

2. Економічний розділ

- 2.1. Конкурентні переваги літака, що проектується, та оцінка можливих обсягів його реалізації
- 2.2. Характеристика тактико-технічних показників літака, що проектується, як товарного продукту.

2.3. 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.

2.4. Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень та визначення об'єму можливих продаж готових ЛА

2.5. Основні напрямки підвищення ефективності надзвукових пасажирських літаків другого покоління, зв'язані з цим основні проблеми і деякі результати дослідження

2.6. Вихідні дані для розрахунку тактико-економічних показників ефективності створення літального апарату

2.7. Розрахунок основних тактико-економічних показників проектування та виробництва літального апарату.

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

2.9 Висновки щодо економічного розділу

3. Спеціальне завдання

Дослідження відмови носової стійки шасі

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

- майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду (формат А1);
- Креслення загального вигляду (формат А1)
- Складальне креслення лонжерону крила (формат А1)
- Стрійка шасі (формат А1)
- Конструкторське креслення системи кріплення двигуна (формат А1)
- принципова схема системи (формат А2);
- компоновальна схема розташування системи в літаку (формат А1);
- Модель розподілу простору агрегату

Керівник і консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1. Конструкторський розділ	професор Філіпковський С.В.	05.02.2024	28.03.2024
2. Економічний розділ	професор Філіпковський С.В.	05.02.2024	30.04.2024
3. Спеціальна частина	професор Філіпковський С.В.	05.02.2024	30.05.2024

Нормоконтроль

_____ (підпис)

Філіпковський С.В. (ініціали та прізвище)

« _____ »

_____ 2024 р.

Дата видачі завдання « 05 » 02 2024 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломного проекту	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ	28.03.2024	
2.	Економічний розділ	30.04.2024	
3.	Спеціальне завдання	30.05.2024	

Студент

_____ Пузанов А.О.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник проекту

_____ Філіпковський С.В.
(підпис) (прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

Дипломний проект магістра: 119 с., 42 рис., 21 табл., 12 дод., 27 джерел.

Об'єкт дослідження – адміністративний пасажирський літак з ТРДД.

Мета роботи – розрахувати злітну масу літака у трьох наближеннях, включаючи масу його агрегатів, та його геометричні характеристики в, обрати двигун, розробити конструктивно-силову схему, визначити льотні характеристики, спроектувати лонжерон, розрахувати ціну літака з двигунами та без двигунів.

Метод дослідження – статистичний, аналітичні методи розрахунку, методи будівельної механіки, розрахунку літака на міцність.

Результати дипломного проекту магістра і його новизна: в результаті виконання дипломного проекту магістра отримані наступні результати:

1) визначено масові і геометричні параметри адміністративного літака пасажирської категорії з двома турбореактивними двоконтурними двигунами в нульовому наближенні, розроблено креслення загального вигляду. Злітна маса літака в нульовому наближенні склала 8360 кг, комерційне навантаження – 4900 кг, палива – 3400 кг.

2) розроблена конструктивно-силова схема літака. Для крила, стабілізатора та кіля обрана лонжерона схема, фюзеляж виконаний за балочно-стрингерною схемою.

3) визначене навантаження згинального, крутильного моменту та перерізуючої сили від маси палива, конструкції та аеродинамічної сили на консоль крила

4) спроектований передній лонжерон крила, підібрані оптимальні параметри перетинів в трьох зонах за розмахом крила, виконане складальне креслення;

5) розрахункова ціна літака з двигунами з ПДВ склала 2,295 млн. дол.;

Рекомендації щодо використання результатів роботи: результати дипломного проекту магістра будуть використані при подальшій розробці літака, його агрегатів і систем, а також при опрацюванні проекту у конструкторських бюро для комерційного застосування.

ЛІТАК, ФЮЗЕЛЯЖ, ЛОНЖЕРОН, КРИЛО, СИЛОВА УСТАНОВКА, СОБІВАРТІСТЬ.

Умови отримання: за письмовим дозволом завідуючого кафедрою проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

ЗМІСТ

Реферат	2
Зміст	3
1 Конструкторський розділ	5
1.1 Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних	5
1.1.1 Розробка технічного завдання	5
1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз	7
1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог до літака	11
1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака	11
1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні	13
1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління	14
1.1.7 Вибір типу двигуна	19
1.1.8 Розрахунок складових параметрів для злітної маси літака в третьому наближенні	20
1.1.9 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крило, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака	23
1.1.10 Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака	26
1.1.11 Висновки	29
1.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака.	30
1.2.1 Розрахунок полярної й аеродинамічної якості у злітній, посадковій і крейсерській конфігураціях літака	30
1.2.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики та положення фокуса літака. Аналіз повздожньої та поперечної стійкості літака	31
1.2.3 Розробка конструкції збірних вузлів і деталей агрегату літака	32
1.2.4 Висновки	37
1.3 Визначення геометричних характеристик елементів перерізу регулярної зони крила з умов забезпечення статичної міцності	37
1.3.1 Розрахунок повітряних і масових навантажень, що діють на крило, побудова епюр поперечних сил, згинальних і крутильних моментів	37
1.3.2 Висновки	44
1.4 Розробка складальних вузлів та агрегатів літака	44

	4
1.4.1 Розробка конструкції лонжерона крила	44
1.4.2 Розробка конструкції стійки шасі (носової)	56
1.4.3 Розробка конструкції кріплення двигуна	66
1.4.4 Розробка компоувальної схеми силової установки літака	77
2 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	92
2.1 Розрахунок витрат на собівартість літакобудівного ОКБ	93
2.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво ЛА, прибутку та ціни літака і двигуна	94
2.2.1 Розрахунок виробничої вартості ЛА	94
2.2.2 Розрахунок собівартості літака	96
2.2.3 Розрахунок прибутку і ціни літака без двигунів	97
2.3 Розрахунок вартості літака з двигунами	97
2.4 Порівняльний аналіз варіантів конструкторських рішень з точки зору витрат на виготовлення	98
2.5 Висновки	99
3 Спеціальна частина	100
3.1 Формулювання проблеми	100
3.2 Попередні дослідження та публікації:	100
3.3 Вибір схеми:	101
3.4 Розрахунок конструкції носової стійки шасі:	103
3.5 Результати розрахунку:	104
3.6 Висновки	105
Список використаних джерел	106
Додаток А	109
Додаток Б	110
Додаток в	111
Додаток г	112
Додаток Ґ	114
Додаток Д	115
Додаток Е	116
Додаток Є	117
Додаток Ж	118

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних

На самому початку розвитку реактивної пасажирської авіації не було необхідної кількості аеропортів, які змогли б обслуговувати велику кількість реактивних пасажирських літаків, внаслідок цього була придумана система Хабів. Вона полягала в тому, що в країні перебувало кілька великих аеропортів, які брали і обслуговували сучасні реактивні літаки, які були вимогливі до ЗПС і наземного обслуговування, а літаки менш вибагливі доставляли пасажирів з регіональних аеропортів до хабам. Внаслідок цього були створені такі надважкі пасажирські літаки як Боїнг 747 і А380. Але в сучасному світі, інфраструктура аеропортів навіть регіональних, настільки просунулася, що система Хабів вже не актуальна і важкі пасажирські літаки просто не потрібні. Внаслідок цього з'являється потреба в адміністративних літаках пасажиро місткістю від 5 до 12 пасажирів, на відстань до 5000 км. Сучасні пасажирські літаки з ТРДД виконують це завдання [2].

Внаслідок цього доцільно взяти частину ринку, який використовують літаки з ТРДД для проектування та виготовлення літаків бізнес класу.

1.1.1 Розробка технічного завдання

Проектований літак створюється як база адміністративних пасажирських літаків з пасажиро місткістю до 12 чоловік, з двома двигунами ТРДД.

Даний літак повинен забезпечити:

– можливість використання різних варіантів за видами застосування (магістральний, адміністративний, регіональний) та комплектації обладнання (зарубіжна або вітчизняна авіоніка і обладнання);

– повна відповідність застосовуваним сьогодні нормам льотної придатності АП-25 (норми льотної придатності літаків транспортної категорії), екологічним вимогам і стандартам якості; [1].

– високий рівень, як експлуатаційного, так і технічної досконалості;

– широкий діапазон по швидкості, дальності, комфорту;

– конкурентоспроможність щодо зарубіжних аналогів;

– висока паливна ефективність;

– можливість здійснення перельотів в несприятливих погодних умовах.

Проектований літак призначений для перевезення пасажирів на місцевих і міжнародних авіалініях.

Літак, все його обладнання, комплектуючі, двигуни, а так само документація повинні відповідати:

- справжньому технічним завданням (ТЗ);
- авіаційним правилам АПУ-25;
- допоміжна силова установка (ЗСУ) – авіаційним правилам АПУ-ВД (норми льотної придатності допоміжних двигунів повітряних суден);
- двигуни – авіаційним правилам АПУ-33 (Норми льотної придатності двигунів повітряних суден).

По шуму літак не повинен порушувати вимоги 4-го розділу міжнародних стандартів «Охорона навколишнього середовища» та вимогам АПУ-36.

Літак повинен бути спроектований за принципом «безпечної пошкоджуваності».

Літак, обладнання та системи, двигуни повинні експлуатуватися не більше призначеного ресурсу.

Літак повинен забезпечити польоти:

- в різний час доби (вночі і вдень);
- в складних і простих метео-умовах;
- над водним (моря і океани) простором;
- над гірською, горбистій і рівнинною місцевістю;

Чистота рідини гідросистеми повинна контролюватися засобами фільтрації (бортовими).

Конструкція гідросистеми повинна допускати можливість демонтажу агрегатів і фільтрів, що мають менший ресурс, ніж відповідні ресурси планера, без зливу рідини.[1]

Під час всього польоту в кабінах літака повинна підтримуватися температура повітря в межах 18...25 °С. Дані температури повинні бути отримані не більш як через 25 хвилин після зльоту.[1]

Для кожного пасажера і члени екіпажу повинні бути передбачені засоби індивідуального обдуву.[1]

Конструкція планера літака повинна допускати установку інших аналогічних двигунів, в тому числі і іноземних.[1]

Паливна система не повинна допускати можливості накопичення забруднень у елементах подачі палива і в паливних баках.[1]

Повинні бути передбачені засоби, що забезпечують під час пожежі на двигуні, живучість силової установки, а також захист конструкції від вогню.[1]

Відповідно до вимог на борту літака повинні бути передбачені і обладнані місця для розміщення аптечки медичної допомоги.[1]

Конструкція функціональних систем літака повинна забезпечувати:

- певних товарів для різних видів контролю (візуального, оптичного, органолептичного);
- легко знімних і легко приєднувальних пристроїв з'єднання;
- можливість сполучення об'єктів контролю із засобами зовнішнього контролю.

Засоби наземного технічного обслуговування (ТО) повинні виконувати високопродуктивне, якісне ТО, усунення різного роду несправностей і пошук проблем.[1]

Наземні засоби заправки повинні виключати можливість забруднень паливної, масляної гідравлічної систем.[1]

Система заправки літака повинна бути ув'язана з характеристиками зарубіжних заправних систем.[1]

Розташування датчиків і різних зовнішніх приладів не повинні перешкоджати стикуванні трапів зарубіжних зразків.[1]

Застосовувані в конструкції лакофарбові матеріали повинні допускати застосування іноземних рідин для видалення зледеніння з поверхні літака.[1]

1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз

Збір та обробка статистичних даних в ході проектування літака дозволяє [1]:

- 1) отримати наочне уявлення про сучасний рівень розвитку літакобудування пасажирського типу літаків і їх льотно-технічних якостей;
- 2) визначити тенденції та перспективи розвитку розробляється типу літака, кількісні і якісні зміни ТТВ до літака, умови виробництва і експлуатації.
- 3) визначити ряд параметрів літака.

Для збору статистичних даних необхідно використовувати дані літаків, аналогічно проєктованого і мають близькі льотно-технічні характеристики і умови експлуатації.

В якості літаків-аналогів взяті такі літаки: Learjet 45 (рисунок 1.1); Hawker 400 (рисунок 1.2); Cessna 560 CitationV (рисунок 1.3); Gulfstream 100 (рисунок 1.4); Legacy 450 (рисунок 1.5); Falcon 20 (рисунок 1.6).

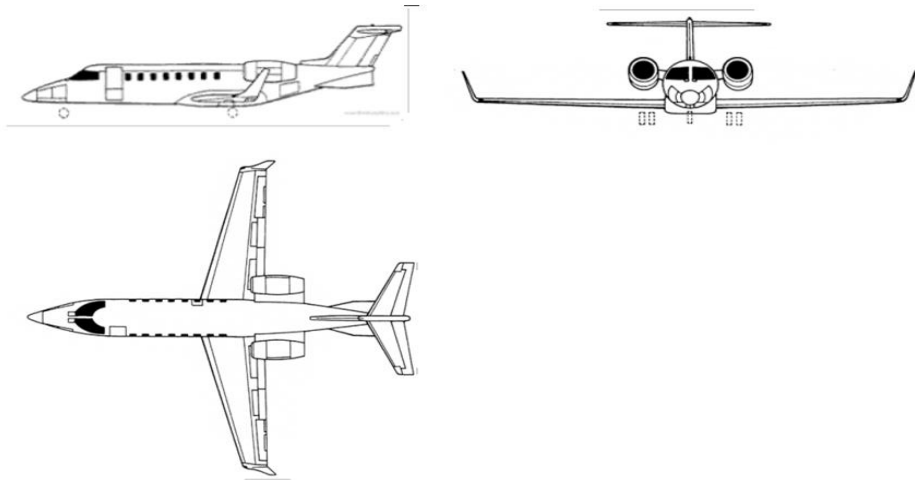


Рисунок 1.1 - Схема літака Learjet 45

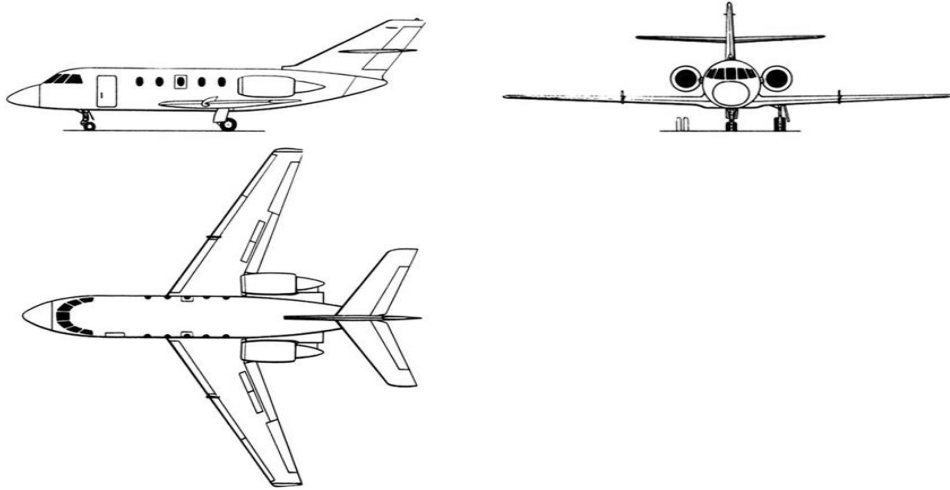


Рисунок 1.2 - Схема літака Hawker 400

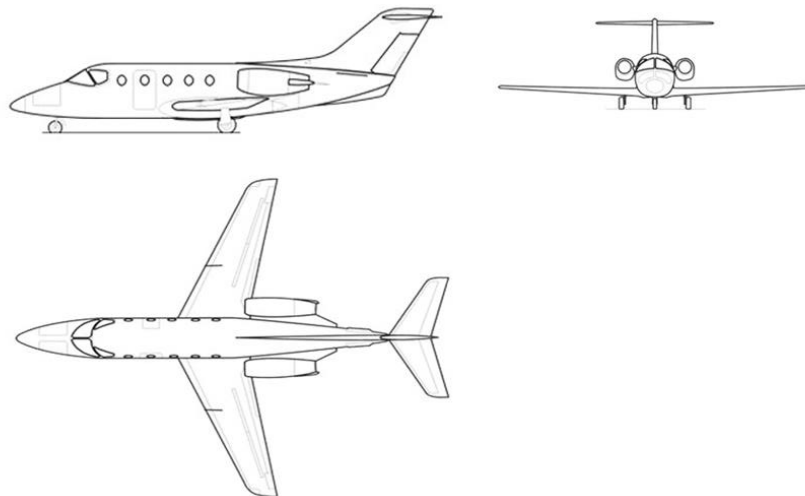


Рисунок 1.3 - Схема літака Cessna 560 Citation V

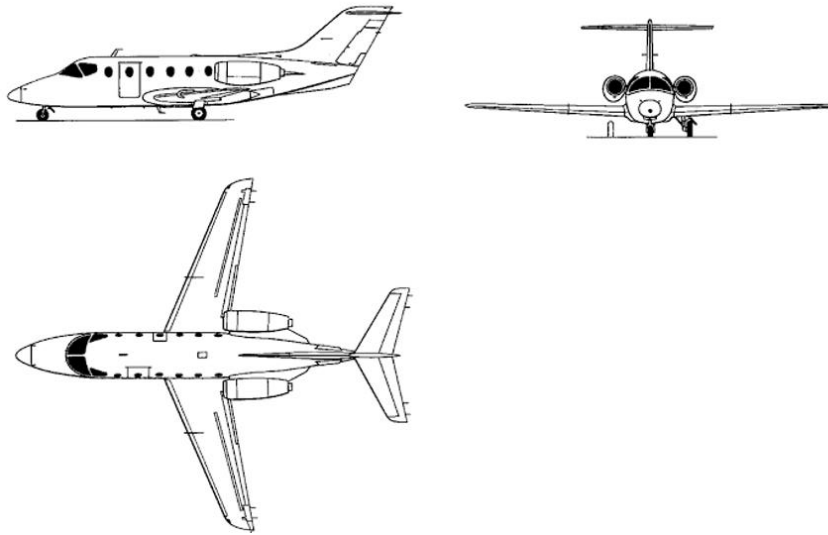


Рисунок 1.4 - Схема літака Gulfstream 100

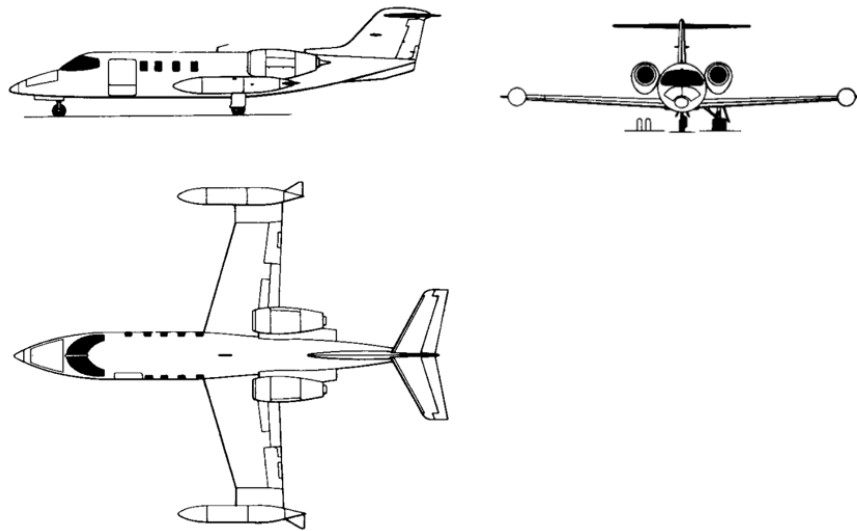


Рисунок 1.5 - Схема літака Legacy 450

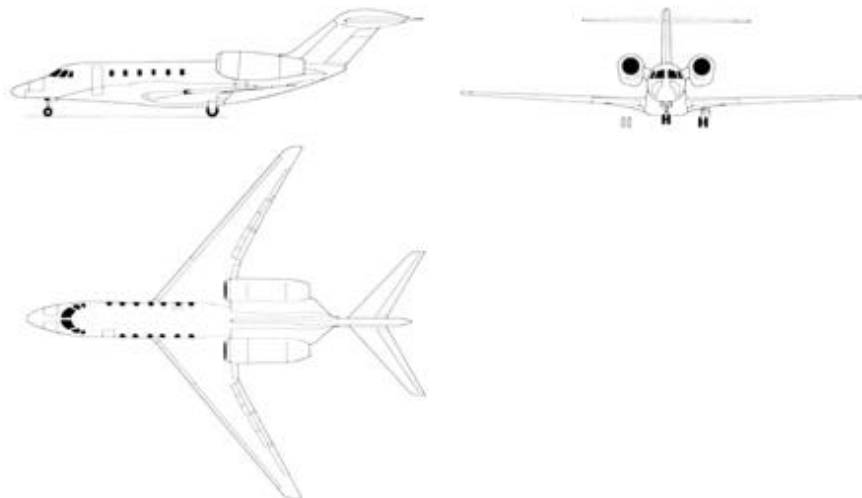


Рисунок 1.6 - Схема літака Falcon 20

Статистичні дані літаків-аналогів вносимо в таблицю 1.1.

Таблиця 1.1 Статистичні дані літаків-прототипів [26].

Модифікація	Learjet 45	Hawker 400A	Cessna 560 Encore	G100	Legacy 450	Falcon 20
Розмах крила, м	14.58	13.26	15.91	16.64	20.25	16.30
Довжина літака, м	17.68	14.76	14.90	16.96	19.69	17.15
Висота літака, м	4.30	4.24	4.63	5.54	6.43	5.32
Площа крила, м ²	28.95	22.43	31.80	29.40	40.10	41.00
Маса порожньо- го літака, кг	5829	4558	4780	6214	10400	7350
Маса максима- льна взлітна, кг	9163	7303	7550	11180	16000	13000
Маса палива, кг	2750	-	2405	-	5492	3100
Тип двигуна	2 ТРДД TFE731- 20	2 ТРДД JT15D-5	2 ТРДД PW535A	2 ТРДД TFE731- 40R	2 ТРДД HTF7500E	2 ТРДД CF700 -2D-2
Тяга, кН	2 x 15.56	2 x 12.90	2 x 14.93	2 x 18.90	2 x 29.10	2 x 20.41
Максимальна швидкість, км/год	858	866	823	930	856	930
Крейсерська швидкість, км/год	604	820	798	860	810	863
Практична дальність, км	3167	3135	3705	5460	5371	3300
Практичний потолок, м	15545	13700	13715	13715	13716	12800
Екіпаж, чол	2	3	2	2	2	2
Корисне навантаження	8-9 пасажир ів	7-9 пасажир ів	7-8 пасажир ів	6-8 пасажир ів	7-9 пасажирів	12 пасажирів

1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог до літака

При проектуванні нового літака виникає завдання вибору його загальної схеми. Це по суті є початковим етапом синтезу проекту літака. Формалізувати прийняті рішення з цієї проблеми в повній мірі не представляється можливим. Однак в рамках вже реалізованих або запропонованих рішень можна організувати формальний пошук найкращого рішення з точки зору оціночного критерію і задоволення поставленим завданням ТТВ і ТЗ.[3]

Під вибором загальної схеми літака мається на увазі не тільки вибір його аеродинамічної схеми, хоча вона і є визначальною в реалізації принципу дії літака, але також схеми силової установки, злітно-посадкових пристроїв, розміщення екіпажу та цільового навантаження і т. д.[3]

Остаточний вибір загальної схеми виробляємо з ряду конкуруючих варіантів на основі оптимізації кожного з них і подальшого всебічного їх аналізу. В якості оціночного критерію для літака приймаємо його злітну масу, а в якості обмежень – льотно-технічні характеристики, задані ТТВ і ТЗ.[3]

Після збору статистичних даних переходимо до розробки ТТВ. Цей етап буде проводитися на основі аналізу статистичних матеріалів, доповнивши задані ТТВ проектованого літака. За прототип був узятий Learjet 45.

Так як заданий пасажирський літак з пасажиро місткістю $n=9$, і дальністю польоту $L = 3600$ км, то призначаємо довжину розбігу $L_{розб} = 2000$ м, тоді висота крейсерського польоту $H_{крейс} = 7500$ м, крейсерська швидкість $V_{крейс} = 700$ км/год. Отримані ТТВ заносимо в таблицю 1.2

Таблиця 1.2 Статистичні дані літаків-прототипів

Дальність польоту L , км	Крейсерська швидкість $V_{крейс}$, км/ч	Крейсерська висота польоту $H_{крейс}$, м	Довжина розбігу, $L_{розб}$, м	Число двигунів, шт	Екіпаж $n_{ек}$, чол	Кількість пасажирів $n_{пас}$, чол
3600	700	7500	2000	2	3	9

1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака

Після вивчення статистичних даних літаків-аналогів, для проектованого літака обрана нормальна (класична) схема з низько-розташованим стріловидним крилом. Одно кильове вертикальне оперення в хвостовій частині фюзеляжу.

Для пасажирських літаків вибір схеми крила відносно фюзеляжу пов'язана в першу чергу з компоувальним міркуванням. Потреба в вільних об'ємах в середині фюзеляжу не дає змоги використовувати середньо план. Ця схема має ряд переваг[3]:

- Менша висота опор шасі та їх маса, спрощується прибирання.
- Частини механізації можуть розташовуватися також на під фюзеляжній частині крила.
- Збільшується безпека пасажирів та екіпажу при аварійній посадці – крило слугує захистом.
- Вища плавучість при аварійній посадці на воду, що дозволяє евакуювати пасажирів та екіпаж

Недоліки схеми низько плану[3]:

- Найбільший опір інтерференції, проте воно може бути набагато зменшено встановленням обтічників у місті встановлення крила з фюзеляжем
- Погіршується огляд нижньої полу-сфери

Для даного літака доцільно встановити 2 двигуни. Відмова від одного двигуна пояснюється тим, що з'являються проблеми з його компонуванням, а також один двигун не задовольняє безпечність польоту.

Оскільки крейсерська швидкість проектного літака складає 750 км/год, то його крило – стрілоподібне. Переваги стрілоподібного крила – менший опір на високих швидкостях польоту, але недоліком є менша, в порівнянні з іншими видами, підйомна сила на малих швидкостях (у тому числі і при зльоті); цу змушує у виборі довшої ВВП. Взаємним розташуванням крила та фюзеляжу обрано схему низько-плану, яка підвищує безпеку пасажирів при аварійній посадці на тверду поверхню та вчасного приведення, оскільки значну частину навантаження при ударі сприймає крило. Оперення вибрано Т-подібне, оскільки два турбореактивні двигуни будуть закріплені по обидва боки від кіля і для зниження інтерференції між двигунами і горизонтальним оперенням відстані між ними потрібно підвищити. Так само кут атаки при якому ГО потрапляє в аеродинамічну тінь крила підвищується, що знижує ймовірність потрапляння літака у звалювання. При цьому маса всієї конструкції та опір підвищуються. Тип шасі-з носовою стійкою.[1]

Шасі виконано за трьохопорною схемою з носовою стійкою. При такій схемі літак при посадці має тенденцію до опускання носа, до зменшення кута атаки і підйомної сили. Краще огляд з кабіни, хороша шляхова стійкість при рулюванні по ЗПС. Однак передня опора обважнюється і ускладнюється, погіршується прохідність літака на ґрунтових аеродромах. Основні стійкі забираються в фюзеляж.[3]

За статистичними даними були визначені основні параметри крила λ , χ , η , відносна хорда закрилки, кути відхилення закрилків, відносна площа елеронів, параметри фюзеляжу, ГО, ВО, і занесені в таблицю 1.3

Таблиця 1.3 Основні параметри літака

λ	X° (ПК)	η	\bar{c}	\bar{b}_3	δ_3	λ_ϕ	$D_\phi, \text{ м}$	$L_\phi, \text{ м}$	
8,3	20	3,21	0,1	0,25	25/50	8	2,1	16,8	
$\bar{S}_{\text{ГО}}$	$\bar{S}_{\text{ВО}}$	$\lambda_{\text{ГО}}$	$\lambda_{\text{ВО}}$	$\chi_{\text{ГО}}$	$\chi_{\text{ВО}}$	$\bar{c}_{\text{ГО}}$	$\bar{c}_{\text{ВО}}$	$\eta_{\text{ГО}}$	$\eta_{\text{ВО}}$
0,3	0,2	2,1	1,2	2	30	0,12	0,12	2,1	2,9

По результатам ТТВ вибираємо наступну схему для проєктованого адміністративного пасажирського літака з двома ТРДД (рисунок 1.7).

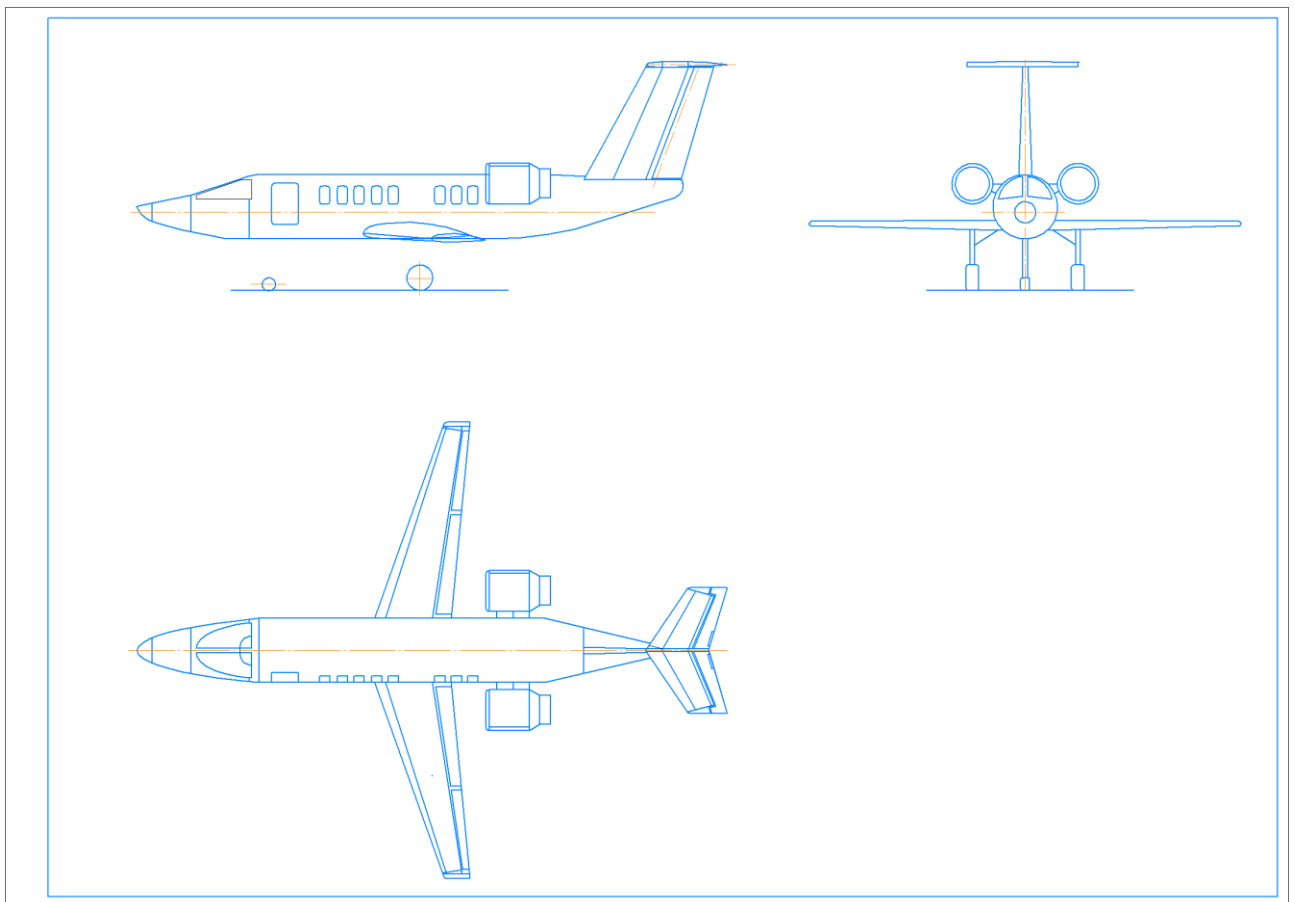


Рисунок 1.7 - Схема проєктованого адміністративного пасажирського літака з двома ТРДД

1.1.5 *Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні*

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається після вибору схеми літака. Розраховується за формулою (1.1) [3]:

$$m_0 = \frac{m_{\text{ц.н.}} + m_{\text{с.н.}}}{1 - (\bar{m}_{\text{к}} + \bar{m}_{\text{сy}} + \bar{m}_{\text{т}} + \bar{m}_{\text{об}})}; \quad (1.1)$$

де $m_{ц.н.}$ – маса цільового комерційного навантаження

$m_{с.н.}$ – маса службової навантаження і екіпажу, приймається, що середня маса кожного члена екіпажу складає 80 кг:

$$m_{с.н.} = 90 \cdot n_{эк} = 90 \cdot 3 = 270$$

$\bar{m}_к$ – відносна маса конструкції літака, яка включає в себе відносну масу крила, фюзеляжу, оперення, шасі:

$\bar{m}_к = 0,28$ – для дозвукових, пасажирських, магістральних середніх літаків;

$\bar{m}_{сy}$ – відносна маса силової установки, яка складається з відносною маси двигунів із засобами їх установки і обслуговуючими системами:

$\bar{m}_{сy} = 0,1$ – для дозвукових, пасажирських, магістральних середніх літаків;

$\bar{m}_{об.упр.}$ – відносна маса обладнання та управління, яка включає в себе гідросистему, пневмосистему, систему електропостачання, пілотажно-навігаційне обладнання та управління кермом висоти і т.д.;

$\bar{m}_{об.упр.} = 0,1$ – для дозвукових, пасажирських, магістральних середніх літаків;

\bar{m}_T – відносна маса палива, яку знаходять за емпіричною формулою:

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

де $a = 0,05$, $b = 0,05$, тоді :

$$\bar{m}_T = 0,05 + \frac{0,05 \cdot 3600}{750} = 0,31.$$

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за формулою:

$$m_0 = \frac{900 + 270}{1 - (0,28 + 0,10 + 0,31 + 0,1)} = 8360 \text{ кг.}$$

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

Після визначення злітної маси літака нульового наближення необхідно визначити:

- масу конструкції літака:

$$m_k = 0,28 \cdot m_0 = 0,28 \cdot 8360 = 2340 \text{ кг;}$$

- маса крила:

$$m_{кр} = 0,396 \cdot m_k = 0.396 \cdot 2340 = 926.6 \text{ кг};$$

- маса фюзеляжу:

$$m_{\phi} = 0,351 \cdot m_k = 0.351 \cdot 2340 = 821.3 \text{ кг};$$

- маса оперення:

$$m_{оп} = 0,069 \cdot m_k = 0.069 \cdot 2340 = 161,4 \text{ кг};$$

- маса шасі:

$$m_{ш} = 0,184 \cdot m_k = 0.184 \cdot 2340 = 430.5 \text{ кг};$$

- маса палива:

$$m_T = 0,33 \cdot m_0 = 0.33 \cdot 8360 = 2758 \text{ кг};$$

- маса СУ:

$$m_{су} = 0.1 \cdot m_0 = 0.1 \cdot 8360 = 836 \text{ кг};$$

- маса обладнання:

$$m_{об} = 0.1 \cdot m_0 = 0.1 \cdot 8360 = 836 \text{ кг}.$$

Всі значення мас заносимо в таблицю 1.4.

Таблиця 1.4 Значення мас агрегатів літака

m_0 ,	$m_{ц.н.}$	$m_{ек.}$	m_k ,	$m_{кр.}$	m_{ϕ} ,	$m_{опер.}$	$m_{шаси.}$	m_t ,	$m_{су.}$	$m_{об.}$
кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг
8360	900	270	2340	926	821.3	161.4	430.5	2758	836	810,6

Розрахунок маси літака в першому наближенні

Злітна маса дорівнює сумі[6]:

$$m_0 = m_{констр} + m_{с.у} + m_{об.кер} + m_{п} + m_{ц.п} + m_{с.н.}, \quad (1.3)$$

де $m_{констр} = f_1 (m_0, \text{ параметри крила})$ – маса конструкції; $m_{с.у} = f_2 (m_0, \text{ параметри силової установки})$ – маса силової установки; $m_{об.кер} = f_3 (m_0, \text{ параметри обладнання керування та всього літака})$ – маса обладнання и управління; $m_{п} = f_4 (m_0, V, L, H, C_p, K = C_y/C_x, \text{ режим польоту})$ – маса палива; $m_{п} = \text{const}$ – задане цільове навантаження; ; $m_{сл} = \text{const}$ – відоме службове навантаження.

Залежність $m_{констр}, m_{с.у}, m_{об.кер}$, від m_0 дуже сильна і складна, залежність $m_{п}$ від m_0 майже лінійна. В результаті виходить складне трансцендентне рівняння, яке не може бути вирішено щодо m_0 в явному (кінцевому) вигляді.

Вихід з цієї складності при розрахунку злітної маси першого наближення наступний.

Щоб зменшити вплив m_0 на $m_{\text{констр}}$, $m_{\text{с.у}}$, $m_{\text{об.кер}}$, $m_{\text{п}}$, розділимо обидві частини (1.3) на m_0 , отримаємо:

$$1 = \bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{об.кер}} + \bar{m}_{\text{п}} + \frac{m_{\text{ц.п}} + m_{\text{с.н}}}{m_0}, \quad (1.4)$$

Відносні величини $\bar{m}_{\text{кон}}$, $\bar{m}_{\text{с.у}}$, $\bar{m}_{\text{об.кер}}$ слабше залежать від m_0 , ніж абсолютні їх значення; $\bar{m}_{\text{п}}$ не залежить від m_0 .

Якщо прийняти ($\bar{m}_{\text{кон}}$, $\bar{m}_{\text{с.у}}$, $\bar{m}_{\text{об.кер}}$, $\bar{m}_{\text{п}}$) = const за статистикою, то з рівняння (1.4) отримаємо злітну масу літака в першому наближенні:

Для розрахунку маси літака в першому наближенні використовують формулу, отриману на основі рівняння балансу мас[6]:

$$(m_0)_1 = \frac{m_{\text{ц.н.}} + m_{\text{с.н.}} + m_{\text{об.кер}}}{1 - \bar{m}_{\text{кон}} - \bar{m}_{\text{с.у}} - \bar{m}_{\text{п}}}; \quad (1.5)$$

Маса палива, в першому наближенні, знаходиться за формулою[7]:

$$\bar{m}_{\text{п}} = 1,1 \left(1 - e^{-\frac{L \cdot C_p}{V_{\text{крейс}} \cdot K_{\text{мах}}}} \right); \quad (1.6)$$

де C_p – питома витрата палива

$V_{\text{крейс}}$ – крейсерська швидкість польоту

$K_{\text{мах}}$ – максимальна аеродинамічна якість літака

Підставимо значення до рівняння (1.27) і отримаємо:

$$\bar{m}_{\text{п}} = 1,1 \left(1 - e^{-\frac{3600 \cdot 0,58}{700 \cdot 14}} \right) = 0,21;$$

Маса обладнання, яка вимірюється в кілограмах.

$$\begin{aligned} \bar{m}_{\text{об.кер.сл}} &= 9,5 \cdot n_{\text{пас}} (1 \cdot 10^{-5} \cdot L + 0,66); \\ m_{\text{об.кер.сл}} &= 95 \cdot 9 (1 \cdot 10^{-5} \cdot 3600 + 0,66) = 718 \text{ кг} \end{aligned} \quad (1.7)$$

Підставляємо пораховані значення в рівняння (1.5):

$$(m_0)_1 = \frac{900 + 564 + 718}{1 - 0,28 - 0,1 - 0,21} = 9165 \text{ кг};$$

Визначення злітної маси літака в другому наближенні

Оскільки перше наближення полягає лише у розрахунку маси обладнання та керування $m_{\text{об.кер.сл}}$, то має сенс одразу перейти до другого наближення.

Суть розрахунку злітної маси літака в другому і третьому наближенні перед розрахунком в нульовому полягає у перерахунку відносних коефіцієнтів, взятих з літератури та статистики, що знаходяться у знаменнику, у повноцінне значення маси у кілограмах в чисельнику чи цілком сумою всіх мас для третього наближення.

Для другого наближення перерахунку належить значення маси обладнання та керування $m_{\text{об.кер.сл}}$ та масу конструкції $m_{\text{к}}$, і формула маси другого наближення матиме такий вигляд:

$$(m_0)_2 = \frac{m_{\text{ц.н.}} + m_{\text{с.н.}} + m_{\text{об.кер}} + m_{\text{к.}}}{1 - (\bar{m}_{\text{с.у}} - \bar{m}_{\text{п}})}; \quad (1.8)$$

Формула маси обладнання та керування:

$$m_{\text{об.кер.сл}} = 95 \cdot n_{\text{пас}} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L + 0,66),$$

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

L – розрахункова дальність польоту з указаним числом пасажирів, км (задана у ТЗ).

$$m_{\text{об.кер.сл}} = 95 \cdot 9 \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot 3600 + 0,66) = 718 \text{ кг}$$

В свою чергу маса конструкції тк включає в себе основні елементи конструкції ЛА: маса крила; маса фюзеляжу; маса оперення; маса шасі.

Розрахункова формула для розрахунку крила:

$$m_{\text{кр}} = 1.14 \cdot 10^{-4} \cdot k_{\text{мех}} \cdot k_{\text{кон}} \cdot k_{\text{н.м}} \cdot \varphi_2 \cdot n_p \cdot \frac{\lambda}{\cos^{1.5} \chi_{0.25}} \cdot \sqrt{\frac{m_0^3}{p\theta \cdot \bar{C}_0} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1}} \cdot \left(1 - \frac{\mu + 4}{\mu + 3}\right)$$

де p – питома навантаження на крило, даН/м²

m_0 – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг;

$\mu = \bar{C}_0 / \bar{C}_k$ – коефіцієнт, що враховує вплив конусності на масу крила;

\bar{C}_0 – відносна товщина профілю біля кореня крила;

\bar{C}_k – відносна товщина біля кінцевого профілю;

$n_p = 3$ – розрахункове перевантаження;

$\theta = 0,9$ – для двохлонжеронного крила;

$$\varphi_2 = 0,93 - 0,014 \cdot K_{C.Y} - 6,3 \cdot 10^{-4} \cdot K_{m.kr} - \bar{m}_{rp.kr} \cdot (\bar{z}_{rp.kr})^2$$

$$= 0.3 - \text{коефіцієнт розвантаження крила};$$

Остаточню вираховуємо масу крила підставив значення

$$m_{кр} = 1.14 \cdot 10^{-4} \cdot 1.15 \cdot 0.9 \cdot 0.8 \cdot 0.3 \cdot 3 \cdot \frac{8.3}{\cos^{1.5} 17} \cdot \sqrt{\frac{8360^3}{202 \cdot 0.9 \cdot 0.12} \cdot \frac{3.21 + 4}{3.21 + 1}}$$

$$\cdot \left(1 - \frac{1.2 + 4}{3.1 + 3}\right) = 1543 \text{ кг}$$

Наступним їде розрахунок маси фюзеляжу за формулою:

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

де λ_{ϕ} – подовження фюзеляжу;

m_0 – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг;

$d_{\phi.эКВ}$ – еквівалентний діаметр фюзеляжу, м;

M – розрахункове число Маха польоту;

$K_{ш\phi} = 0.5$, якщо основні стояки не закріплені на фюзеляжі.

Маса фюзеляжу дорівнює:

$$m_{\phi} = 0,003 \cdot 8 \cdot 8360 + 10 \cdot 2^2 8 + 8 \cdot 2^2 + 150 \cdot 0,653 + 300 +$$

$$+ 0,03 \cdot 0,4 \cdot 8360 = 1158 \text{ кг}$$

Маса оперення розраховується за формулою:

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

де $V_{розр}$ – розрахункова швидкість польоту, км/год;

$\bar{S}_{го}$, $\bar{S}_{во}$ – відносні площі горизонтального та вертикального оперення, взяті із статистики;

m_0 – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг;

p – питоме навантаження на крило, даН/м².

Маса оперення дорівнює:

$$m_{оп} = (0,946 - 1,5 \cdot 10^{-4} \cdot 700) \cdot (4,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot 8360) \cdot (0,3 + 0,2) \cdot \frac{8360}{202} = 458 \text{ кг}$$

Масу шасі розраховують за формулою

$$m_{ш} = 0,032 \cdot m_0 \cdot \frac{(m_0 \cdot 10^{-4} + 359)}{(m_0 \cdot 10^{-4} + 259)} = 0,032 \cdot m_0 \cdot \frac{(8360 \cdot 10^{-4} + 359)}{(8360 \cdot 10^{-4} + 259)} = 382 \text{ кг}$$

Отриманні дані у кілограмах, перенесемо до таблиці 1.5

$m_{кр}$	$m_{ф}$	$m_{оп}$	$m_{ш}$	Σm_k
1543	1158	458	328	3487

Повертаючись до розрахунку маси літака у другому наближенні підставимо значення конструкції и службового обладнання замість відносних коефіцієнтів відповідно до нульового наближення і отримаємо:

$$(m_0)_2 = \frac{m_{ц.н.} + m_{с.н.} + m_{об.кер} + m_k}{1 - (\bar{m}_{с.у} - \bar{m}_{п})} = \frac{900 + 270 + 718 + 3487}{1 - (0,1 + 0,31)} = 8906 \text{ кг};$$

1.1.7 Вибір типу двигуна

З статистичних даних визначаємо тяго озброєність літака даного класу $t_0 = 0,344$. Тоді потрібна тяга буде дорівнювати [3]:

$$P_0 = t_0 \cdot m_0 \cdot g = 0,344 \cdot 8360 \cdot 9,81 = 28212 \text{ Н} = 28,21 \text{ кН.}$$

Так як перевагою даного літака є безпечний зліт і тривалість польоту в разі відмови одного з двигунів, було вирішено встановити два двигуни. Найбільш відповідний ТРДД honeywell tfe731-20 (рисунок 1.8).

Характеристика двигуна[25] :

- Максимальна тяга - 34 кН.
- Витрата палива – 430 кг/год.
- Суха вага – 690 кг.
- Довжина - 2347 мм.
- Діаметр – 870 мм.

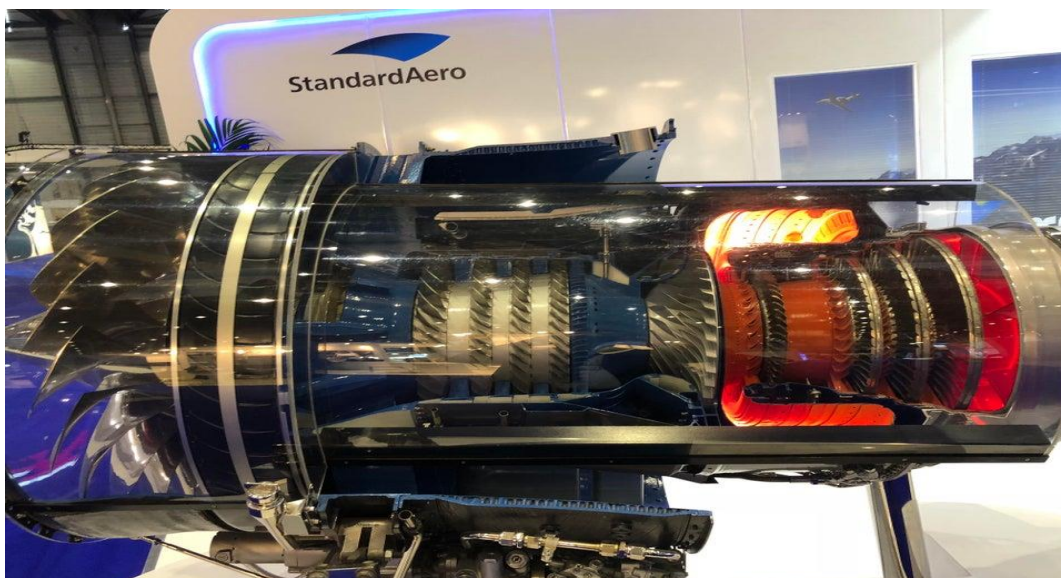


Рисунок 1.8 - Двигун honeywell tfe731-20

1.1.8 Розрахунок складових параметрів для злітної маси літака в третьому наближенні

Почнемо розрахунок з маси силової установки тс.у., яка більшою своєю частиною являє собою сумарну масу двигунів та помножену на коефіцієнт, що враховує гондолу, функцію реверсу та інше. Формула маси силової установки має вигляд:

$$m_{\text{с.у}} = R \cdot m_{\text{дв}} \cdot n_{\text{дв}}$$

де $n_{\text{дв}}$ – число двигунів, установлених на літаку;

$m_{\text{дв}}$ – маса двигуна за паспортом, кг;

R – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів. Для літаків з ТРД, ТРДД і ТВЛД дорівнює:

$$R = k_1 \left(1 + k_{\text{р.ш}} \frac{n_{\text{дв.рев}}}{n_{\text{дв}}} \right) \left[k_{\text{ф}} + \frac{k_{\text{вз}}}{\gamma_{\text{дв}}} (1,2 + 0,275\gamma^{0,75})^2 \right]$$

де $k_1 = 0,95$, коефіцієнт, що враховує кількість двигунів і місце їх установлення на літаку;

$k_{\text{р.ш}} = 0,15$ – реверс тяги і шумоглушення;

$n_{\text{дв.рев}}$ – число двигунів, оснащених реверсом тяги;

$k_{\text{ф}} = 1,0$ – двигуни без камер форсажів;

$\gamma_{\text{дв}} = 0,16$, паспортна питома вага двигуна, даН/даН;

$k_{вз} = 0.0236$, коефіцієнт, що враховує тип повітрязбірників і сопел двигунів;

$y = 5$, ступінь двоконтурності, вказаний в паспорті двигуна. і дорівнює:

$$R = 0,95 \left(1 + 0,15 \frac{2}{2} \right) \left[1 + \frac{0,0236}{0,16} (1,2 + 0,275 * 5^{0,75})^2 \right] = 1,816$$

а остаточно маса силової установки:

$$m_{с.у} = 1,816 \cdot 690 \cdot 2 = 2506 \text{ кг}$$

Маса палива визначається за такою формулою:

$$m_T = \bar{m}_T^{///} \cdot (m_0)_2$$

де $(m_0)_2$ – злітна маса в попередньому наближенні;

$\bar{m}_T^{///}$ – відносна маса палива, що визначається нижче.

Відносна маса являє собою суму відносних мас:

$$\bar{m}_T^{///} = \bar{m}_{Т.Н.В} + \bar{m}_{Т.КРЕЙС} + \bar{m}_{Т.Н.З} + \bar{m}_{Т.СН.П} + \bar{m}_{Т.ПРОЧ}$$

де $\bar{m}_{Т.Н.В} = \frac{0,0035 \cdot H_{нач}(1-0,03y)}{1-0,004H_{нач}}$ – відносна маса палива, що витрачається на набір висоти;

$$\bar{m}_{Т.КРЕЙС} + \bar{m}_{Т.Н.З} = 0,052 + C_{Р.крейс} \left[\frac{0,2(L-40H_{СР})}{a_{HM_{крейс}} - 0,28W_B} + 0,1 \right] \cdot$$

$\sqrt{\frac{k_2 \cdot (1 - \bar{S}_\phi)}{k_1 \cdot \pi \cdot \lambda}} (F_1 + F_2 \cdot P)$ – відносна маса палива для крейсерського режиму польоту і аеронавігаційний запас;

$$k_1 = 1 + 6,667 \cdot 10^{-4} \cdot \chi_{0,25} - 7,778 \cdot 10^{-4} \cdot \chi_{0,25}^2$$

$$k_2 = 1,02 - \text{для } \lambda \geq 4,5$$

$$\bar{S}_\phi = \frac{d_\phi}{S} \left(\frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} \sqrt{\frac{S}{\lambda}} - \frac{d_\phi}{\lambda} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right)$$

– відносна площа крила, зайнята фюзеляжем

$$F_1 = k_{оп} (C_{х.тр.кр} + C_{х.в.кр})$$

$$C_{х.тр.кр} = \frac{0,174 \cdot (1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^2)(1 + 2\bar{c} + M_{крейс})}{(\lg Re_{кр} - 1,6)^2 \sqrt{1 + 0,2M_{крейс}^2}} (1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_\phi)$$

– коефіцієнт опору тертя крила

$$C_{x.v.кр} = C \left(\frac{M_{крейс} - M_{крит}}{1,25 - M_{крит}} \right)^3 \left(1 + 3 \cdot \frac{M_{крейс}}{M_{крит}} \right)_{x.v.мах}$$

– коефіцієнт хвильового опору крила

$$M_{крит} = 1 - \frac{k\lambda^2\sqrt{c}}{\lambda^2 + 0,2} \cos\chi_{0,25}$$

– критичне число Маха

$$Re_{кр} = f(H) \cdot M_{крейс} \sqrt{\frac{S}{\lambda}}$$

– число Рейнольдса

$$f(H) = 2,33 \left(1 - \frac{H}{12} + \frac{H^2}{535} \right) \cdot 10^{-7}$$

$$C_{x.тр.ф} = 3,1 \cdot \lambda_{\phi} (1 + 0,1M_{крейс}^2)^{-0,67} \left[\frac{0,455}{(\lg Re_{\phi})^{2,58}} - \frac{1700}{Re_{\phi}} \right]$$

– коефіцієнт опору тертя фюзеляжу

$$Re_{\phi} = f(H) \cdot M_{крейс} \lambda_{\phi} d_{\phi} = f(H) M_{крейс} L_{\phi}$$

– число Рейнольдса

$$M_{крит.ф} = 1 - \frac{1}{\lambda_{\phi} + 2\lambda_{нос}}$$

– критичне число Маха для фюзеляжу

$$C_{x.v.ф} = \frac{1}{4\lambda^2 + 1}$$

– коефіцієнт хвильового опору фюзеляжу

$$\bar{m}_{T.СН.П} = 0,002 \cdot N_{кон} (1 - 0,03y) (1 - 0,023 \cdot N_{кон})$$

– відносна маса палива, що витрачається на зниження і посадку

$$\bar{m}_{T.ПРОЧ} = 0,006$$

– відносна маса палива інших не облікових витрат

Маса палива дорівнює:

$$m_T = 0,2855 \cdot 8906 = 2542 \text{ кг}$$

Нарешті, всі складові формули для розрахунку маси в третьому наближенні визначені абсолютними величинами і можна вирахувати злітну масу усього літака:

$$(m_0)_3 = m_{кр}^{//} + m_{\phi}^{//} + m_{оп}^{//} + m_{ш}^{//} + m_{ек} + m_{об}^{///} + m_{с.у}^{///} + m_{п}^{///} + m_{ком}$$

$$(m_0)_3 = 1543 + 1158 + 458 + 328 + 270 + 810 + 2506 + 2289 = 8566 \text{ кг.}$$

Оскільки злітна маса у третьому наближенні відносно до нульового змінилась несуттєво та у меншу сторону, це свідчить що обрані на початку відносні коефіцієнти біли підібрані точно и перерахунок геометричних характеристик не має сенсу. До уваги можна взяти той факт, що зменшена злітна

маса може частково гарантувати нам незначне підвищення льотних характеристик щодо приведених у подальших розрахунках.

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

Визначення геометричних параметрів крила

Площа крила визначають по співвідношенню (1.3) [3]:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot p_0}, \quad (1.3)$$

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

p_0 – питома навантаження на крило при зльоті, визначається за статистичними даними, (даН/м²).

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot p_0} = \frac{8360 \cdot 9,81}{10 \cdot 336,8} = 24,34 \text{ м}^2.$$

Розмах крила:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{8,3 \cdot 24,34} = 14,6 \text{ м.}$$

де $\lambda = 8,3$ – подовження крила.

Коренева (по осі симетрії літака) b_0 і кінцева b_k хорди крила визначаються по залежностях:

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = \frac{24,3}{14,6} \cdot \frac{2 \cdot 3,21}{3,21 + 1} = 2,609 \text{ м;}$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{2,609}{3,21} = 0,813 \text{ м,}$$

де $\eta = 3,21$ – звуження крила.

Середня аеродинамічна хорда обчислюється:

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)\eta} = \frac{2}{3} \cdot 2,609 \cdot \frac{3,21^2 + 3,21 + 1}{3,21(3,21 + 1)} = 2,929 \text{ м.}$$

Визначаємо координату САХ за розмахом крила:

$$Z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{14,6}{6} \cdot \frac{2 + 3,21}{3,21 + 1} = 2,97 \text{ м.}$$

Координата носка САХ по осі ОХ визначається:

$$X_a = \frac{b}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \operatorname{tg} \chi_{\text{пк}}, \quad \text{або}$$

$$X_a = Z_a \cdot \operatorname{tg} \chi_{\text{пк}} = 8,31 \cdot 0,50952545 = 2,49 \text{ м.}$$

де $\chi_{1/4} = 4,6^\circ$ – кут по передній крайці крила.

Розрахунок параметрів горизонтального оперення

Площа ГО [3]:

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S = 0,3 \cdot 24,34 = 7,29 \text{ м}^2.$$

Розмах ГО[3]:

$$l_{ГО} = \sqrt{S_{ГО} \cdot \lambda_{ГО}} = \sqrt{7,29 \cdot 2,1} = 3,9 \text{ м.}$$

Коренева хорда ГО[3]:

$$b_{0ГО} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}} \cdot \frac{\eta_{ГО} \cdot 2}{\eta_{ГО} + 1} = \frac{24,34}{3,9} \cdot \frac{1,9 \cdot 2}{1,9 + 1} = 2,524 \text{ м.}$$

Кінцева хорда ГО[3]:

$$b_{к.ГО} = \frac{b_{0ГО}}{\eta_{ГО}} = \frac{2,524}{2} = 1,2 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда ГО[3]:

$$b_{a.ГО} = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{(\eta_{ГО} + 1)\eta_{ГО}} = \frac{2}{3} \cdot 3,14 \cdot \frac{2^2 + 2 + 1}{(2 + 1)2} = 1,941 \text{ м.}$$

$L_{ГО} = 3,6 \cdot b_A = 3,6 \cdot 2,3 = 8,6 \text{ м}$ – відстань від однієї четвертої САХ горизонтального оперення до центру мас.

Координата САХ по розмаху ГО[3]:

$$Z_{a.ГО} = \frac{l}{6} \cdot \frac{(\eta_{ГО} + 2)}{(\eta_{ГО} + 1)} = \frac{8,6}{6} \cdot \frac{(2 + 2)}{(2 + 1)} = 0,862 \text{ м.}$$

Координата носка САХ по осі ОХ[3]:

$$X_{a.ГО} = Z_{a.ГО} \cdot \text{tg}35^\circ = 0,862 \cdot 0,7002 = 0,603 \text{ м.}$$

Визначення геометричних параметрів вертикального оперення

Площа ВО[3]:

$$S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} \cdot S = 0,2 \cdot 24,34 = 4,86 \text{ м}^2.$$

Розмах ВО [3]:

$$l_{ВО} = \sqrt{S_{ВО} \cdot \lambda_{ВО}} = \sqrt{4,86 \cdot 2,5} = 3,40 \text{ м.}$$

Коренева хорда ВО[3]:

$$b_{0ВО} = \frac{S_{ВО}}{l_{ВО}} \cdot \frac{\eta_{ВО} \cdot 2}{\eta_{ВО} + 1} = \frac{4,86}{3,4} \cdot \frac{2,9 \cdot 2}{2,9 + 1} = 2,993 \text{ м.}$$

Кінцева хорда ВО[3]:

$$b_{к.ВО} = \frac{b_{0ВО}}{\eta_{ВО}} = \frac{2,993}{2,9} = 1,032 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда ВО[3]:

$$b_{a.ВО} = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{\eta_{ВО}^2 + \eta_{ВО} + 1}{(\eta_{ВО} + 1)\eta_{ВО}} = \frac{2}{3} \cdot 4,42 \cdot \frac{2,9^2 + 2,9 + 1}{(2,9 + 1)2,9} = 2,172 \text{ м.}$$

Координата САХ по розмаху ВО[3]:

$$Z_{a.во} = \frac{l}{3} \cdot \frac{\eta_{во} + 2}{(\eta_{во} + 1)} = \frac{3.4}{3} \cdot \frac{2.9 + 2}{(2.9 + 1)} = 1.011 \text{ м.}$$

Координата носка САХ по осі ОХ[3]:

$$X_{a.во} = Z_{a.во} \cdot \text{tg}27^\circ = 1.011 \cdot 0,509 = 0.530 \text{ м.}$$

Розрахунок геометричних параметрів фюзеляжу

Довжина фюзеляжу [3]:

$$l_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi = 8 \cdot 2.1 = 16.8 \text{ м.}$$

Довжина носової частини фюзеляжу[3]:

$$l_H = \lambda_{H.ч.} \cdot D_\phi = 1,8 \cdot 2.1 = 3.78 \text{ м.}$$

Довжина хвостовій частині фюзеляжу[3]:

$$l_{ХВ} = \lambda_{ХВ.ч.} \cdot D_\phi = 2 \cdot 2.1 = 4.2 \text{ м.}$$

Розрахунок геометричних параметрів шасі

Для триколісної шасі з передньою опорою основними параметрами шасі є:

b – база шасі, відстань між осями основних і передній опор [3]:

$$b = 0,35 \cdot l_\phi = 0,35 \cdot 16.8 = 5.05 \text{ м;}$$

B – колія шасі – відстань між площинами симетрії основних опор,

e – винос основних головних опор, тобто відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, і віссю основних опор:

$$e = (0,06 \dots 0,12)b = 0,12 \cdot 5.05 = 0.604 \text{ м;}$$

a – винос передньої опори, тобто відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, віссю переднього колеса:

$$a = b - e = 5.05 - 0.604 = 4.435 \text{ м;}$$

ϕ – кут перекидання (кут торкання хвостовій частині фюзеляжу або його запобіжної опори поверхні злітно-посадкової смуги) [3]:

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

де $\alpha_{\text{пос.мах}} = 10^\circ \dots 20^\circ$ – максимальний посадковий кут атаки, менше значення приймають для неманеврених дозвукових літаків,

$\alpha_z = 0 \dots 4^\circ$ – кут заклиненому крила. Приймаємо $\alpha_z = 0$ град;

$\psi = (-2^\circ) \dots (2^\circ)$ – стоянковий кут, $\psi = 0$ град;

$$\phi = 12 - 0 - 0 = 12 \text{ град;}$$

γ – кут виносу щодо Ц.М. літака основних опор:

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

1.1.10 Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака

При виборі загального пристрою агрегатів літака необхідно враховувати такі положення [3]:

а) маса конструкції планера літака для заданих зусиль повинна бути найменшою, що досягається раціональної передачею сил по елементах конструкції при необхідній жорсткості;

б) конструкція повинна мати високий ступінь живучості, тобто здатність витримувати експлуатаційні навантаження при часткових руйнуваннях окремих її елементів, і відповідати вимогам втомної міцності;

в) конструкція повинна бути технологічною, тобто такою, щоб для її виготовлення могла бути застосована найбільш проста і раціональна технологія;

г) конструкції повинна забезпечувати найбільші зручності в експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню люків і експлуатаційних роз'ємів агрегатів, для підходу до силовій установці, обладнання і т. д

Вибір конструктивно-силової схема крила.

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається [3]:

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

б) компонованням фюзеляжу – наявністю достатніх обсягів для центральної частини крила в фюзеляжі;

в) вимогою жорсткості.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила використовується поняття умовного лонжерона, ширина поясу якого становить 0,6 хорди крила в розрахунковому перерізі. В якості такого перетину приймають кореневу хорду b_0 .

Товщина поясу умовного лонжерона визначається за формулою (1.4)[3]:

$$\delta_y = \frac{(p \cdot S \cdot Z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot Z_i - m_{кр} \cdot g \cdot Z_A) \cdot n^P}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p}, \quad (1.4)$$

де p_0 – питоме навантаження на крило при взльоті;

S – площа крила;

Z_a - координата середньої аеродинамічної хорди от повздожньої осі літака по розмаху крила;

m_i – маса розташованого на крилі;

z_i – координата центра мас вантажу розташованого на крилі, от повздожньої осі літака по розмаху крила;

$n^P=4.43$ – коефіцієнт розрахункового перевантаження;

$m_{кр}$ – маса крила;

\bar{c} – відносна товщина профілю крила і – коренева хорда крила.

Для виготовлення поясу лонжерону обираємо матеріал з алюмінієвого сплаву Д16Т, для якого $\sigma_p = 330[\text{МПа}] = 330 \cdot 10^6[\text{Па}]$.

Підставимо наведенні значення для (1.4)

$p_0=2017,82[\text{Н/м}^2]$; $\bar{c}=0,12$; $z_a=2.929[\text{м}]$; $m_{кр}=600[\text{кг}]$; $b_0=2,609[\text{м}]$; $z=4[\text{м}]$;
 $m_{гр}=600[\text{кг}]$; $S=24,3[\text{м}^2]$;

$$\delta_y = \frac{(2017,82 \cdot 24,3 \cdot 2.929 - 2 \cdot 600 \cdot 9.81 \cdot 4 - 600 \cdot 9,81 \cdot 2.929) \cdot 4.43}{0,96 \cdot 0,12 \cdot 2.609^2 \cdot 330 \cdot 10^6} = 1,838 \text{ (мм)};$$

Так як товщина поясу умовного лонжерону менше 3 мм, то доцільно за ваговим характеристиками лонжеронне крило з тонкою обшивкою.

Обчислимо величини інтенсивності моментного навантаження, що визначаються за виразом [3]:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(p_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot Z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot Z_i] \cdot n^P}{1,03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3}; \quad (1.5)$$

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(P_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i] \cdot n_p}{1,03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3} = \frac{[(2017,82 \cdot 24,3 - 600 \cdot 9,81) \cdot 2.929 - 2 \cdot 600 \cdot 9,81 \cdot 4] \cdot 4.43}{1,03 \cdot (0,12 \cdot 2,609)^3} = 15,051 [\text{МПа}]$$

КСС крила утворена лонжеронами та нервюрами. Поверхні управління (елерони) розташовані вздовж заднього лонжерону і займає 80% всього розмаху крила, в кореневій частині консольної частини крила розташований закрилок. Для даного крила з точки зору розрахунку на міцність доцільно лонжеронну конструктивно-силову схему, при цьому передній лонжерон розташований на 13,8%, а задній на 75,5% хорди. Передній лонжерон кріпиться до силового шпангоуту, задній лонжерон кріпиться до силового шпангоуту.[3]

Поперечний силовий набір одної консолі складається з 13 нервюр, з них які 6 силові. Відстань між нервюрами буде постійною – 500 мм.

Елерон розташований між нервюрами № 8-13 в одній консолі крила і навішений на крило по двох силових нервюрах №9, і 11. Закрилок складається з однієї секції розташований між нервюрами № 1-7 і навішений на силові нервюри № 2,4,6.

Вибір конструктивно-силової схеми оперення.

Горизонтальне оперення виконано за двома лонжеронною схемою. Лонжерони розташовані на 25% та 66,8% хорд горизонтального оперення. Поперечний силовий набір однієї консолі горизонтального оперення складається з 7 нервюр, їх 3 силові. Нервюри розташовані перпендикулярно до задньої кромки стабілізатора, крок нервюр становить 300 мм. Силові елементи горизонтального та вертикального оперень повинні бути пов'язані один з одним та силовими елементами фюзеляжу. Кермо висоти розташоване вздовж нервюр № 2-8 однієї консолі горизонтального оперення. Кермо висоти навішене по силових нервюрах № 3, 5,7.[3]

Вертикальне оперення складається з кіля та керма напрямку. Кіль стрілоподібний, дво-лонжеронної конструкції. Передній лонжерон розташований на 30% хорди кіля, а задній – на 63,3%. Передній кріпиться до силового шпангоуту №37, а задній до шпангоута № 40. Поперечний силовий набір кіля складається з 12 нервюр, 3 з яких силові на які кріпиться кермо висоти. Крок нервюр становить 300 мм та 350мм. [3]

Вибір конструктивно силової схеми фюзеляжу

Фюзеляж являє собою тонкостінну каркасну оболонку циліндричної форми (напівмоноко) в середній частині та конічній з подвійною кривизною носової та хвостової частини.[3]

Каркасна оболонка, виконана з алюмінієвих сплавів, включає подовжній силовий набір у вигляді балок, поперечний силовий набір у вигляді шпангоутів і перегородок, а також підлоги в кабінах.[3]

Поперечний переріз мідельної частини фюзеляжу – круглий. Поперечний силовий набір складається з 43 шпангоутів, їх 13 силових. Відстань між шпангоутами є змінною, але основний крок обраний 300 і 500 мм.[3]

Кабіна фюзеляжу – герметична, обмежена шпангоутами №12 та 28.

У носовій частині фюзеляжу розташований носовий обтічник (між шпангоутами 1-12), що відокремлена від пасажирської кабіни перегородкою. У перегородці є отвір під двері кабіни екіпажу, розташована між 13 і 15 шпангоутами.[3]

До носової частини фюзеляжу (12-й шпангоут) кріпиться передня опора шасі, в середній частині фюзеляжу до силових шпангоутів № 20 і 23 кріпиться крило, до силових шпангоутів №27 і 28 кріпиться двигун, також до силових шпангоутів стабілізатор.

При проектуванні фюзеляжу необхідно враховувати такі вимоги та рекомендації [3]:

– зосереджені сили, прикладені до елементів каркасу, необхідно якомога плавніше розподіляти по обшивці фюзеляжу;

– великі зосереджені сили (від оперення, крила) необхідно передавати на обшивку елементами каркаса, спрямованими паралельно силі. Сили вздовж фюзеляжу повинні передаватися на обшивку через поздовжні балки, а сили, що діють упоперек фюзеляжу - через посилені шпангоути;

– зосереджені сили, спрямовані під гострим кутом до осі фюзеляжу, слід передавати на обшивку через стрінгери та шпангоути;

Вибір конструктивно силової схеми шасі

Конструктивно-силова схема шасі має забезпечувати [3]:

- найменшу масу шасі;
- Найменший обсяг шасі;
- простоту та надійність схеми.

На більшості сучасних літаків носові стійки шасі забираються в передню частину фюзеляжу рухом уперед-нагору[3]

У нормальних експлуатаційних умовах випуск шасі здійснюється гідравлічною системою. В аварійних випадках певні переваги має схема забирання вперед-вгору, що забезпечує випуск носової стійки шасі під дією швидкісного напору та сили тяжіння.[3]

Носова стійка шасі кріпиться до силових шпангоутів 12. Передня стійка має ферменно-балочну конструкцію КСС.

1.1.11 Висновки

Внаслідок обробки статистичних даних, були обрані основні геометричні параметри даного ЛА, на підставі яких був побудований зовнішній вигляд літака. Був підібран двигун для вирішення поставлених завдань, були розраховані масові характеристики в нульовому наближенні для даного ЛА, певна злітна маса і маса окремих агрегатів. Було розраховані і побудована конструктивно-силова-схема літака, визначені типи конструктивних схем для крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, фюзеляжу та шасі. Розраховані кроки нервюр і шпангоутів.

1.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака.

1.2.1 Розрахунок полярної й аеродинамічної якості у злітній, посадковій і крейсерській конфігураціях літака

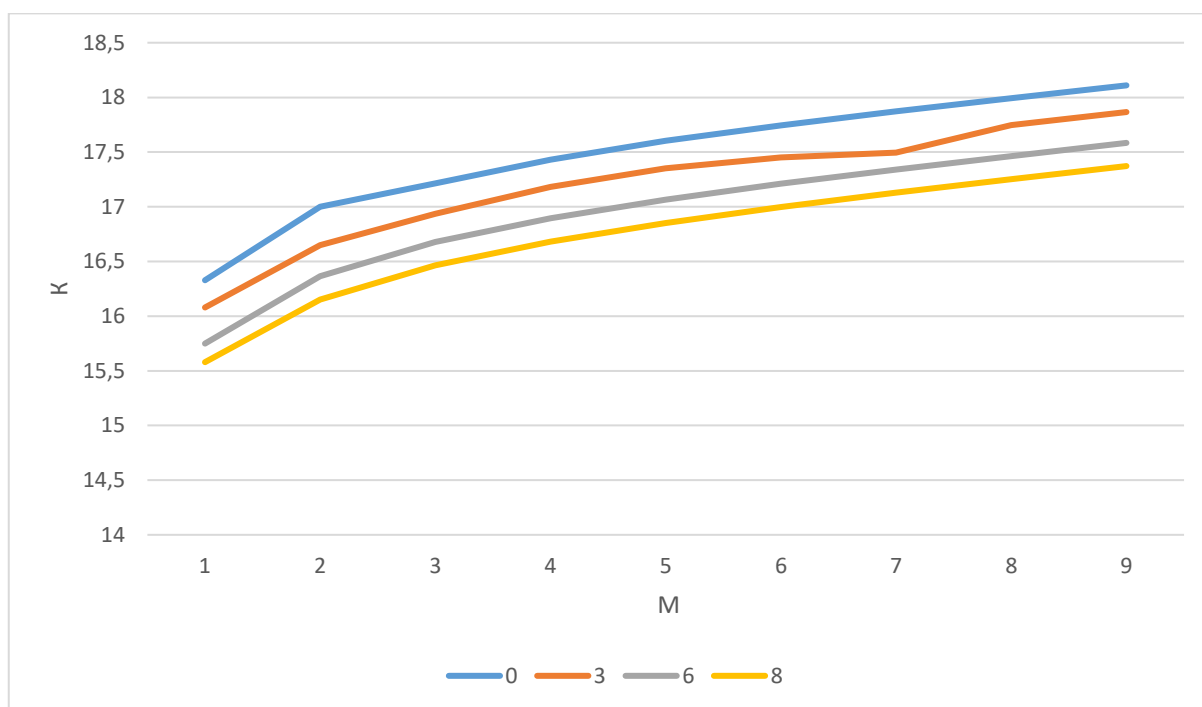
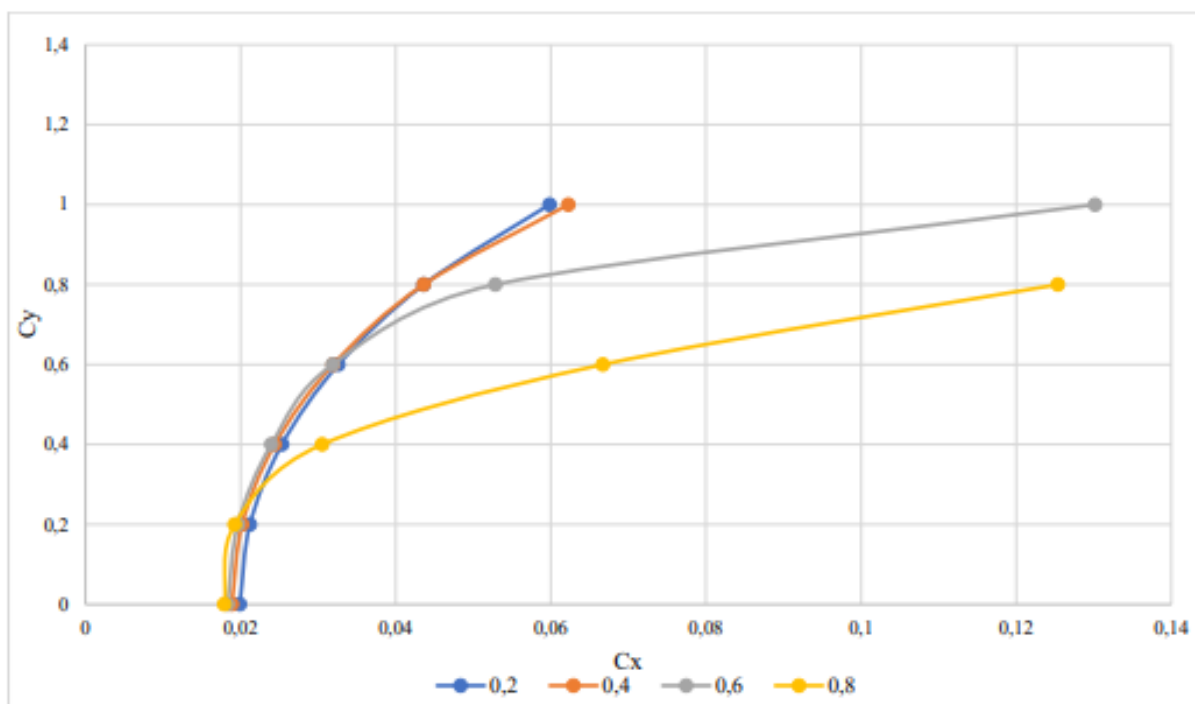


Рисунок 1.9 – Залежність коефіцієнту аеродинамічної якості (К) від чисел маха (М) на висотах Н = 0 км, Н = 3 км, Н = 6 км, Н = 8 км

Таблиця 1.6 – Значення коефіцієнту аеродинамічної якості (К) від чисел маха (М) на висотах Н = 0 км, Н = 3 км, Н = 6 км, Н = 8 км

Н/М	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
0	16,328	17	17,215	17,432	17,602	17,745	17,873	17,993	18,11
3	16,079	16,649	16,936	17,181	17,351	17,451	17,496	17,747	17,866
6	15,749	16,364	16,677	16,895	17,065	17,211	17,341	17,464	17,584
8	15,579	16,152	16,465	16,681	16,852	16,997	17,128	17,252	17,372



Рисонок 1.10 – Польотні поляри літака під час польоту зі швидкостями $M=0.2$; 0.4 ; 0.6 ; 0.8 ; 1.2 .

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

Таблиця 1.7 – Основні параметри літака

C_{y_a}	$C_{y_a} M = 0,2$	$C_{y_a} M = 0,4$	$C_{y_a} M = 0,6$	$C_{y_a} M = 0,8$
0	0,0188	0,01778	0,01722	0,01679
0,2	0,0201	0,0191	0,0185	0,0181
0,4	0,0242	0,0233	0,0228	0,0291
0,6	0,0315	0,0308	0,0307	0,0344
0,8	0,0425	0,0425	0,0507	0,0656
1	0,0587	0,0611	0,129	

1.2.3 Розробка конструкції збірних вузлів і деталей агрегату літака

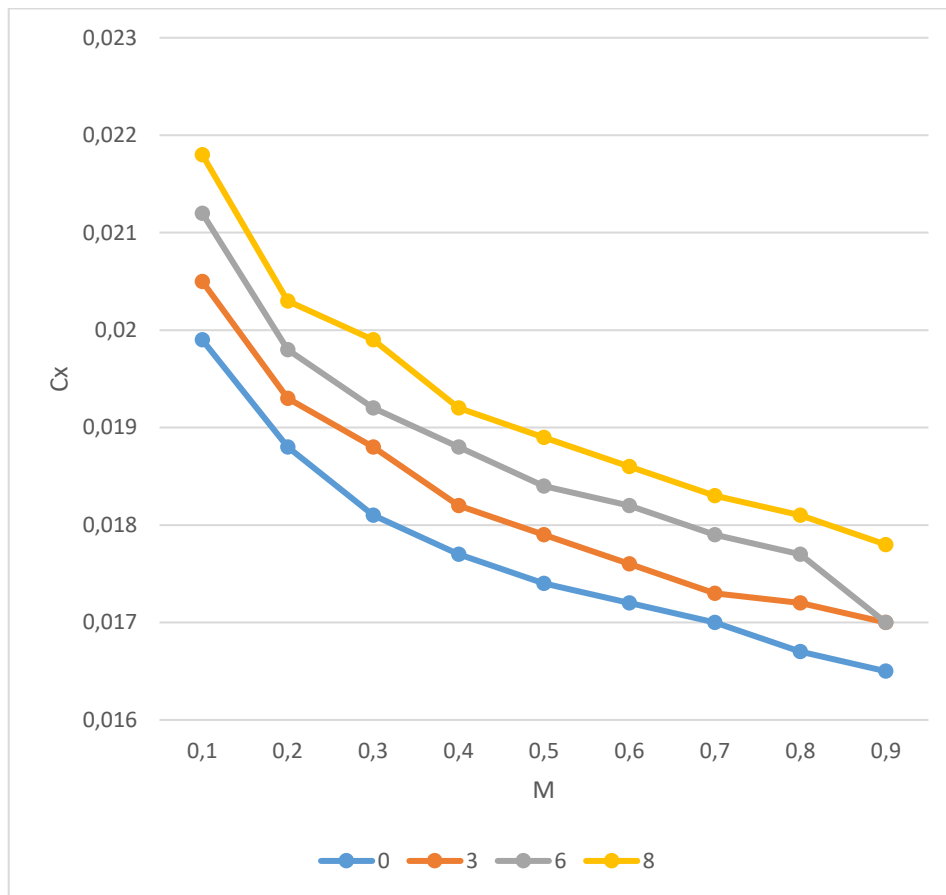


Рисунок 1.11 – Залежність коефіцієнта лобового опору при нульовій підйомній силі $C_{xa} = 0$ від чисел маха (M) при висотах $H = 0$ км, $H = 3$ км, $H = 6$ км, $H = 8$ км при $C_{xa} = 0$

Таблиця 1.8 – Основні параметри коефіцієнта лобового опору при нульовій підйомній силі $C_{xa} = 0$ від чисел маха (M) при висотах $H = 0$ км, $H = 3$ км, $H = 6$ км, $H = 8$ км при $C_{xa} = 0$

H/M	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
0	0,0199	0,0188	0,0181	0,0177	0,0174	0,0172	0,017	0,0167	0,0165
3	0,0205	0,0193	0,0188	0,0182	0,0179	0,0176	0,0173	0,0172	0,017
6	0,0212	0,0198	0,0192	0,0188	0,0184	0,0182	0,0179	0,0177	0,017
8	0,0218	0,0203	0,0199	0,0192	0,0189	0,0186	0,0183	0,0181	0,0178

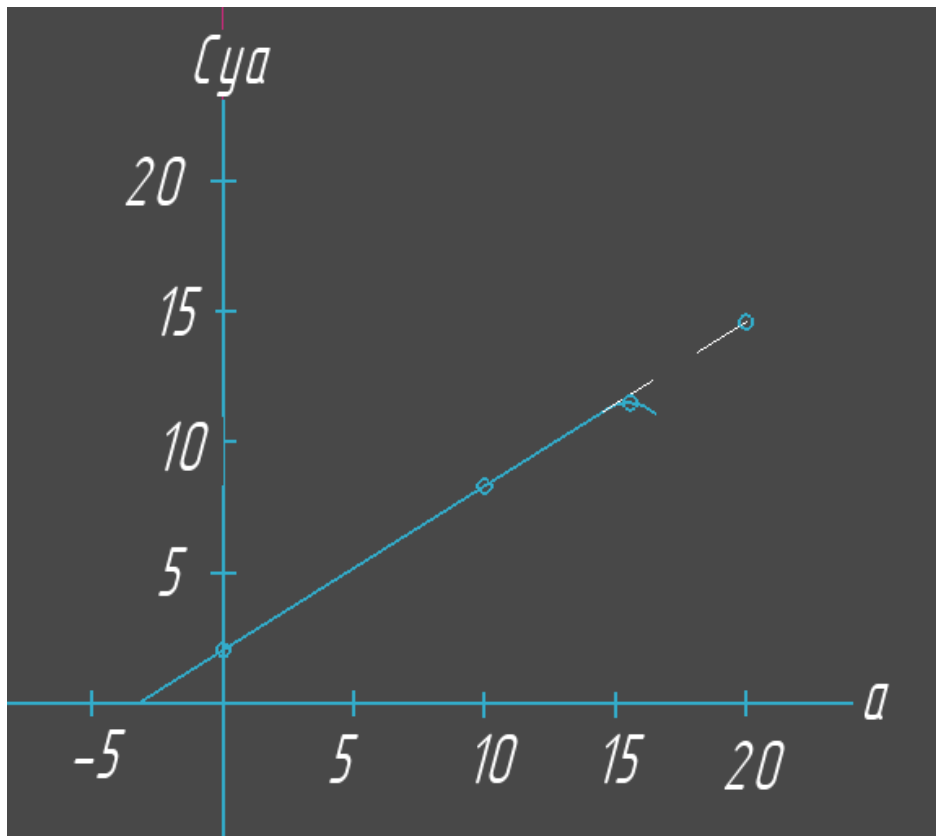


Рисунок 1.13 – Залежність коефіцієнта підйомної сили (C_{ya}) від кута атаки (α) при числах маха $M=0,2$

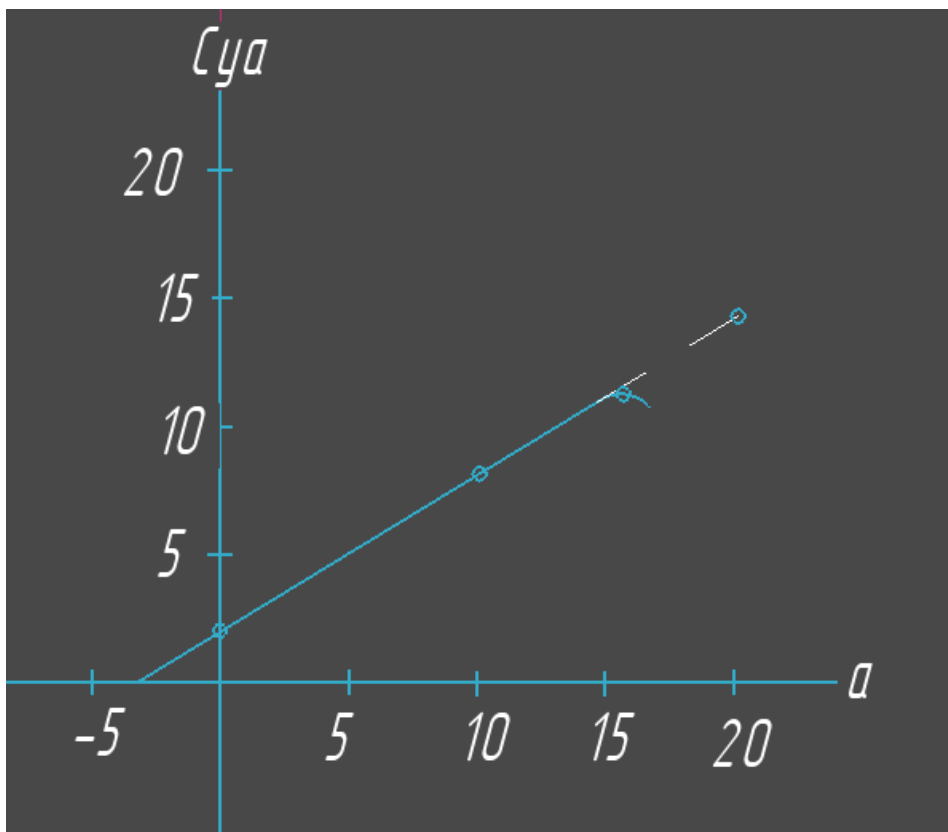


Рисунок 1.14 – Залежність коефіцієнта підйомної сили (C_{ya}) від кута атаки (α) при числах маха $M=0,4$

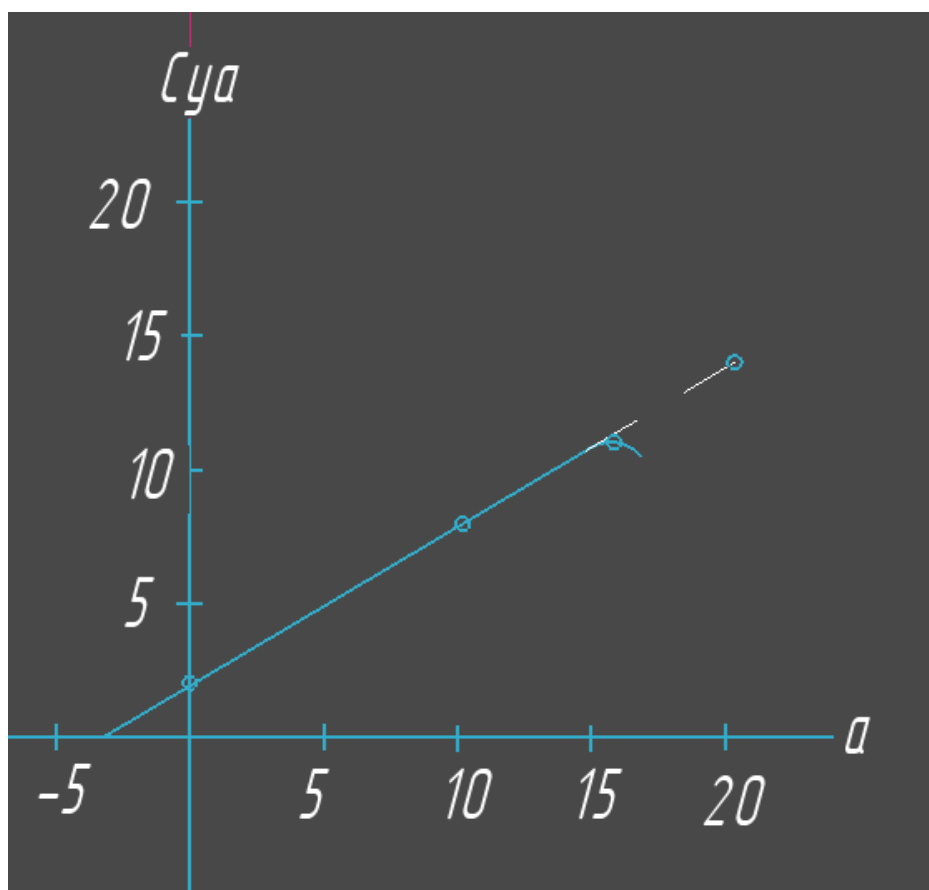
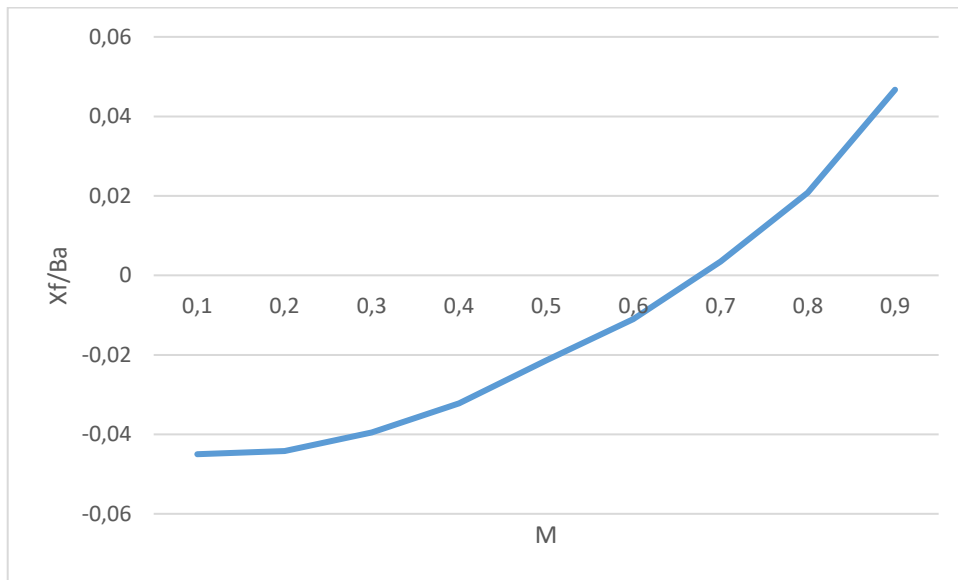


Рисунок 1.15 – Залежність коефіцієнта підйомної сили (C_{ya}) від кута атаки (α) при числах маха $M=0,6$

Таблиця 1.11 – Основні параметри залежності коефіцієнта підйомної сили (C_{ya}) від кута атаки (α) при числах маха $M=0,6$

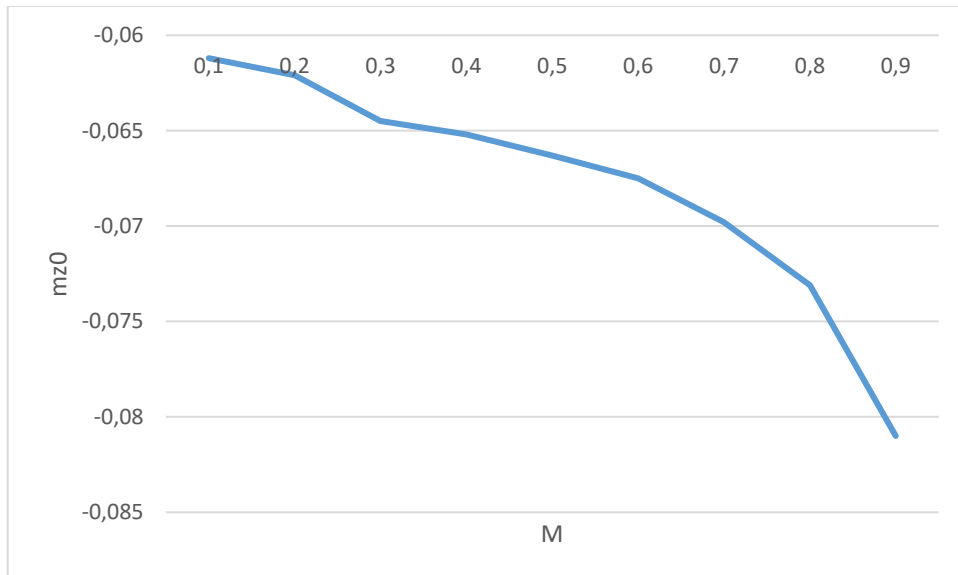
α°	$C_{ya}, M=0,2$	α°	$C_{ya}, M=0,4$	α°	$C_{ya}, M=0,6$
0° лінійна ділянка	0,20122	0° лінійна ділянка	0,21104	0° лінійна ділянка	0,23358
10° лінійна ділянка	0,82986	10° лінійна ділянка	0,87032	10° лінійна ділянка	0,95277
16,88° критичне значення	1,11923	16,88° критичне значення	1,07551	16,88° критичне значення	1,00975
20° лінійна ділянка	1,4143	20° лінійна ділянка	1,51291	20° лінійна ділянка	1,62982



Рисонок 1.16 – Залежність Фокус (X_f/B_a) від чисел маха (M)

Таблиця 1.12- Основні параметри залежності Фокус (X_f/B_a) від чисел маха (M)

M	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
Xf/Ba	-0,045	0,0442	0,0395	0,0322	0,0214	-0,011	0,0035	0,0208	0,0467



Рисонок 1.17 – Залежність коефіцієнту моменту (m_{z0}) від чисел маха (M)

Таблиця 1.13- Основні параметри залежності коефіцієнту моменту (m_{z0}) від чисел маха (M)

M	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
mz0	-0,0612	-0,0621	-0,0645	-0,0652	-0,0663	-0,0675	-0,0698	-0,0731	-0,081

1.2.4 Висновки

В результаті виконання даного розділу визначено аеродинамічні характеристики літака. Знайдено поляри крила, якість літака, розраховані коефіцієнти підйомної сили по куту атаки, знайдений максимальний і найвигідніший коефіцієнт підйомної сили, розраховано аеродинамічний опір ЛА і знайдені моментні характеристики.

1.3 Визначення геометричних характеристик елементів перерізу регулярної зони крила з умов забезпечення статичної міцності

1.3.1 Розрахунок повітряних і масових навантажень, що діють на крило, побудова епюр поперечних сил, згинальних і крутильних моментів

Оскільки вихідне крило (рисунок 1.9) стрілоподібне і кут стрілоподібності по передній кромці більше 15° , то необхідно ввести еквівалентне пряме крило і всі подальші розрахунки проводити для цього еквівалентного крила [4].

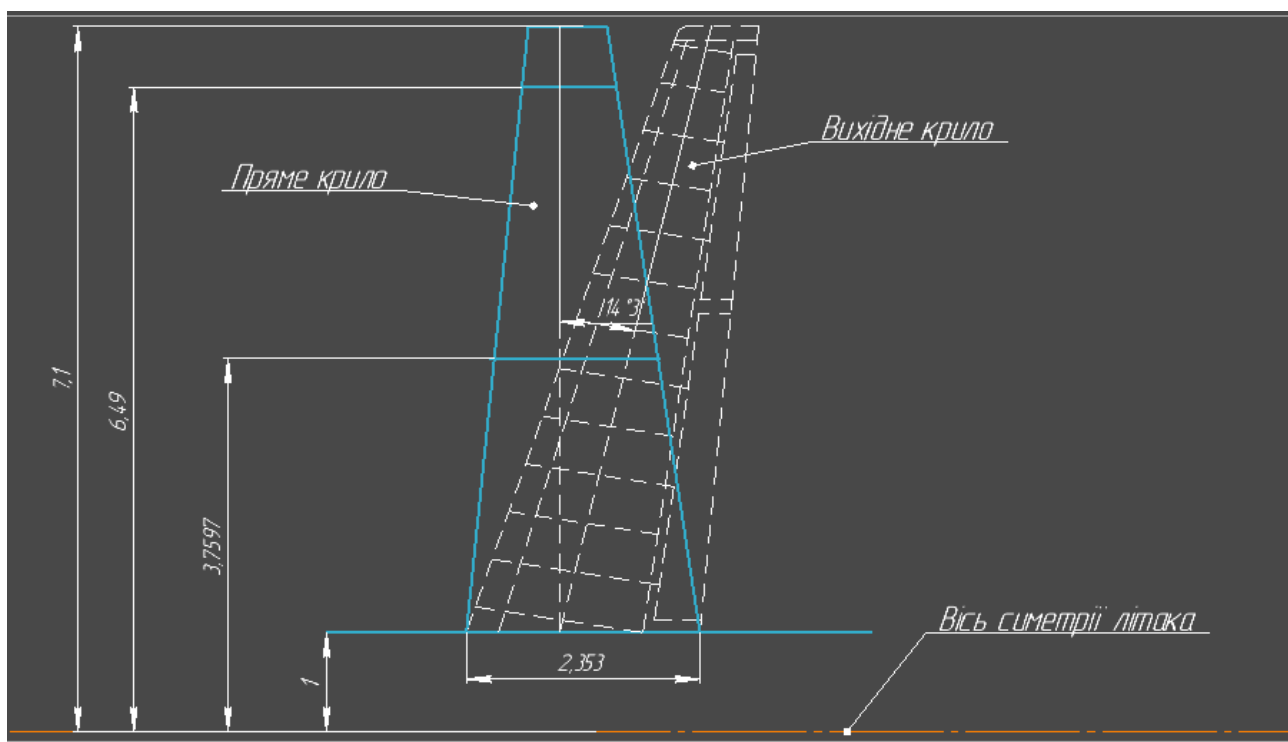


Рисунок 1.18 - Консоль крила літака

Таблиця 1.14 - Геометричні характеристики крила

$L_{кр}$, м	$L_{конс}$, м	$d_{ф}$, м	$L_{ц}$, м	b_0 , м	b_k , м
14,2	7,1	2	1	2.363	0.78

В даному розділі передбачається, що всі поперечні перерізи крила мають один і той же аеродинамічний профіль. Заданий розрахунковий випадок А. За АП-25 в залежності від типу літака і його призначення вибираємо експлуатаційне перевантаження $n_y^e = 2,95$ [4].

З сортаменту авіаційних профілів для профілю НАСА 2212 (рисунок 1.10) вибираємо найближчий більший коефіцієнт підйомної сили $C_{y\max} = 1,175$ і по цьому значенню виписуємо основні характеристики $C_x = 0,1086$, $\alpha = 16^\circ$, $C_d = 0,302$

$$\theta = \arctg \frac{C_x}{C_y} = \arctg \frac{0,1086}{1,175} = 5.28^\circ.$$

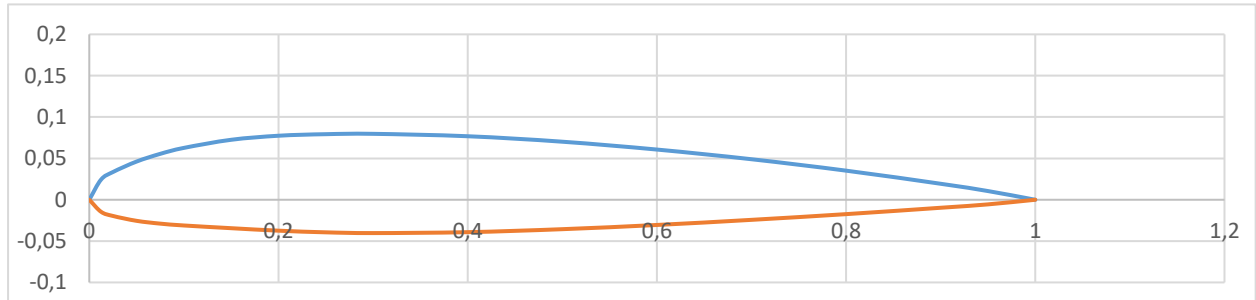


Рисунок 1.19 - Профіль крила НАСА 2212

Розбиваємо консоль крила на 11 рівних перетинів з кроком $\Delta z = 0,1$ і вводимо додаткову координату $z = 0,95$. Розподіл повітряної навантаження по довжині консолі крила пропорційно розподілу відносної циркуляції[4]:

$$q_y^B(z) = 1.05 * \frac{M_{\text{сам}} * g * n_y^3}{L_{\text{кр}} - L_{\text{ц}}} * \Gamma(\bar{z}) \quad (1.6)$$

Тут $\Gamma(z)$ - відносна циркуляція; коефіцієнт 1,05 наближено враховує величину балансування навантаження на горизонтальне оперення згідно з додатком. Відносну циркуляцію прийнято ставити в вигляді суми відносної циркуляції прямого плоского крила з поправками обліку стрілоподібності, крутки крила, інтерференції[4]:

$$\Gamma(\bar{z}) = \Gamma_{\text{пр}}(\bar{z}) + \Delta\Gamma_{\chi}(\bar{z}) + \Delta\Gamma_{\varphi}(\bar{z}) + \Delta\Gamma_{\text{надстр}}(\bar{z}) \quad (1.7)$$

В рамках даної роботи ми враховуємо тільки залежність відносної циркуляції від звуження крила і кута стреловидности щодо чверті хорд крила.

На крило також діє масова навантаження від його власної ваги. У наближених розрахунках можна вважати, що погонна навантаження масових сил крила пропорційна хордам [4]:

$$q_y^{\text{кр}}(z) = \frac{n_y^3 * G_{\text{кр}}}{S_{\text{кр}}} * b(z) \quad (1.8)$$

де $b(z)$ - хорда крила в перерізі. Знайдені значення $q_y^{\text{кр}}(z)$ заносяться в таблицю.

При заповнених паливних баках розподіл навантаження від ваги палива можна знаходити пропорційно площі поперечних перерізів бака [4]:

$$q_y^T(z) = \frac{1}{2} * n_y^3 * \gamma * g * S_{\text{бак}}(z) \quad (1.9)$$

де γ – питома вага палива;

$S_b(z)$ – площа поперечного перерізу бака.

На практиці, оскільки відбувається вироблення палива, допустимо розподіляти навантаження від ваги палива по лінійній залежності [4]

$$q_y^T(z) = \frac{2 * n_y^3 * G_T}{l_\delta * (1 + \frac{b_{\delta 1}}{b_{\delta 2}})} \quad (1.10)$$

$$q_{y1}^T = \frac{b_{\delta 1}}{b_{\delta 2}} * q_{y2}^T; \quad (1.11)$$

$$b_{\delta 1} = 0,45 * b(\bar{z} = \bar{z}_1); \quad (1.12)$$

$$b_{\delta 2} = 0,45 * b(\bar{z} = \bar{z}_2). \quad (1.13)$$

Розраховані значення $q_y^T(z)$ заносимо в таблицю 1.6.

Обчислюємо сумарну розподілене навантаження. Сумарна розподілене навантаження дорівнює:

$$q_y^\Sigma(z) = q_y^b(z) - q_y^{kp}(z) - q_y^T(z) \quad (1.14)$$

Результати розрахунків заносимо в таблицю 1.12

Таблиця 1.15 – Результати розрахунків

i	z _i	$\Gamma(\bar{z}), \text{м}$	$q_y^b(z), \text{Н/м}$	$q_y^{kp}(z), \text{Н/м}$	$q_y^T(z), \text{Н/м}$	$q_y^\Sigma(z), \text{Н/м}$
0	0	1,319969	27634,74	-4096,28	0	23538,46
1	0,1	1,311751	27462,67	-3836,03	0	23626,65
2	0,2	1,27785	26752,94	-3575,77	-9409,4	13767,77
3	0,3	1,215149	25440,24	-3315,51	-8724,55	13400,17
4	0,4	1,145493	23981,93	-3055,26	-8039,71	12886,96
5	0,5	1,059296	22177,31	-2795	-7354,86	12027,45
6	0,6	0,964488	20192,42	-2534,75	-6670,02	10987,66
7	0,7	0,865332	18116,49	-2274,49	-5985,17	9856,832
8	0,8	0,757227	15853,23	-2014,23	0	13839
9	0,9	0,62301	13043,26	-1753,98	0	11289,28

10	0,95	0,472476	9891,702	-1623,85	0	8267,851
11	1	0	0	0	0	0

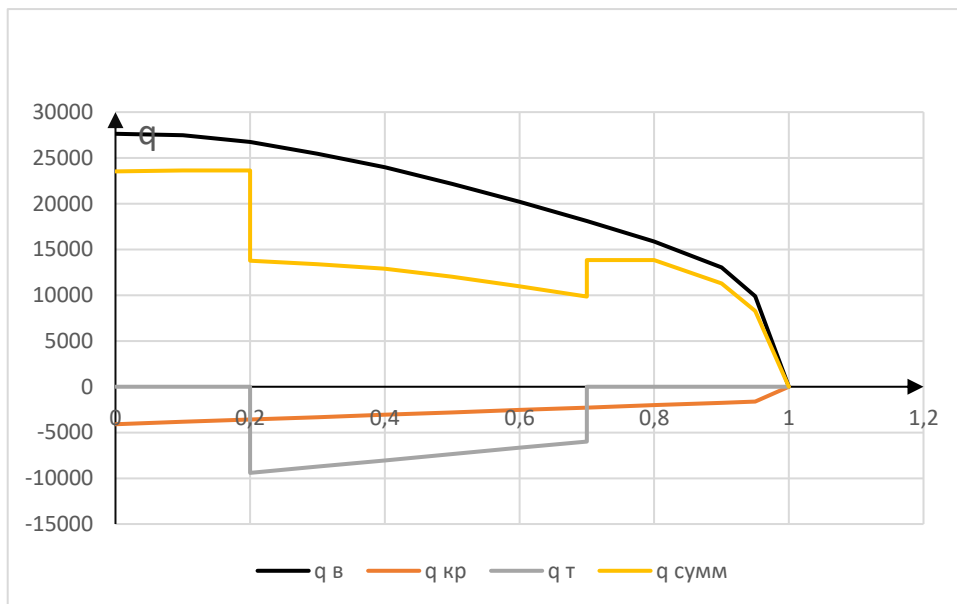


Рисунок 1.20 - Профіль крила НАСА 2212

При визначенні закону розподілу поперечних сил і згинальних моментів по довжині крила спочатку знаходять функції $Q_y(z)$ і $M_x(z)$ від впливу розподіленого навантаження $q_y^\Sigma(z)$. Для цього інтегрування обчислюються інтеграли [4]:

$$Q = \int_0^L q^\Sigma(z) dz - \Sigma n_{y_{\max}}^p \cdot G_{zp.i}, \quad (1.15)$$

$$M_y = \int_0^L Q(z) dz; \quad (1.16)$$

Інтегрування проводиться від кінця крила. На практиці проводять чисельне інтегрування за методом трапецій. При цьому довжину консолі крила розбивають на $k = 11$ частков. Тоді довжина ділянки:

$$\Delta z = \frac{L_{\text{конс}}}{k} = \frac{7,475}{11} = 0,679$$

Приріст поперечної сили на останній ділянці складе

$$\Delta Q = \frac{2}{3} q_{y11}^\Sigma \cdot \Delta z \quad Q_{12} = 0; \quad Q_{11} = \Delta Q_{11}$$

Для інших ділянок залежно в загальному вигляді матимуть вигляд:

$$\Delta Q_i = \frac{q_{yi}^\Sigma + q_{yi+1}^\Sigma}{2} \cdot \Delta z; \quad i = 10 \dots 1; \quad Q_i = Q_{i+1} + \Delta Q_i;$$

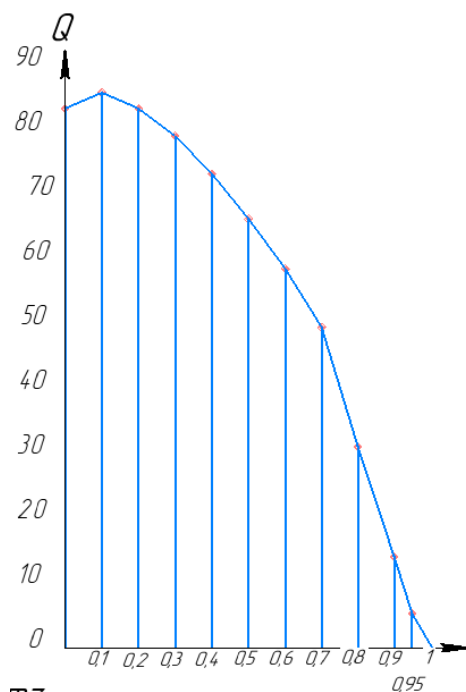


Рисунок 1.21 - Епюра поперечних сил за розмахом консолі крила

Епюра згинальних моментів будується шляхом інтегрування епюри поперечних сил.

Інтегрування необхідно починати з кінця консолі. При використанні процедури чисельного інтегрування залежності візьмуть вигляд:

$$\Delta M = \frac{1}{2} Q_{11} \cdot \Delta z ; \quad M_{12} = 0 ; \quad M_{11} = \Delta M_{11} ;$$

$$\Delta M_i = \frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \cdot \Delta z ; \quad i = 10 \dots 1 ; \quad M_i = M_{i+1} + \Delta M_i ;$$

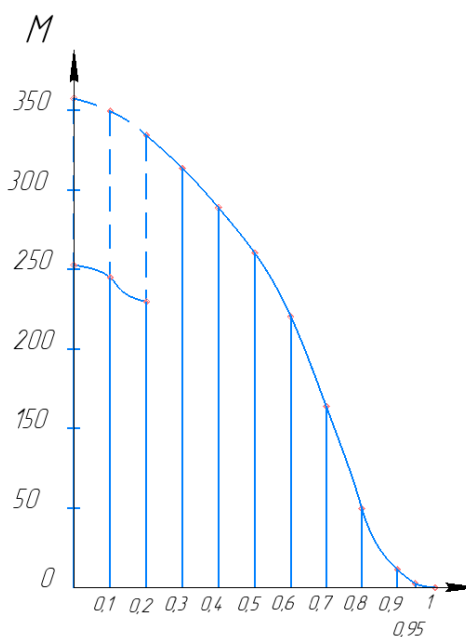


Рисунок 1.22 - Епюра згинальних моментів по розмаху консолі крила

Таблиця 1.16 – Результати розрахунків

i	\bar{z}_i	$q_y^{\Sigma}(z), \text{кН/м}$	$\Delta Q_i, \text{кН}$	$Q_3, \text{кН}$	$\Delta M, \text{кНм}$	$M, \text{кНм}$
1	0	23538,46	13988,74	84882,43	46201,78	229879,9
2	0,1	23626,65	11090,84	70893,69	38763,4	183678,1
3	0,2	13767,77	8057,763	59802,85	33084,1	144914,7
4	0,3	13400,17	7796,524	51745,08	28381,86	111830,6
5	0,4	12886,96	7389,387	43948,56	23877,86	83448,7
6	0,5	12027,45	6826,071	36559,17	19661,69	59570,84
7	0,6	10987,66	6182,286	29733,1	15803,53	39909,15
8	0,7	9856,832	7027,968	23550,82	11885,48	24105,63
9	0,8	13839	7452,82	16522,85	7590,614	12220,14
10	0,9	11289,28	5800,468	9070,028	3659,809	4629,531
11	0,95	8267,851	3269,559	3269,559	969,7216	969,7216

При проектуванні крила і його розрахунку на міцність повинні бути відомі крутний момент в перетинах по довжині крила. Крутний момент в перерізі крила є поперечної сили на відстань до центру жорсткості.[4]

Вираз для визначення погонних наведених моментів в перетинах крила має вигляд:

$$m_z(z) = q_y^B(z) \cdot a_B + q_y^{kp}(z) \cdot a_{kp} + q_y^T(z) \cdot a_T \quad (1.17)$$

де a_B, a_{kp}, a_T – відстань від осі приведення до відповідних навантажень в кожному перетині крила

Таблиця 1.17 – Результати розрахунків

№	\bar{z}_i	$a_B, \text{м}$	$a_{kp}, \text{м}$	$a_T, \text{м}$	$m_z, \text{кН}$	$\Delta M_{пр}, \text{кНм}$	$M_{пр}, \text{кНм}$	$x_Q, \text{м}$
1	0	0,7822 5	1,4080 5	1,4080 5	15849, 5	3055,7 9	19891, 01	0,2343 36
2	0,1	0,7325 5	1,3185 9	1,3185 9	15059, 64	5151,0 17	16835, 22	0,2374 71
3	0,2	0,6828 5	1,2291 3	1,2291 3	2307,7 79	1392,0 68	11684, 2	0,1953 79
4	0,3	0,6331 5	1,1396 7	1,1396 7	2385,7 82	1401,6 86	10292, 13	0,1989 01
5	0,4	0,5834 5	1,0502 1	1,0502 1	2340,2 1	1312,6 72	8890,4 47	0,2022 92
6	0,5	0,5337 5	0,9607 5	0,9607 5	2085,6 59	1138,8 44	7577,7 74	0,2072 74
7	0,6	0,4840 5	0,8712 9	0,8712 9	1754,1 23	938,82 03	6438,9 3	0,2165 58
8	0,7	0,4343 5	0,7818 3	0,7818 3	1411,2 48	1813,5 34	5500,1 1	0,2335 42

Кінець таблиці 1.17

9	0,8	0,3846 5	0,6923 7	0,6923 7	4703,3 5	2377,0 87	3686,5 75	0,2231 2
10	0,9	0,3349 5	0,6029 1	0,6029 1	3311,3 49	1309,4 88	1309,4 88	0,1443 75
11	0,95	0,3101	0,5581 8	0,5581 8	2161,0 16	0	0	0

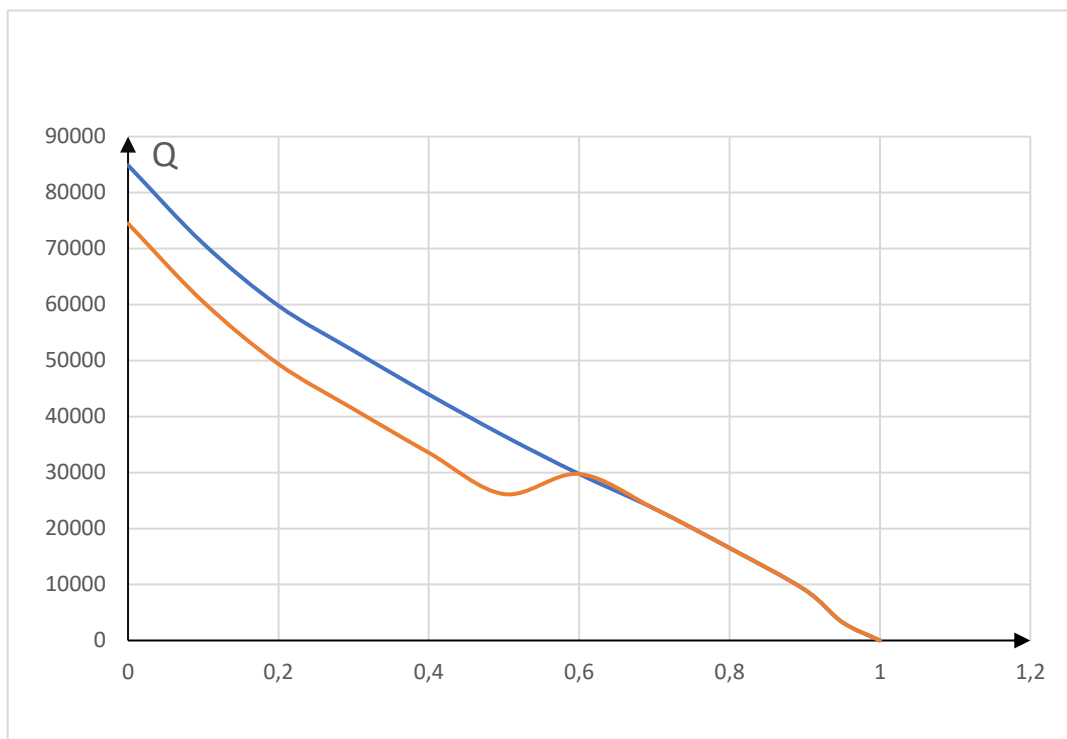


Рисунок 1.23 - Епюра поперечних сил по довжині консолі крила

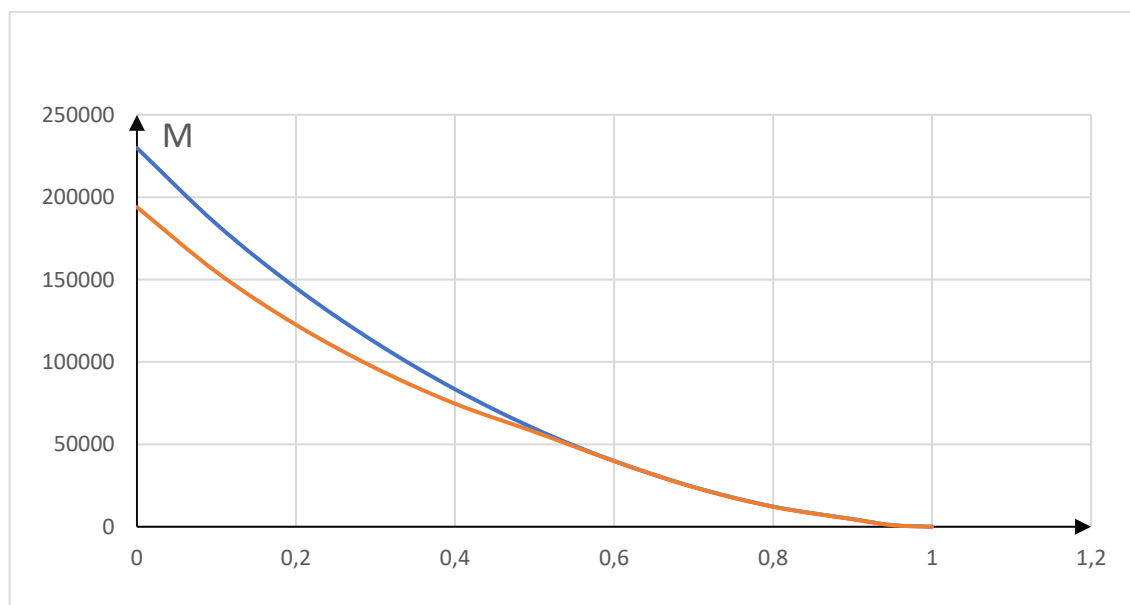


Рисунок 1.24 - Епюра крутних моментів по довжині консолі крила

1.3.2 Висновки

Виконано: розрахунок повітряних і масових навантажень, що діють на крило, побудова епюр поперечних сил, згинальних і крутильних моментів;

1.4 Розробка складальних вузлів та агрегатів літака

1.4.1 Розробка конструкції лонжерона крила

Аналіз конструктивно-технологічних особливостей подібних складальних вузлів агрегатів заданого типу літака.

В роботі виконується розрахунок переднього та заднього лонжерону літака який представлено на рисунку 1.10 прототип якого розраховано в нульовому наближенні.

Злітна маса $m_0 = 8360$ кг;

Коренева и кінцева хорди крила $b_0 = 2,353$ м и $b_k = 0,78$ м;

Площа крила $S = 23,4$ м²;

Розмах крила $L = 14,2$ м;

Стрілоподібність по передній кромці крила $\chi_{пк} = 20^\circ$;

Ресурс літака $T = 40000$ літних часів.

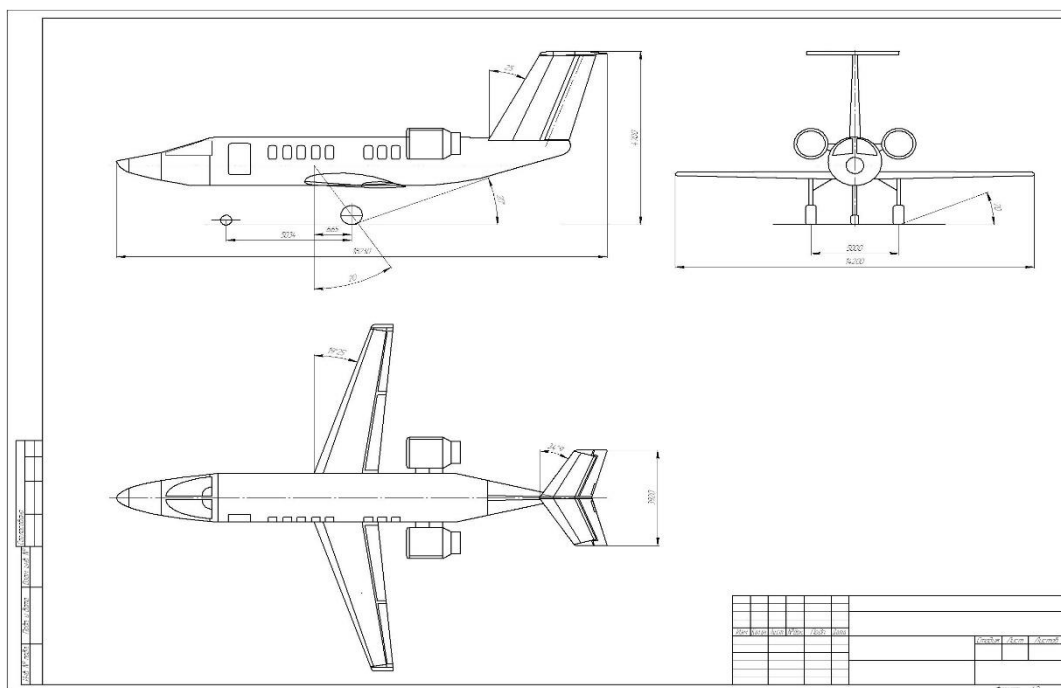


Рисунок 1.25 - Загальний вигляд літака

Необхідно обґрунтовано вибрати конструкційний матеріал. Критерієм вибору матеріалу є інтенсивність навантаження яке знаходиться за формулою

$$I = \frac{M}{H^3} \quad (1.18)$$

$$\frac{M}{H^3} = \frac{156404,795}{0,2442^3} = 10740243 \frac{H}{M^2} = 10,740243 \text{ МПа}$$

Визначивши інтенсивність навантаження $\frac{H}{M^2}$, згідно рекомендаціям [5, с. 39] вибираємо конструкційний матеріал для верхнього та нижнього поясів лонжерону, а також обшивки.

Визначення геометричних параметрів силових елементів збірного вузла з умов статичної міцності і мінімуму мас

Матеріали поясів, стінок і стоїк лонжерону Д16Т [5, с. 30]. Характеристики матеріалу:

$$E = 72000 \text{ МПа}; \sigma_B = 435 \text{ МПа};$$

E- модуль Юнга, МПа;

σ_B – межа міцності матеріалу, МПа.

Поперечна сила Q та згинальний момент M для всіх трьох перерізів розраховані та занесені до таблиці 1.9

Таблиця 1.18 – Сили і моменти які діють в перерізі крила

Номер перерізу	1	2	3	Розмірність
Згинальний момент, M	156404,795	62511,751	0,2442	H*M
Перерізуюча сила, Q	9364,076	18326,04	0,1727	H
Габаритна висота лонжерону, H	437,726	1858,6	0,1010	м

Для проектувального розрахунку, проводимо по руйнівним навантаженням, на етапі визначення параметрів поясів і стінки, при великих значеннях відношення висоти к товщині лонжерону можемо вважати, що згинальний момент сприймається тільки поясами лонжерону, перерізуюча сила – тільки стінкою, підкріпленою стінками [5].

При відомому конструкційному матеріалі потрібно назначити величину рівня розрахункових навантажень σ_p по даним, приведеними в таблиці 4.1 [5, с. 39]. Для ресурсу в 40000 польотів значення напруги для нижнього поясу $\sigma_H = 255 \text{ МПа}$, для верхнього поясу $\sigma_B = 306 \text{ МПа}$

Знаходимо співвідношення $\frac{\sigma_p}{\sigma_B}$,

Де σ_B - для сплаву Д16Т дорівнює 435 МПа [5, с. 30]

$$\text{Для нижнього поясу } \frac{\sigma_p}{\sigma_B} = \frac{255 \cdot 10^6}{435 \cdot 10^6} = 0,5862$$

$$\text{Для верхнього поясу } \frac{\sigma_p}{\sigma_B} = \frac{306 \cdot 10^6}{435 \cdot 10^6} = 0,703$$

По заданому рівню розрахункових навантажень потрібно визначити з урахуванням даних, максимальне відношення $\frac{b}{\delta}$, так як при максимальному $\frac{b}{\delta}$, величина $\frac{b}{H}$ буде мінімальною, а це значить що і мінімальною вийде маса поясу лонжерону.[5]

За рисунками 4.3 – 4.4[5, с. 39]. знайдено, що для верхнього та нижнього поясів $\frac{b}{\delta}$, дорівнює 6,6 і 7,9 відповідно.

За виразом [5, с. 33] для двотаврового перетину

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = -\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{b/\delta} \quad (1.19)$$

Визначаємо величини правих частин для нижнього та верхнього поясів лонжерону, а потім по рисунку 4.7 [5, с. 41] – величину $\frac{\delta}{H}$

Переріз 1:

Для нижнього поясу

$$\begin{aligned} -\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 * b/\delta} &= -\frac{156404,795}{0,2442^3} \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0,586} \cdot \frac{1}{2 * 7,9} \\ &= -0,002664; \end{aligned}$$

Для верхнього поясу

$$\begin{aligned} -\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 * b/\delta} &= -\frac{156404,795}{0,2442^3} \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0,586} \cdot \frac{1}{2 * 6,6} \\ &= -0,002657; \end{aligned}$$

Переріз 2:

Для нижнього поясу

$$\begin{aligned} -\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 * b/\delta} &= -\frac{9364,076}{0,1727^3} \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0,586} \cdot \frac{1}{2 * 7,9} \\ &= -0,00045; \end{aligned}$$

Для верхнього поясу

$$\begin{aligned} -\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 * b/\delta} &= -\frac{9364,076}{0,1727^3} \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0,586} \cdot \frac{1}{2 * 6,6} \\ &= -0,00054; \end{aligned}$$

Переріз 3:

Для нижнього поясу

$$-\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 * b/\delta} = -\frac{437,726}{0,1010^3} \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0.586} \cdot \frac{1}{2 * 7,9}$$

$$= -0,00011;$$

Для верхнього поясу

$$-\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 * b/\delta} = -\frac{437,726}{0,1010^3} \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0.586} \cdot \frac{1}{2 * 6,6}$$

$$= -0,00013;$$

Праві частини виразу 4.5 [5, с. 33] прирівнюємо до лівих:

Переріз 1:

$$\text{Нижній пояс лонжерону} - \left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} \right) = 0,002664$$

$$\text{Верхній пояс лонжерону} - \left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} \right) = 0,002657$$

Переріз 2:

$$\text{Нижній пояс лонжерону} - \left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} \right) = 0,00045$$

$$\text{Верхній пояс лонжерону} - \left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} \right) = 0,00054$$

Переріз 3:

$$\text{Нижній пояс лонжерону} - \left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} \right) = 0,00011$$

$$\text{Верхній пояс лонжерону} - \left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} \right) = 0,00013$$

За графіком на рис. 4.7 [5, с. 41] маючи величини $-\left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} \right)$ знаходимо відношення $\frac{\delta}{H}$

Переріз 1:

$$\text{Для нижнього поясу лонжерона} \frac{\delta_H}{H} = 0,053$$

$$\text{Для верхнього поясу лонжерона} \frac{\delta_B}{H} = 0,052$$

Переріз 2:

$$\text{Для нижнього поясу лонжерона} \frac{\delta_H}{H} = 0,0180$$

$$\text{Для верхнього поясу лонжерона} \frac{\delta_B}{H} = 0,0185$$

Переріз 3:

$$\text{Для нижнього поясу лонжерона} \frac{\delta_H}{H} = 0,0095$$

Для верхнього поясу лонжерона $\frac{\delta_B}{H} = 0,01$

Так як H задано для 3-х перерізів, то наступним кроком визначаємо δ

Переріз 1:

$$\delta_H = 0,01294 \text{ м}, \delta_B = 0,01269 \text{ м}$$

Переріз 2:

$$\delta_H = 0,003108 \text{ м}, \delta_B = 0,00319 \text{ м}$$

Переріз 3:

$$\delta_H = 0,00095 \text{ м}, \delta_B = 0,00101 \text{ м}$$

Де δ_H і δ_B – товщини нижнього та верхнього поясів.

Знаходимо ширину полиці b за попередніми розрахунками максимальних відношеннях $\frac{b}{\delta}$ для нижнього та верхнього поясів та отриманих для них значень товщин δ_H та δ_B [5].

Переріз 1:

$$\text{Для нижнього поясу } \frac{b_H}{0,01294} = 7,9, b_H = 0,1022 \text{ м}$$

$$\text{Для верхнього поясу } \frac{b_B}{0,01269} = 6,6, b_B = 0,0837 \text{ м}$$

Переріз 2:

$$\text{Для нижнього поясу } \frac{b_H}{0,003108} = 7,9, b_H = 0,02455 \text{ м}$$

$$\text{Для верхнього поясу } \frac{b_B}{0,00319} = 6,6, b_B = 0,02105 \text{ м}$$

Переріз 3:

$$\text{Для нижнього поясу } \frac{b_H}{0,00095} = 7,9, b_H = 0,0075 \text{ м}$$

$$\text{Для верхнього поясу } \frac{b_B}{0,00101} = 6,6, b_B = 0,0066 \text{ м}$$

Так проводиться вибір основних розмірів поперечного перерізу поясів лонжерона.

До поясу необхідно приєднати обшивку крила та стінку лонжерона. Для цього зазвичай у поясу лонжерону виконують спеціальні «лапки» (див. рисунок 1.11)

Товщина «лапок» з конструктивно-технологічних міркуваньзначається рівною від 1.5 до 2.0 товщини обшивки чи стінки. Ширина «лапок» вибирають з умови міцності заклепувального шва, щоб відстань від заклепки до кожного з країв було не менше 2-х діаметрів [5].

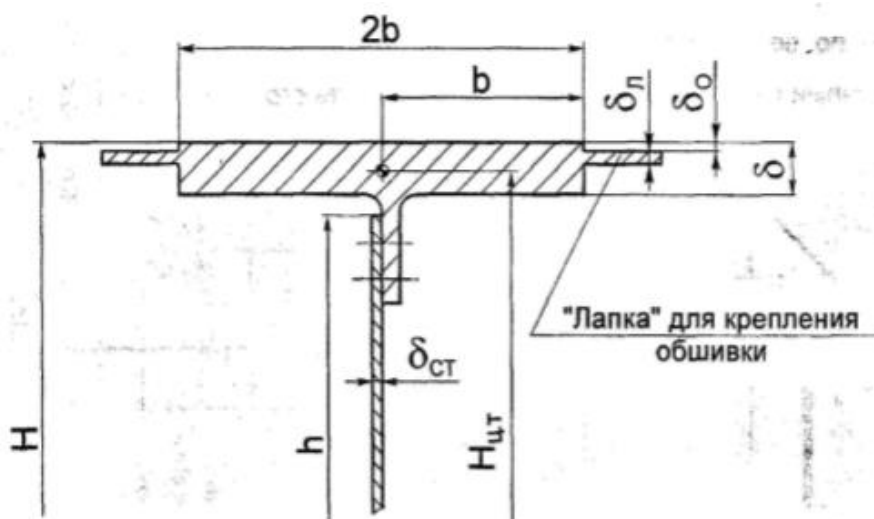


Рисунок 1.26 - Основні розміри лонжерона з тавровим поперечним перерізом

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

$$\text{Умова міцності } \sigma_{\text{вп}} \cdot \delta_{\text{л}} \geq \sigma_{\text{во}} \cdot \delta_0$$

Де $\sigma_{\text{вп}}$ - межа міцності матеріалу пояса

$\sigma_{\text{во}}$ - межа міцності матеріалу обшивки

δ_0 - товщина обшивки

Переріз 1:

$$435 \cdot 0,003 \cdot 10^6 \geq 435 \cdot 0,0015 \cdot 10^6$$

$$1,305 \cdot 10^6 \geq 0,652 \cdot 10^6$$

Умова жорсткості :

$$\text{Нижнього поясу } \left(\frac{0,1022}{\delta_{\text{л}}}\right)^2 \geq 6 \dots 8$$

$$\text{Верхнього поясу } \left(\frac{0,0837}{\delta_{\text{л}}}\right)^2 \geq 6 \dots 8$$

Умова технологічності $\delta_{\text{л}} \geq 3,0$ мм для дюралюмінієвих .

$$\delta_{\text{л}} = 1,5 \cdot 0,0015 = 0,00225 \text{ м}$$

Приймаємо $\delta_{\text{л}} = 3$ мм

Так як отримана висота лапки менша за допустимі значення, тому приймається $\delta_{\text{л}} = 3$ мм для цього та дальніх розрахунків.

Переріз 2:

$$435 \cdot 0,003 \cdot 10^6 \geq 435 \cdot 0,0015 \cdot 10^6$$

$$1,305 \cdot 10^6 \geq 0,652 \cdot 10^6$$

Умова жорсткості :

Нижнього поясу $\left(\frac{0,02455}{\delta_l}\right)^2 \geq 6 \dots 8$

Верхнього поясу $\left(\frac{0,02105}{\delta_l}\right)^2 \geq 6 \dots 8$

Умова технологічності $\delta_l \geq 3,0$ мм для дюралюмінієвих.

Приймаємо $\delta_l = 3$ мм

Переріз 3:

$$435 \cdot 0,003 \cdot 10^6 \geq 435 \cdot 0,0015 \cdot 10^6$$

$$1,305 \cdot 10^6 \geq 0,652 \cdot 10^6$$

Умова жорсткості :

Нижнього поясу $\left(\frac{0,0075}{\delta_l}\right)^2 \geq 6 \dots 8$

Верхнього поясу $\left(\frac{0,0066}{\delta_l}\right)^2 \geq 6 \dots 8$

Умова технологічності $\delta_l \geq 3,0$ мм для дюралюмінієвих .

$$\delta_l = 3 \text{ мм}$$

Знаходимо положення центрів тяжкості верхнього та нижнього поясів. Відстань між ними визначить ефективну висоту балки $h_{эф}$

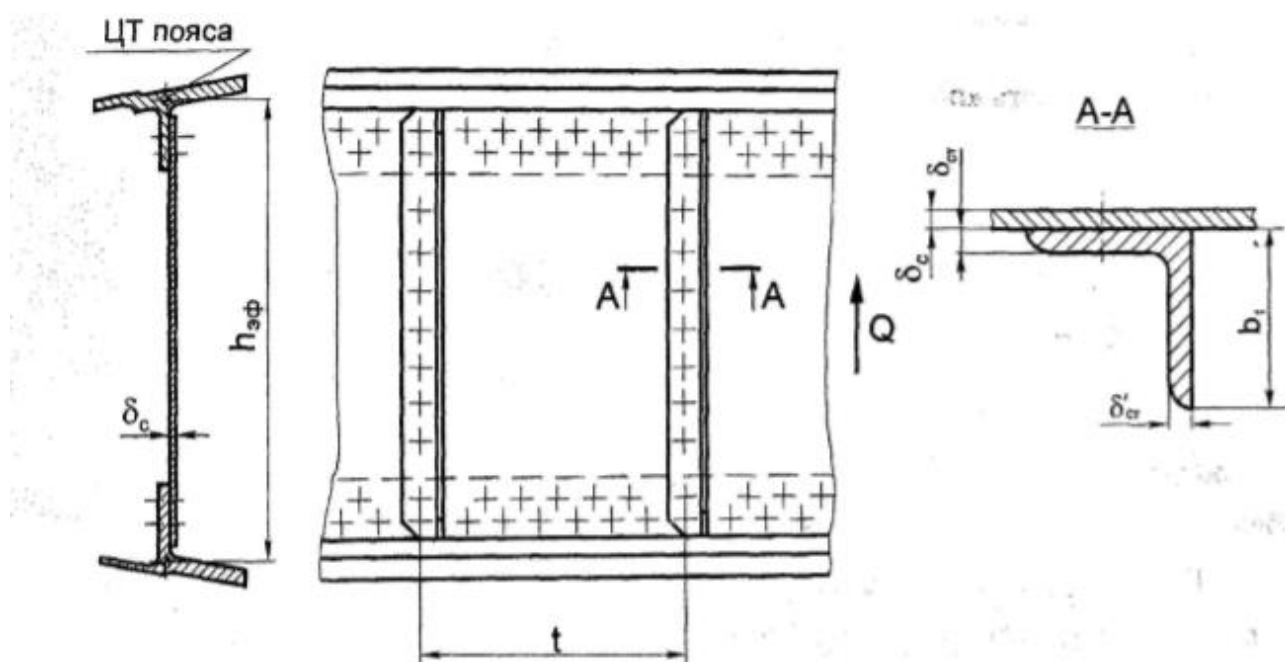


Рисунок 1.27 - Основні розміри лонжерона з тавровим поперечним перерізом

Переріз 1:

$$h_{эф} = H - \left(\frac{\delta_B}{2} - \frac{\delta_H}{2}\right) = 0,2442 - \left(\frac{0,01269}{2} - \frac{0,01294}{2}\right) = 0,2312 \text{ м}$$

Переріз 2:

$$h_{\text{эф}} = H - \left(\frac{\delta_{\text{в}}}{2} - \frac{\delta_{\text{н}}}{2} \right) = 0,1727 - \left(\frac{0,00319}{2} - \frac{0,003108}{2} \right) = 0,1726 \text{ м}$$

Переріз 3:

$$h_{\text{эф}} = H - \left(\frac{\delta_{\text{в}}}{2} - \frac{\delta_{\text{н}}}{2} \right) = 0,1010 - \left(\frac{0,00101}{2} - \frac{0,00095}{2} \right) = 0,1007 \text{ м}$$

Знаходимо параметр навантаження на балку $\frac{\sqrt{Q}}{h_{\text{эф}}}$:

Переріз 1:

$$\frac{\sqrt{Q_1}}{h_{\text{эф}1}} = \frac{\sqrt{62511,751}}{0,2313} = 1080,94 \sqrt{\text{Н}}/\text{м};$$

Переріз 2:

$$\frac{\sqrt{Q_2}}{h_{\text{эф}2}} = \frac{\sqrt{18326}}{0,1726} = 784,319 \sqrt{\text{Н}}/\text{м};$$

Переріз 3:

$$\frac{\sqrt{Q_3}}{h_{\text{эф}3}} = \frac{\sqrt{1858,6}}{0,1007} = 428,118 \sqrt{\text{Н}}/\text{м};$$

Вибір основних параметрів стінок і стійок балочних лонжеронів базується на залежностях приведених на рис. 5.4-5.9 [5, с. 49].

За рис. 5.4 [5, с. 49] знаходимо τ_p - максимальна корисна напруга зсуву, яке можливо отримати при даному параметрі навантаження у випадку рівно-міцної конструкції (стінка та стійка руйнуються одночасно)

$$\tau_{п1}=140 \text{ МПа}; \tau_{п2}=138 \text{ МПа}; \tau_{п3}=115 \text{ МПа}.$$

За рисунком 5.5 [5, с. 49] знаходимо відношення $\frac{h_{\text{эф}}}{\delta_{\text{факт}}}$ за яким знаходимо максимальну потребу в товщині стінки. По ГОСТ21631-76 вибираємо в сторону збільшення значення.

$$\frac{h_{\text{эф}1}}{\delta_{\text{факт}1}} = 230; \delta_{\text{факт}1} = 1,005 \cdot 10^{-3} \text{ м} \text{ приймаємо } \delta_{\text{факт}1} = 3 \text{ мм};$$

$$\frac{h_{\text{эф}2}}{\delta_{\text{факт}2}} = 250; \delta_{\text{факт}2} = 0,6 \cdot 10^{-3} \text{ м} \text{ приймаємо } \delta_{\text{факт}2} = 3 \text{ мм};$$

$$\frac{h_{\text{эф}3}}{\delta_{\text{факт}3}} = 1000; \delta_{\text{факт}3} = 0,1 \cdot 10^{-3} \text{ м} \text{ приймаємо } \delta_{\text{факт}3} = 2 \text{ мм};$$

За рисунком 5.6 [5, с. 49] знаходимо оптимальний шаг стійок $\frac{t}{h_{\text{эф}}}$

$$\frac{t_1}{h_{\text{эф}1}} = 0,275; t_1 = 0,275 \cdot 0,2313 = 0,0636 \text{ м};$$

$$\frac{t_1}{h_{эф1}} = 0.22; t_1 = 0.22 \cdot 0,1726 = 0.0379 \text{ м};$$

$$\frac{t_1}{h_{эф1}} = 0.225; t_1 = 0.20 \cdot 0,1007 = 0.0226 \text{ м};$$

За рисунком 5.7 [5, с. 50] знаходимо значення відносної затрати матеріалу стойки на стінку $\alpha = \frac{F_{ст}}{t \cdot \delta_{факт}}$, а по ній – знаходимо потребуєчу площу перерізу стойки (1.20)

$$F_{ст} = \alpha \cdot t \cdot \delta_{факт} \quad (1.20)$$

$$\alpha_1 = 0.375; F_{ст1} = 0.375 \cdot 0,0636 \cdot 3 = 0,7155 \cdot 10^{-4} \text{ мм}^2 \text{ або } (71,5 \text{ мм}^2);$$

$$\alpha_2 = 0.420; F_{ст2} = 0.42 \cdot 0,0379 \cdot 3 = 0,4775 \cdot 10^{-4} \text{ мм}^2 \text{ або } (47,75 \text{ мм}^2);$$

$$\alpha_3 = 0.515; F_{ст3} = 0.515 \cdot 0,0226 \cdot 2 = 0,23 \cdot 10^{-4} \text{ мм}^2 \text{ або } (23,278 \text{ мм}^2);$$

За рисунок 5.8 [5, с. 50] знаходимо оптимальне значення відношення товщини лапки стойки до товщини стінки та визначаємо потребуєче значення товщини лапки приєднаної до стінки $\delta_{ст}$. Товщина полиці стойки перпендикулярної до стінки повинна бути $\delta_{ст}' \geq 0.67\delta_{ст}$.

$$\frac{\delta_{ст1}}{\delta_{с1}} = 1.45; \delta_{ст1} = 1.45 \cdot 3 = 4.35 \cdot 10^{-3} \text{ м}; \delta_{ст1}' \geq 0,67 * 4,35 * 10^{-3}$$

$$= 2,914 * 10^{-3} \text{ м}$$

$$\frac{\delta_{ст2}}{\delta_{с2}} = 1.5; \delta_{ст2} = 1.5 \cdot 3 = 4.5 \cdot 10^{-3} \text{ м}; \delta_{ст2}' \geq 0,67 * 4,35 * 10^{-3}$$

$$= 3,015 * 10^{-3} \text{ м}$$

$$\frac{\delta_{ст1}}{\delta_{с1}} = 2,15; \delta_{ст1} = 2,15 \cdot 2 = 4.3 \cdot 10^{-3} \text{ м}; \delta_{ст1}' \geq 0,67 * 4,3 * 10^{-3}$$

$$= 2,881 * 10^{-3} \text{ м}$$

Знаючи потребуєчі площини стойки $F_{ст}$ та її товщини $\delta_{ст}'$, $\delta_{ст}$ вибираємо нормаль профіля для кожного з перерізів. По сортаменту [5, с. 65] підбираємо найближчу в сторону збільшення.

Для перерізу 1: профіль Д16-Т-ПР100-27. Характеристики $F = 72,6 \text{ мм}^2$; $H = B = 25 \text{ мм}$; $S = 2,4 \text{ мм}$;

Для перерізу 2: профіль Д16-Т-ПР100-53. Характеристики $F = 52,4 \text{ мм}^2$; $H = B = 18 \text{ мм}$; $S = 1,5 \text{ мм}$;

Для перерізу 3: профіль Д16-Т-ПР100-1. Характеристики $F = 23,4 \text{ мм}^2$; $H = B = 12 \text{ мм}$; $S = 1 \text{ мм}$;

Відповідно трохи більше розрахункових, площа та товщина полиці стойки, перпендикулярної до стінки. Товщина лапки стойки, що приєднується до стойки трохи менша розрахункової оскільки використання даних профілей є доцільним.

Після того як остаточно вибрана нормаль стойки, потрібно визначити фактичний шаг стойки (1.21).

$$t_{\text{факт}} = \frac{F_{\text{ст.факт}}}{\alpha \cdot \delta_{\text{факт}}} \quad (1.21)$$

$$t_{\text{факт1}} = \frac{72,6}{0,375 \cdot 3} = 64,53 \text{ мм}$$

Приймається $t_{\text{факт1}} = 65 \text{ мм}$

$$t_{\text{факт1}} = \frac{52,4}{0,420 \cdot 3} = 41,58 \text{ мм}$$

Приймається $t_{\text{факт2}} = 45 \text{ мм}$

$$t_{\text{факт1}} = \frac{23,4}{0,515 \cdot 2} = 22,7 \text{ мм}$$

Приймається $t_{\text{факт3}} = 35 \text{ мм}$

Такий вибір параметрів балки забезпечує стойку з прийнятним моментом інерції. Для виключення можливості вибору стойки з заниженим моментом інерції слід користуватися графіком приведеним на рисунку 5.9 [5, с. 50], на якому представлена залежність ефективності висоти стінки до радіусу інерції стойки від коефіцієнта напруженості.

Визначення параметрів і розробка конструкції з'єднань силових елементів збірного вузла.

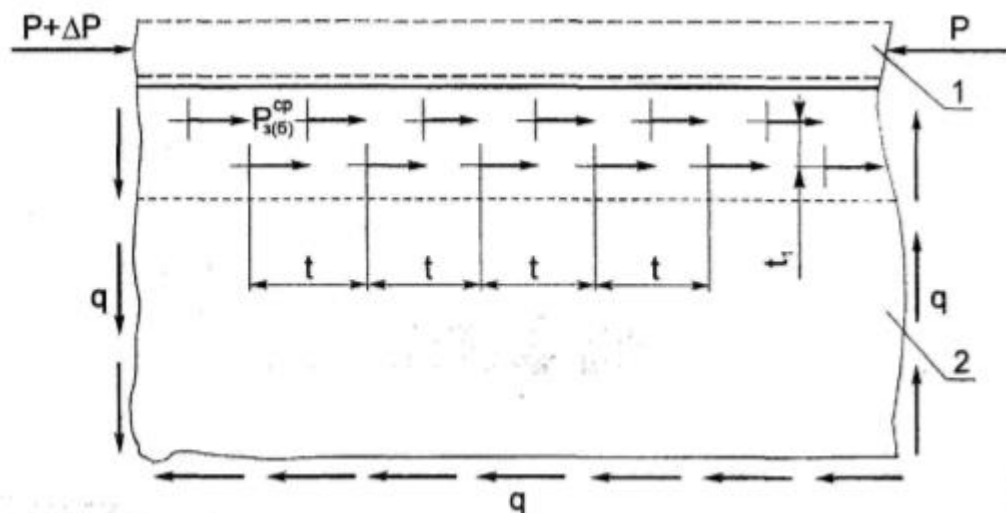


Рисунок 1.28 - Розрахункова схема заклепувального шва:

1 – пояс лонжерона; 2 – стінка.

З'єднання стінки з ребром пояса

Зазвичай пояса лонжеронів з'єднують з стінками і обшивкою заклепками чи болтами. Величину дії зусилля на один крепіжний елемент по одній площині зрізу, визначаємо з умови рівноваги стінки [5. с. 54] за виразом:

$$P_{з(б)}^{cp} = \beta \frac{Q \cdot t}{h_{эф} m} \quad (1.22)$$

Де m – число рядів крепіжних елементів;

t – шаг крепіжних елементів;

β – коефіцієнт нерівномірності розподілу дотичних зусиль в стінці, приймається рівному 1.1;

Оскільки Q , h і β – величини відомі, то задаючись шагом заклепок t та числом рядів заклепок m , потрібно визначити зусилля, що діє на один крепіжний елемент і по ОСТ-1-34104-80 підібрати матеріал та діаметр крепіжного елемента.

Переріз 1:

$$P_{з(б)1}^{cp} = 1,1 \cdot \frac{62511,751 \cdot 0,025}{0,2313 \cdot 2} = 3716 \text{ Н}$$

Приймаємо: заклепку $d=5$ мм з матеріалу В65.

Переріз 2:

$$P_{з(б)2}^{cp} = 1,1 \cdot \frac{18326,04 \cdot 0,0125}{0,1726 \cdot 2} = 663,602 \text{ Н}$$

Приймаємо: заклепку $d=3$ мм з матеріалу В65.

Переріз :

$$P_{з(б)3}^{cp} = 1,1 \cdot \frac{1858,6 \cdot 0,0125}{0,1007 \cdot 2} = 115,35 \text{ Н}$$

Приймаємо: заклепку $d=3$ мм з матеріалу В65 .

При призначенні шагу t слід дотримати відношення та вибрати шаг з стандартних значень:

Переріз 1: шаг між рядами $t_1 = 17,5$ мм; шаг між крепіжними елементами $t=25$ мм

Переріз 2: шаг між рядами $t_1 = 12,5$ мм; шаг між крепіжними елементами $t=12,5$ мм

Переріз 3: шаг між рядами $t_1 = 12,5$ мм; шаг між крепіжними елементами $t=12,5$ мм

Якщо крепіжні елементи розташовані в шаховому порядку , повинна виконуватися умова $\frac{t_1}{d} \geq 0.56 \frac{t}{d} + 0.28$.

Переріз 1:

$$\frac{25}{5} \geq 0.56 \frac{17,5}{5} + 0.28;$$

$$5 \geq 2,24.$$

Переріз 2:

$$\frac{12,5}{3} \geq 0.56 \frac{12,5}{3} + 0.28;$$

$$4,16 \geq 2,61.$$

Переріз 3

$$\frac{12,5}{3} \geq 0.56 \frac{12,5}{3} + 0.28;$$

$$4,16 \geq 2,61.$$

Умова виконана.

З'єднання стойки з поясом

З'єднання стінки і поясу в зоні приєднання підкріплюючої стойки виявляється більш навантаженим. Тут знаходяться зусилля, що діють на стойку при її роботі в якості підкріплюючого елемента. Зусилля, що сприймається одним крипижним елементом по одній площині зрізу в цьому з'єднанні, розраховуємо за емпіричною формулою (1.23)[5]

$$P_{з(б)}^{ср} = \frac{0.1 \cdot t_{факт} \cdot \delta_{факт} \cdot Q}{m \cdot (0.4 \cdot F_{ст.факт} + t_{факт} \cdot \delta_{факт})} \quad (1.23)$$

Де t_1 – шаг крепіжних елементів з'єднання ;

m – число рядів крепіжних елементів, що приєднують стойку до ребра пояса

$$\text{Переріз 1: } P_{з(б)}^{ср} = \frac{0.1 \cdot 0,025 \cdot 0,003 \cdot 62511,751}{2 \cdot (0.4 \cdot 72,6 \cdot 10^{-6} + 0.025 \cdot 0,003)} = 2253,163 \text{ Н;}$$

Приймаємо: заклепку $d=5$ мм з матеріалу В65

$$\text{Переріз 2: } P_{з(б)}^{ср} = \frac{0.1 \cdot 0,0125 \cdot 0,003 \cdot 18326,04}{2 \cdot (0.4 \cdot 52,4 \cdot 10^{-6} + 0.0125 \cdot 0,003)} = 587,775 \text{ Н;}$$

Приймаємо: заклепку $d=3$ мм з матеріалу В65

$$\text{Переріз 3: } P_{з(б)}^{ср} = \frac{0.1 \cdot 0,0125 \cdot 0,002 \cdot 1858,6}{2 \cdot (0.4 \cdot 23,4 \cdot 10^{-6} + 0.0125 \cdot 0,002)} = 67,614 \text{ Н;}$$

Приймаємо: заклепку $d=3$ мм з матеріалу В65

З'єднання підкріплюючої стойки зі стінкою

У з'єднанні підкріплюючої стінки зі стойкою частіш всього використовують заклепки, котрі розташовані в один ряд та навантажені зусиллям відриву. Зусилля котре сприймає одна заклепка в такому з'єднанні, знаходиться за формулою (1.24)[5]

$$P_{з(б)}^{отр} = ct_1 \delta_{факт} \sigma_B \quad (1.24)$$

Де, t_1 – шаг крепіжних елементів з'єднання

c – коефіцієнт, який набуває значення 0,22 для односторонніх стійок

σ_B – межа міцності матеріалу стінки.

Задаючись шагом крепіжних елементів, знаходимо зусилля відриву, що діє на одну заклепку

$$\text{Переріз 1: } P_{з(б)}^{отр} = 0.22 \cdot 0.025 \cdot 0,003 \cdot 435 \cdot 10^6 = 6600 \text{ Н;}$$

$$\text{Переріз 2: } P_{з(б)}^{отр} = 0.22 \cdot 0.0125 \cdot 0,003 \cdot 435 \cdot 10^6 = 3300 \text{ Н;}$$

$$\text{Переріз 3: } P_{з(б)}^{отр} = 0.22 \cdot 0.0125 \cdot 0,002 \cdot 435 \cdot 10^6 = 2200 \text{ Н;}$$

Знаючи зусилля відриву, що діє на одну заклепку, знаходимо діаметр заклепки використовуючи таблиця П10 [5, с. 71]

Відповідно обираємо заклепку $d_1 = 5$ мм; $d_2 = 3,5$ мм ; $d_3 = 3.5$ мм

Висновки

Розраховані навантаження, що діють на лонжерон. Спроектвані пояса балочного лонжерона за критеріями мінімальної маси та заданого ресурсу. Обрані основні параметри стінок та стійок лонжерона. Спроектвані стінки та стійки лонжерона. Спроектовано з'єднувальні шви збірних лонжеронів. З'ясовані параметри ті розроблені конструкції з'єднувальних силових елементів лонжерона. Проведено розрахунок з'єднання стінки з ребром пояса, стійки з поясом, стійки з підкріплюючою стінкою. Розроблено збірне креслення лонжерону. Розроблено специфікацію.

1.4.2 Розробка конструкції стійки шасі (носової)

Вибір схеми розміщення й обґрунтування кінематичної та конструктивно-силової схеми шасі

Шасі – технічний пристрій літального апарату, який забезпечує зліт, посадку та переміщення апарату по поверхні [20].

Система опор літального апарату, що забезпечує його стоянку, пересування по аеродрому або воді при зльоті, посадці і керуванні. Зазвичай являє собою кілька стійок, обладнаних колесами, іноді використовують лижі або поплавці. В деяких випадках використовуються гусениці або поплавці, суміщені з колесами.[20]

Загальні вимоги[20] :

- Відповідність Нормам льотної придатності й загальним технічними вимогам замовника.

- Забезпечення нормованих запасів міцності за заданими зовнішніми навантаженнями й заданим ресурсом
- Забезпечення технологічності в процесі виробництва й високих економічних показників
- Виконання заданих вимог щодо надійності й відмово безпеки
- Працездатність та виконання всіх функцій в очікуваних умовах експлуатації
- Забезпечення технічного рівня розроблення й патентної чистоти

На даному літаку використовуються схема трьохопорного шасі з носовим стояком (рис. 1.14)

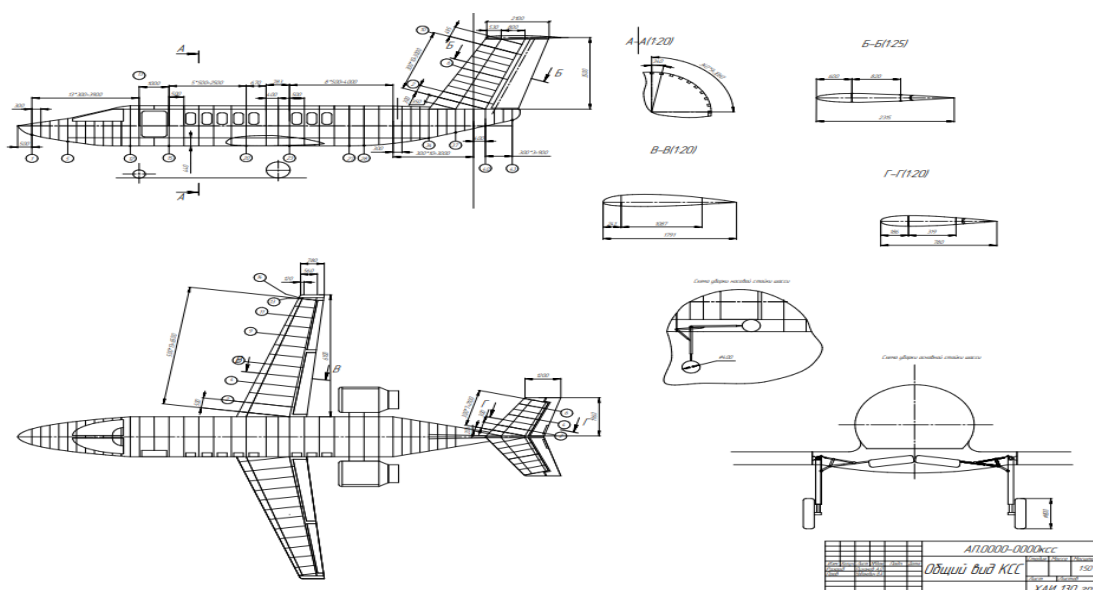


Рисунок 1.29 - Загальний вигляд проектувального літака

Переваги такої схеми[20]:

- Поліпшений огляд із кабіни пілота під час розбігу, пробігу й маневрування.
- Більш інтенсивне гальмування під час пробігу
- Можливість здійснювати посадку з планерування без ділянок вирівнювання та витримування.

Недоліком шасі з передньою опорою є можливість виникнення коливань вільно орієнтованого колеса передньої опори. У таких шасі для гашення автоколивань встановлюють спеціальні демпфери.[20]

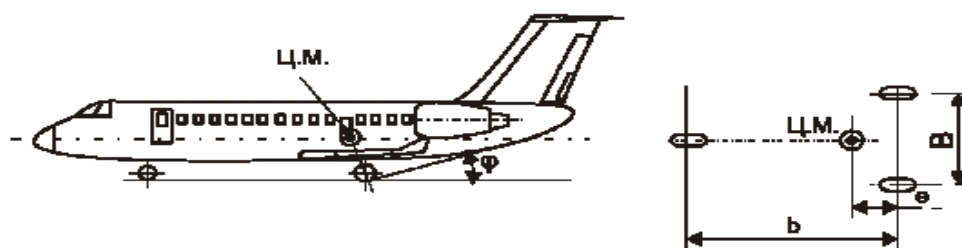


Рисунок 1.30 - Трьохопрна схема шасі з носовою стойкою

На проектуваному літаку використовується балкова КСС, який убирається вперед проти напрямку польоту. Балкова схема шасі є найбільш простою за конструкцією й компактною. Стойки закріплені шарнірно й фіксуються спеціальним замком або упором. У площині ух стойки працюють як двоопорні балки, у площині уз - як консольні балки, затиснені у вузлі навішання

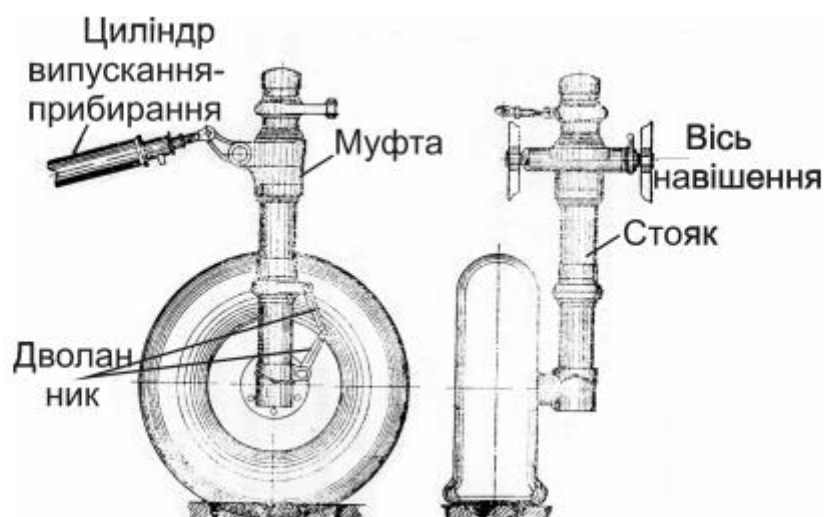


Рисунок 1.31 - Схема телескопічної стойки шасі

У телескопічному стояку колеса закріплено безпосередньо на штоку амортизатора. Такий стояк амортизує навантаження, що діють тільки вздовж його осі. Від сил, нормальних до осі стояка, амортизатор не обтискується. Унаслідок цього лобовий удар сприймає вигин стояка, і на конструкцію передаються великі навантаження. Щоб покращити роботу амортизатора, телескопічні стояки іноді встановлюють під деяким кутом до вертикалі (уперед на $12...15^\circ$).[20]

Визначення стоянкових, експлуатаційних і розрахункових навантажень, що діють на елементи конструкції шасі. Побудова еюр зусиль у всіх елементах шасі.

Розраховується стоянкове навантаження на опори шасі (1.25)

$$P_{ст.} = m_0 * g \quad (1.25)$$

Де, $m_0 = 8360$ кг – максимальна злітна маса, кг.

$g = 9.81 \frac{m}{c^2}$ - прискорення вільного падіння

$$P_{ст.} = 8360 * 9,81 = 82011,6 \text{ Н}$$

Розраховується стояночне навантаження на носову опору(формула 1.26)

$$P_{ст,нос} = P_{ст} * \frac{\Delta\%}{100\%} \quad (1.26)$$

Де $\Delta\%$ - навантаження яка приходить на аносову сійку шасі

Приймаємо $\Delta\% = 10\%$

$$P_{ст,нос} = 82011,6 * \frac{10\%}{100\%} = 8201,16 \text{ Н}$$

Розрахуємо експлуатаційні та розрахункові навантаження.

Експлуатаційне навантаження P^e – це максимальне навантаження яке можливо в експлуатації. Такі навантаження бувають доволі рідко, проте вони можлива. При дії експлуатаційного навантаження в конструкції не повинні виникати залишкові пластичні деформації. (1.27)

$$P^e = n_e * P_{ст,нос} \quad (1.27)$$

Де, $n_e = 1.5$ коефіцієнт експлуатаційного перенавантаження (АП-23)

$$P^e = 1,5 * 8201,16 = 12301,74 \text{ Н}$$

Розрахункове навантаження P_p повинно відповідати навантаженню яке приводить до руйнування конструкції. Це навантаження треба враховувати при проектуванні конструкції. Величину P_p знаходять шляхом множенням експлуатаційного навантаження на коефіцієнт безпеки [20]

$$P_p = P^e * f \quad (1.28)$$

Де $f = 1.5$ – коефіцієнт безпеки

$$P_p = 12301,74 * 1,5 = 18452,61 \text{ Н}$$

Навантаження окремих конструктивних елементів стояків шасі визначається двома основними факторами: навантаженнями, прикладеними до опорного елемента і зумовленими розрахунковими випадками; конструктивно-силовою схемою самого стояка та формою підвіски опорного елемента.[20]

У балковій конструкції стояк працює як консольна балка, навантажена крім осьових сил ще й згинальним моментом.

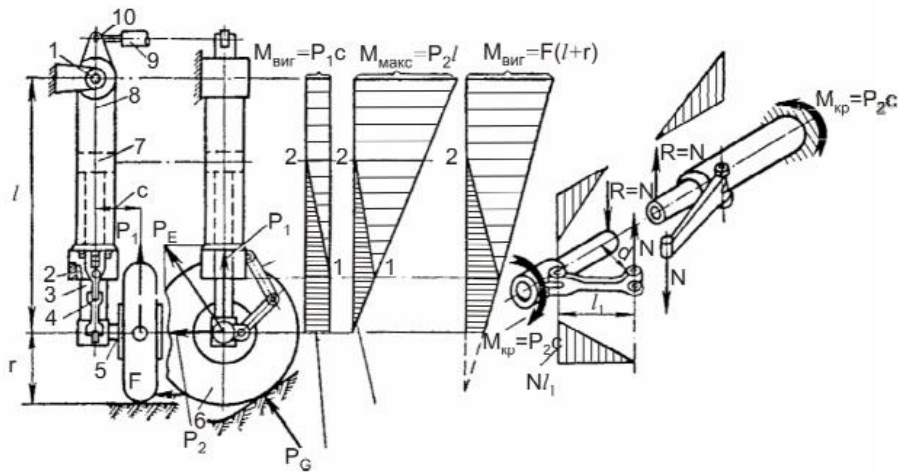


Рисунок 1.32 - Схема навантаження конструктивних елементів

Під дією сили P_1 стояк навантажується осьовими зусиллями й постійним згинальним моментом P_{1c} . Під дією сили P_2 стояк навантажується моментом P_{2i} і прагне повернутися навколо повздовжньої осі від моменту P_{2c} . Для запобігання цьому повертанню встановлено дволанник. Цей конструктивний елемент, який іноді називають шліц-шарніром, забезпечує осьове переміщення штока всередині циліндра під час роботи амортизатора й запобігає повертанню штока й закріпленого на ньому колеса навколо осі стояка. Крутильний момент від сили P_2 через вигин дволанника передається зі штока на циліндр стояка. [20]

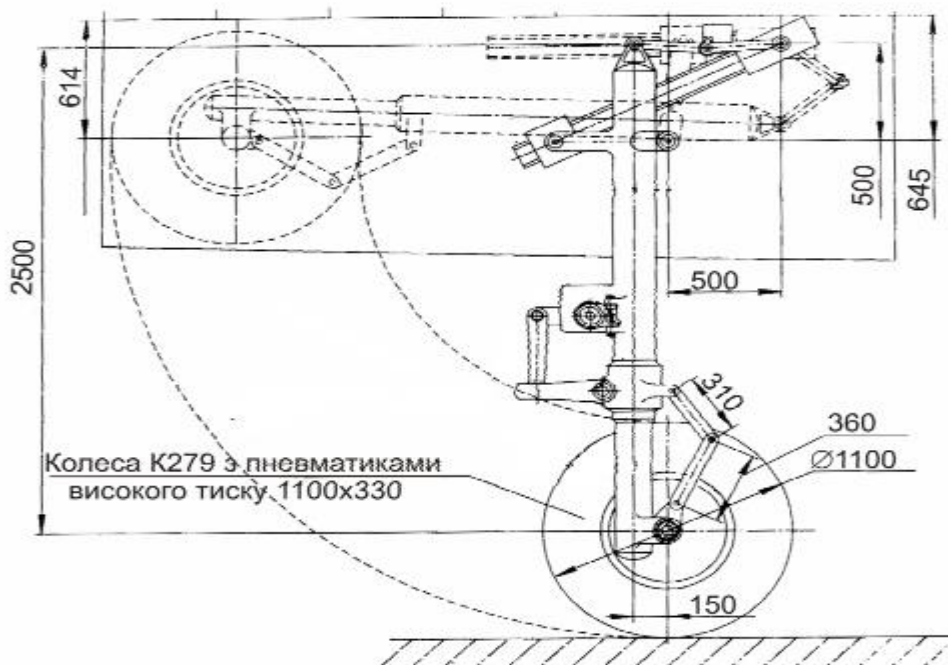


Рисунок 1.33 - кінематична схема випуску-прибирання шасі

Підбір типу та розмірів опорних елементів. Визначення вихідних (потрібних) енергосилових та геометричних параметрів, вибір типу амортизатору

Опорні елементи, як і стояки й амортизатори, є одним з основних агрегатів шасі. Їхня маса становить приблизно одну третину від маси шасі, та їх вплив на ресурс шасі є вирішальним.[20]

У якості опорних елементів носової стойки шасі на проектуваному літаку приймають колеса, які забезпечують нормальні експлуатацію літака як з штучним покриттям, так із ґрунтовим. Їх особливості [20]:

- Малий опір руху при розбігу та під дією тертя відносно великого опору при посадці;
- Добра керованість;
- Великі габарити коліс ускладнюють їх прибирання, підіймання тиску в пневматиках призводить до зменшенню габаритів, проте погіршує проходимість.
- Низький ресурс резинокордних протекторів колес
- Гашення енергії ударів

Основним параметром при визначенні характеристик шин являється розрахована розрахункове навантаження на колесо $P_p = 18452,61 \text{ Н}$

Використовуючи таблицю 5.2 [21] та значення $P_p = 18452,61 \text{ Н}$, вибираємо модель та характеристики носової шини. Заносимо характеристики шин до табл. 1.19

Таблиця 1.19 – Характеристика шин

Позначення	Модель	Норма шаруватості	Виконання	Протектор		Посадковий діаметр, мм	Маса шини, кг	Стоячне навантаження, Н	Призначення.
				Виконання	Тип риси				
660x200	ПА	14	Камерна	Шаруватий, армований кордом	Повздовжні канавки	333,5	16,8	20600	Носова

Амортизація шасі служить для поглинання та розсіювання енергії ударів, яки потерпає літак в момент приземлення та при руху по нерівномірному аеродромі [20].

Но проектуваному шасі в якості амортизатора використовується плунжерний однокамерний амортизатор. У процесі посадки літака або його руху

по нерівній поверхні аеродрому колеса шасі сприймають ударні навантаження, які передаються на амортизатори у вигляді сили P_a [20]

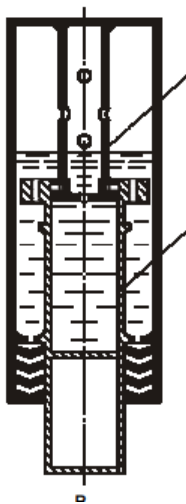


Рисунок 1.34 - схема плунжерного однокамерного амортизатора

Розрахунок потрібної енергоємності амортизатора:

Експлуатаційна робота приймається одним стояком шасі та знаходиться за формулою (1.29)

$$A_{СТ}^E = z \cdot A_{ПН}^E + \chi \cdot A_{ам}^E \quad (1.29)$$

Де z – кількість пневматиків на опорі;

$A_{ам}^E$ – робота, яка поглинається одним амортизатором;

χ – кількість амортизаторів на стояку.

У такому випадку величина потрібної енергоємності амортизатора визначається (1.30)

$$A_{ам}^E = (A_{СТ}^E + z \cdot A_{ПН}^E) / \chi \quad (1.30)$$

Амортизація шасі повинна поглинати роботу у процесі вертикального центра мас літака при посадці від моменту дотику землі до повного погашенню вертикальної швидкості.[20]

В момент дотику колесами землі, літак має кінетичну енергію, яку знаходять за формулою (1.31)

$$W = \frac{1}{2} \cdot m_{Пос} \cdot V_y^2 \quad (1.31)$$

Де $m_{Пос}$ – посадкова маса літака;

V_y^2 – вертикальна швидкість літака в момент його парашутування.

Додатково до кінетичної енергії амортизація шасі повинна сприйняти роботу опускання частини маси літака, яка не врівноважена підйомною силою, на величину обтискання амортизації $H_{ам}$:

$$A = \beta \cdot m_{ПОС} \cdot H_{ам}$$

З огляду на великі труднощі при обчисленні V_y^2 та $H_{ам}$ в РДК дані рекомендації по визначенню експлуатаційної роботи A^E , яка використовується у розрахунках:

$$A^E = \frac{m_{РЕД} \cdot V_y^2}{2} \quad (1.32)$$

Де $m_{РЕД}$ – скорочена маса, тобто частина літака, енергію якої здатна поглинути одна стійка шасі;

V_y^2 – приведена вертикальна швидкість літака в момент приземлення, що отримана на підставі теоретичних та експериментальних вишукувань.

Робота амортизації шин складається з роботи амортизаторів та шин:

$$A^E = A_{ам}^E + i \cdot A_{МД} \quad (1.33)$$

Де $A_{ам}^E$ – робота, поглинута амортизатором при експлуатаційному стиску;

i – кількість колес на одному стоякові;

$A_{МД}$ – робота шини при максимально допустимому ударному навантаженні на колесо.

У випадку грубої посадки літака:

$$A^{max} = A_{ам}^{max} + i \cdot A_{ПО} \quad (1.34)$$

Де $A_{ам}^{max}$ – робота, поглинута амортизатором при максимально допустимому його стискові;

$A_{ПО}$ – робота шини при граничному його стискові.

Визначення геометричних розмірів виконується з конструктивних міркувань, а саме за допомогою креслення КСС проектувального літака, на якому розміщується ніша шасі. Вони повинні мати мінімальні геометричні розміри, бо вони визначають габаритні розміри ніші шасі.

Проектувальний розрахунок амортизатора , визначення амортизатора, розмірів штока та циліндра, об'єми рідини та газу, тиску зарядження і т.д.

Експлуатаційний хід штока амортизатора.

Амортизатор поглинає експлуатаційну роботу:

$$A_{ам}^E = S^E \cdot P_{ам}^E \cdot \eta^E \quad (1.35)$$

Де S^E – експлуатаційний хід штока амортизатора;

$P_{ам}^E$ – зусилля в амортизаторі за умови сприйняття експлуатаційної роботи;

η^E – коефіцієнт повноти діаграми стискання амортизатора за умови сприйняття роботи $A_{ам}^E$.

Зусилля $P_{ам}^E$ розраховуємо за формулою:

$$P_{ам}^E = \frac{n^E \cdot z \cdot P_{ст\ пос}^K \cdot \varphi^E}{\chi} \quad (1.36)$$

Де n^E – коефіцієнт експлуатаційного перевантаження;

φ^E – передаточна кількість при обході поршня S^E .

Отримаємо залежність для визначення експлуатаційного ходу штока амортизатора:

$$S^E = (\chi \cdot A_{ам}^E) / (n^E \cdot z \cdot P_{ст\ пос}^K \cdot \varphi^E \cdot \eta^E) \quad (1.37)$$

Виходячи з конструктивних міркувань приймаємо хід штока амортизатора дорівнює $S^E = 350$ мм.

Конструктивний хід S_K – це максимальне допустиме стискання амортизатора:

$$S_K = S^E + (2 \dots 3 \text{ мм})$$

Запас ходу потрібен задля гарантії в експлуатації розрахункової величини під час відповідних відхилень розмірів від номінальної величини під час виготовлення та складання амортизатора. [20]

$$S_K = 353 \text{ мм}$$

Об'єм газової камери V_0 визначається за формулою політропного процесу:

$$V_0 = V^E \cdot \left(\frac{P^E}{P_0} \right)^K \quad (1.38)$$

Де K – показник політропи;

P_0 – початковий тиск газу в амортизаторі;

P^E – експлуатаційний тиск газу.

Враховуючи, що:

$$V^E = V_0 - F^r \cdot S^E$$

Остаточного маємо вираз для визначення об'єму газової камери:

$$V_0 = \frac{F^r \cdot S^E}{1 - \left(\frac{n_0 \cdot \varphi_0}{n_E \cdot \varphi_E}\right)^{1/K}} \quad (1.39)$$

Для амортизаторів, які працюють на осьові навантаження та згин, важко забезпечити надійне ущільнення між штоком та циліндром. Тому для них встановлено оптимальний тиск газу до 10 МПа, чому відповідає початковий тиск газу. [20]

$$P_0 = 1,5 \dots 3 \text{ МПа}$$

Беремо $P_0 = 2,5 \text{ МПа}$.

Розрахуємо зовнішній діаметр штока $D_{шт}$ та внутрішній діаметр циліндра $d_{ц}$.

Так як ущільнення розташоване нерухомо на циліндрі, то:

$$D_{шт} = 2 \cdot \left(\frac{F_r}{\pi}\right)^2$$

$$d_{ц} = D_{шт} + 2 \cdot \delta_{упл}$$

Де F_r – площа, де газ впливає на шток амортизатора.

За відсутності площини F_r , виходячи з конструктивних міркувань приймаємо внутрішній діаметр циліндра $d_{ц} = 280 \text{ мм}$, а внутрішній діаметр штока $d_{шт} = 140 \text{ мм}$.

Конструювання елементів конструкції амортизатора, діаметрів та товщини стінок циліндра, штока та плунжера, площини та діаметрів отворів для протікання рідини на прямому та зворотному ході, конструкції бокса, герметизації, вузлів з'єднання амортизатора з іншими елементами шасі, конструкції зарядних штуцерів, тощо.

Товщина стінок штока $\delta_{шт}$ та циліндра $\delta_{ц}$ визначаються при розрахунках амортизатора на міцність. В ескізному проектуванні можна задаватися величинами $\delta_{шт}$ та $\delta_{ц}$. У нижній частині циліндра, де кріпляться ущільнення та направляюча бокса, зовнішній діаметр виконується на 8...12 см, а внутрішній – на 6...10 мм більше відповідного діаметра решти циліндра.[20]

Приймаємо $\delta_{шт} = 10 \text{ мм}$

$$\delta_{ц} = 12 \text{ мм}$$

При цьому зовнішній діаметр циліндра $D_{ц} = 320 \text{ мм}$, внутрішній діаметр штока $D_{шт} = 160 \text{ мм}$.

Товщина днища рідинного колодезя $\delta_{дн}$ знаходиться із умови міцності та жорсткості рідкісної камери $\delta_{ц} = 2 \cdot \delta_{шт}$.

$$\delta_{ц} = 2 \cdot \delta_{шт} = 20 \text{ мм}$$

Глибина рідинного колодязя на штоку $H_{\text{Ж}}$ – це відстань від нижнього кінця поршня до днища колодязя амортизатора в нестиснутому амортизаторі:

$$H_{\text{Ж}} = (0,95 \dots 1,25) \cdot S_{\text{К}}$$

$$H_{\text{Ж}} = 0,95 \cdot 350 = 332,5 \text{ мм}$$

Висота направляючих букс $h_{\text{Б}}$ залежить від типу амортизатора та величини навантаження букси. У амортизатора, який не навантажений боковими силами, висота $h_{\text{Б}} = (0,3 \dots 0,4)D_{\text{ц}}$.

$$h_{\text{Б}} = 0,4 \cdot 320 = 128 \text{ мм}$$

Рівень рідини в амортизаторі повинен бути на величину $h_{\text{Ж}}$ більше верхньої букси штока задля гарантії запобігання гідравлічного удару за умови роботи амортизатора.

$$h_{\text{Ж}} = 3 \dots 5 \text{ мм}$$

Висновки

1. У даній розрахунково-графічній роботі виконано проектування носової стойки шасі літака який відповідає Нормам Льотної Придатності та загальним технічним вимогам щодо злітно-посадкових пристроїв. Вибрана схема розміщення й обгрунтовано кінематичну та конструктивно силову схему.

2. Розраховані стоянкові, експлуатаційні та розрахункові навантаження, що діють на елементи конструкції шасі. Побудовано епюри зусиль у всіх елементах шасі (N , $M_{\text{КР}}$, $M_{\text{ВИГ}}$).

3. Підібрано тип та розмір опорних елементів. Визначено вихідні енергосилові та геометричні параметри.

4. Обрано тип амортизатора. Проведено проектувальний розрахунок амортизатора, визначено діаметр та хід амортизатора, розміри штока та циліндра, об'єм рідини та газу, тиску зарядження

5. Виконано проектувальний розрахунок елементів конструкції амортизатора, діаметрів і товщини стінок циліндра, штока та плужнера, площ і діаметрів отворів для перетікання рідини на прямому й зворотному ході, конструкції букс, герметизації, вузлів з'єднання амортизатора з іншими елементами шасі, конструкції зарядних штуцерів.

1.4.3 Розробка конструкції кріплення двигуна

Аналіз схем системи кріплення двигуна та конструктивних особливостей їх виконання на літак заданого типу

Авіаційні силові установки (СУ) призначені для створення сили тяги, забезпечення енергією ряду систем, а також для вирішення деяких спеціальних завдань.[21]

СУ уявляють собою сукупність двигунів та систем, які забезпечують функціонування двигунів на усіх режимах роботи (по числу Маха польоту,

висоті Н, температурі повітря Т, положення важеля управління двигуном (ВУД) і т. д.), що допущені для цього літального апарату (ЛА)

У залежності від розміщення двигуна на літаку СК сильно відрізняються одна від одної. Системи кріплення ТРД(Д) звичайно виконують за фермовою або фермово-балковою КСС. Варто зауважити, що у даному разі ферми звичайно уявляють собою окремі стрижні. У купі вони забезпечують геометричну незмінність СК.[21]

Розрахунок кріплення ТРДД на пілоні до хвостової частини фюзеляжу

Вихідні данні:

- КСС кріплення ТРДД
- Маса двигуна $m_{дв} = 700$ кг
- Тяга двигуна $P_0 = 32000$ Н
- Максимальне експлуатаційне вертикальне перевантаження $n_{max}^e = 2.69$.

Проектувальній розрахунок виконується для розрахункового випадку Ад+Тд

Маса силової установки

$$m_{cy} = (1.2 \dots 1.6)m_{дв} = 1.5 * 700 = 1050 \text{ кг}$$

Тригонометричні функції обчислюємо за схемою кріплення

$$\alpha = \arctg\left(\frac{t-d}{b+c}\right) = \arctg\left(\frac{0.635-0.25}{0.924+0.190}\right) = 19.065^\circ$$

$$\beta = \arctg\left(\frac{m-i}{b+c}\right) = \arctg\left(\frac{0.430-0.220}{0.924+0.190}\right) = 10.67^\circ$$

$$\varepsilon = \arctg\left(\frac{f-e}{h-g}\right) = \arctg\left(\frac{0.22-0.150}{0.639+0.380}\right) = 15.123^\circ$$

$$\delta = \arctg\left(\frac{2n}{t-p}\right) = \arctg\left(\frac{2 \cdot 0.150}{0.635+0.257}\right) = 38.503^\circ$$

Коефіцієнт безпеки для випадків Ад+Тд $f=1.5$. Розрахункове вертикальне інерційне навантаження

$$P_Y^P = fP_Y^{\exists} = f(n_{max}^{\exists} g m_{cy}) = 1.5 \cdot 2.69 \cdot 9.81 \cdot 1050 = 41562.517 \text{ Н}$$

Розрахункова тяга двигуна

$$P_X^P = fP_0 = 1.5 \cdot 32000 = 48000 \text{ Н}$$

Вибір та обґрунтування схеми кріплення двигуна

Ступінь статичної невизначеності системи дорівнює одиниці

Оскільки система є несиметричною, то в кожному поясі необхідно прикладати дві інтегральні реакції (вертикальні та горизонтальні). Позначимо

інтегральні реакції як $R_{AV}, R_{AH}, R_{BV}, R_{BH}, R_C$, вони містять у собі всі реакції від кріплення двигуна, що лежать у площині свого поясу перпендикулярно до площини XOY . [21]

Розглядаючи двигун як балку на двох опорах у просторі, визначимо ці 5 інтегральних реакцій. Ми маємо 5 змінних і можемо записати 5 рівнянь рівноваги. Зручно використовувати суму проекцій на вісь Ox і дві суми моментів навколо осей Oz і Oy , що проходять через точки A і B . Оскільки ці рівняння дають нам тільки 1 змінну в кожному рівнянні. [21]

$$\begin{aligned}\Sigma X &= P_X^P - R_C \cos(\alpha) = 0 \\ \Sigma M_A^B &= R_C [d \cos(\alpha) + (b + c) \sin(\alpha)] - R_{AH}(a + b) = 0 \\ \Sigma M_Y^A &= R_C [d \cos(\alpha) - (a - c) \sin(\alpha)] - R_{BH}(a + b) = 0\end{aligned}\quad (1.40)$$

$$\begin{aligned}\Sigma X &= P_X^P - R_C \cos(\alpha) = 0 \\ \Sigma M_A^B &= R_C [d \cos(\alpha) + (b + c) \sin(\alpha)] - R_{AH}(a + b) = 0 \\ \Sigma M_Y^A &= R_C [d \cos(\alpha) - (a - c) \sin(\alpha)] - R_{BH}(a + b) = 0\end{aligned}$$

$$R_C = \frac{P_X^P}{\cos(\alpha)} = \frac{48000}{0.9451} = 50788.276 \text{ H}$$

$$\begin{aligned}R_{AH} &= \frac{R_C (d \cos(\alpha) + (b + c) \sin(\alpha))}{a + b} \\ &= \frac{50788.278((0.25 \cdot 0.9451) + (0.924 + 0.190) \cdot 0.326)}{0.423 + 0.924} \\ &= 22590.889 \text{ H}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}R_{BH} &= \frac{R_C (d \cos(\alpha) - (a - c) \sin(\alpha))}{a + b} \\ &= \frac{50788.278((0.25 \cdot 0.9451) - (0.924 - 0.190) \cdot 0.326)}{0.423 + 0.924} \\ &= 6033.496 \text{ H}\end{aligned}$$

Для перевірки використаємо рівняння рівноваги в проекції на горизонталь

$$\begin{aligned}\Sigma Z &= -R_{AH} + R_{BH} + R_C \sin(\alpha) = -22590.889 + 6033.496 + 16589.513 \\ &= 32.49\end{aligned}$$

Похибка дорівнює $0.009\% < 5\%$

Виконуючи теж саме у вертикальній площині, маємо

$$\begin{aligned}\Sigma M_Z^B &= P_Y^P b - R_{AV}(a + b) = 0 \\ \Sigma M_Z^A &= P_Y^P a - R_{AV}(a + b) = 0 \\ \Sigma M_Z^B &= P_Y^P b - R_{AV}(a + b) = 0 \\ \Sigma M_Z^A &= P_Y^P a - R_{AV}(a + b) = 0\end{aligned}\quad (1.41)$$

$$R_{AV} = P_Y^P \frac{b}{a+b} = 41562.517 \cdot \frac{0.924}{1.374} = 28500.0116 \text{ H}$$

$$R_{BV} = P_Y^P \frac{a}{a+b} = 41562.517 \cdot \frac{0.4235}{1.374} = 13062.505 \text{ H}$$

Для перевірки використаємо рівняння рівноваги в проекції на вертикаль

$$\Sigma Z = R_{AV} + R_{BV} + P_Y^P = 28500.0116 + 13062.505 - 41562.517 = 0.004$$

Записуючи рівняння рівноваги для стрижнів 6 і 7 у проекціях на повздовжню вісь, що лежить у їхній площині на вигляді А та приблизно вважаючи, що зусилля розподіляються симетрично, одержимо зусилля в стрижнях 6 та 7[21]

$$\Sigma X_{67} = R_C - (S_6 - S_7)\cos(\beta) = 0$$

$$S_6 = S_7 = \frac{R_C}{2\cos(\beta)} = \frac{50788.276}{2 \cdot 0.9827} = 25841.1905 \text{ H}$$

Розглядаючи переріз А-А, прикладаємо ті ж інтегральні вертикальну й горизонтальну реакції в протилежних напрямках. У цьому випадку маємо систему сил загального вигляду із двома невідомими зусиллями в стрижнях 1 і 2 та можемо записати три рівняння рівноваги. Однак зусилля в стрижнях 1 та 2 необхідно визначити тільки з рівняння рівноваги в проекціях, тому що стрижні 1 і 2 не можуть сприймати крутний момент. З рівняння моментів знайдемо цей крутний момент і пізніше прикладемо його у зворотному напрямку до перерізів В-В[21]

$$\Sigma Y = (S_2 - S_1)\sin(\varepsilon) - R_{AV} = 0$$

$$\Sigma Z = (S_1 + S_2)\cos(\varepsilon) + R_{AH} = 0$$

$$\Sigma M_{XA} = (S_1 - S_2)[f\cos(\varepsilon) + g\sin(\varepsilon)] + M_x = 0$$

$$S_1 = \frac{1}{2} \left[\frac{-R_{AH}}{\cos(\varepsilon)} - \frac{R_{AV}}{\sin(\varepsilon)} \right] = \frac{1}{2} \left[\frac{-22590.888}{0.965} - \frac{28500.0116}{0.2608} \right] = -66344.716 \text{ H}$$

$$S_2 = \frac{1}{2} \left[\frac{-R_{AH}}{\cos(\varepsilon)} + \frac{R_{AV}}{\sin(\varepsilon)} \right] = \frac{1}{2} \left[\frac{-22590.888}{0.965} + \frac{28500.0116}{0.2608} \right] = 42934.469 \text{ H}$$

$$M_x = -(S_1 - S_2)[f\cos(\varepsilon) + g\sin(\varepsilon)]$$

$$= -(-66344.716 - 42934.469) \cdot [0.220 \cdot 0.965 + 0.380 \cdot 0.2608]$$

$$= 7290.044 \text{ Нм}$$

Підставивши отриманні реакції у вихідну систему можна переконатися, що вона задовольняється.

Розглядаючи переріз В-В, маємо:

$$\Sigma Y = S_5\sin(\delta) - R_{BV} = 0$$

$$\Sigma Z = S_3 + S_4 + S_5\cos(\delta) - R_{BH} = 0$$

$$\Sigma M_{XB} = (S_3 - S_4)n - S_5[n \cdot \cos(\delta) + p\sin(\delta)] - M_x = 0$$

$$S_5 = \frac{R_{BV}}{\sin(\delta)} = \frac{13062.505}{0.6225} = 20983.9 \text{ H}$$

$$S_3 = \frac{1}{2} \left[R_{BH} - R_{BV} \left(\frac{\cos(\delta)}{\sin(\delta)} - \frac{n \cos(\delta) + p \sin(\delta)}{n \sin(\delta)} \right) + \frac{M_x}{n} \right]$$

$$= \frac{1}{2} \left[6033.496 - 13062.505 \left(\frac{0.782}{0.6225} - \frac{0.1173 + 0.1605}{0.093375} \right) + \frac{7290.044}{0.150} \right] = 19272.057 \text{ H}$$

$$S_4 = \frac{1}{2} \left[R_{BH} - R_{BV} \left(\frac{\cos(\delta)}{\sin(\delta)} + \frac{n \cos(\delta) + p \sin(\delta)}{n \sin(\delta)} \right) - \frac{M_x}{n} \right]$$

$$= \frac{1}{2} \left[6033.496 - 13062.505 \left(\frac{0.782}{0.6225} + \frac{0.1173 + 0.1605}{0.093375} \right) - \frac{7290.044}{0.150} \right] = -48917.123 \text{ H}$$

Підставивши отриманні реакції у вихідну систему можна перекоонатися, що вона задовольняється.

Визначення навантажень і вибір матеріалу для силових елементів системи кріплення двигуна

Призначають матеріал стрижнів кріплення двигуна - сталь 30ХГСА з межею міцності $\sigma_b = 1200$ МПа.

Розрахункові напруження при розтягуванні для стрижнів, з урахуванням концентрації напружень

$$\sigma_P^P = K_P \sigma_b = 0.9 \cdot 1200 = 1080 \text{ МПа}$$

Напруження місцевої втрати стійкості для трубчастого перерізу при чистому стиску

$$\sigma_L^E = \frac{K \cdot E}{R/\delta} = 2K \cdot E \left(\frac{D-d}{D+d} \right) = 2K \cdot E \left(\frac{1-\alpha}{1+\alpha} \right) \quad (1.42)$$

Прийmemo $\alpha=0.85$

$$\sigma_M = \sigma_b + \frac{1+v}{1+v+v^2}; K = 0.18$$

$$\sigma_M^E = 2 \cdot 0.18 \cdot 2.1 \cdot 10^5 \left(\frac{1-0.85}{1+0.85} \right) = 6129.73 \text{ МПа}$$

$$v = \frac{1200}{61297.3} = 0.1957$$

$$\sigma_M = 1200 \frac{1+0.1958}{1+0.1958+0.1958^2} = 1162.73 \text{ МПа.}$$

Напруження місцевої втрати стійкості приймаємо як розрахункові навантаження при стиску.

Зовнішній діаметр перерізу кожного розтягнутого й стислого стрижня визначається по відповідній формулі

$$D_{IP} = \sqrt{\frac{4 \cdot S_{IP}}{\pi(1-\alpha_i^2)\sigma_P}}; D_{IC} = \sqrt{\frac{4 \cdot S_{IC}}{\pi(1-\alpha_i^2)\sigma_M}}; \quad (1.43)$$

Зовнішні діаметри перерізів стислих стрижнів можна також отримати з умови загальної втрати стійкості:

$$D_{I0} = \sqrt[4]{\frac{64(\mu l)^2 S_{ic}}{\pi^3 E (1 - \alpha_i^4)}} \quad (1.44)$$

Довжини стрижнів визначаємо по кресленню:

$$l_1 = \sqrt{(f - e)^2 + (h - g)^2} = \sqrt{(0.220 - 0.150)^2 + (0.6393 - 0.380)^2} = 0.2685 \text{ м}$$

$$l_2 = l_1 = 0.2685 \text{ м}$$

$$l_3 = t - p = 0.635 - 0.2579 = 0.3771 \text{ м}$$

$$l_4 = l_3 = 0.3771 \text{ м}$$

$$l_5 = \sqrt{(2n)^2 + (t - p)^2} = \sqrt{(0.03)^2 + (0.3771)^2} = 0.4818 \text{ м}$$

$$l_6 = \sqrt{(b + c)^2 + (t - d)^2 + (m - i)^2} = \sqrt{(0.924 + 0.190)^2 + (0.635 - 0.250)^2 + (0.4303 - 0.220)^2} = 1.1972 \text{ м}$$

$$l_7 = l_6 = 1.1972 \text{ м}$$

Результати цих розрахунків зручно представити у вигляді таблиці(1.11) мм

Таблиця 1.19 – Результати розрахунків

Ел .	З умови розтягнення	З умови місцевої стійкості	З умови загальної стійкості	Стандартний зовнішній	Розрахунковий внутрішній	Стандартний внутрішній
1	0	16.184	17.716	18	15,3	15,2
2	13.509	0	0	14	11,9	12
3	14.373	0	0	15	12.75	13
4	0	13.897	19.45	20	17	17
5	9.4	0	0	10	8,5	8
6	10.48	0	0	11	9.35	9
7	10.48	0	0	11	9.35	9

Для кожного стрижня із трьох розрахункових зовнішніх діаметрів обираємо і округляємо його до найближчого більшого стандартного.

Множачи стандартні зовнішні діаметри на коефіцієнт α , одержимо розрахункові внутрішні діаметри.

Округляємо їх до найближчих менших стандартних.

Визначення геометричних параметрів і розробка конструкції силових елементів системи кріплення двигуна

Таблиця 1.20 – Вхідні данні

Ел .	зв'язок	Мат	D,м	d,мм	X _д ,м	У _д ,мм	Z _д ,мм	X _с ,м	У _с ,мм	Z _с ,мм
1	1	5	18	15.2	423.5	220	380	423.5	150	639.335
2	1	5	14	12	423.5	-220	380	423.5	-150	639.335
3	1	5	15	13	-924	150	257.92	-924	150	635
4	1	5	20	17	-924	-150	257.92	-924	-150	635
5	1	5	10	8	-924	-150	257.92	-924	150	635
6	1	5	11	9	190	430.435	250	-924	220	635
7	1	5	11	9	190	-430.43	250	-924	-220	635

Результаты расчёта системы крепления двигателя

Имя пользователя	Пузанов А.О.
Академическая группа	140

Исходные данные для расчёта нагрузок Таблица П1.1

Наименование величин	разм.	значение
Масса двигателя с агрегатами M_c	кг	1050
Тип двигателя		ТРД, ТРДД
Максимальная тяга двигателя P	Н	32000
Максимальная эксплуатационная перегрузка N_{ma}		2.5
Минимальная эксплуатационная перегрузка N_{mi}		-2
Двигатели расположены на		ФЮЗЕЛЯЖЕ
Площадь крыла S_k	м ²	24
Эксплуатационная боковая перегрузка n		1.33
Момент инерции вращающихся частей двигателя J	кг*м ²	0
Число оборотов вращающ. частей двигателя	об/мин	15000
Расчётная масса самолёта	кг	8500
Максимальный коэффициент подъёмной силы $C_{y_{ma}}$		1.2
Минимальный коэффициент подъёмной силы $C_{y_{mi}}$		-1.1
Максимальный коэффициент боковой силы $C_{z_{ma}}$		1
Максимальная скорость полёта V_{ma}	км/ч	800
Высота полёта при расчёте гироскоп. моментов	м	10000
Коэффициент концентрации напряжений $K_{кон}$		0.9

Параметры расчётной схемы Таблица П1.2

N эл.	связь	материал	D, мм	d, мм	Xd, мм	Yd, мм	Zd, мм	Xa, мм	Ya, мм	Za, мм
1	1	5	18	15	423	220	380	423	150	639
2	1	5	16	12	423	-220	380	423	-150	639
3	1	5	20	10	-924	150	257	-924	150	635
4	1	5	24	17	-924	-150	257	-924	-150	635
5	1	5	20	8	-924	-150	257	-924	150	635
6	1	5	35	30	190	430	250	-924	220	635
7	1	5	35	30	190	-430	250	-924	-220	635

Координаты центра масс двигателя, мм: $X_c = 0$, $Y_c = 0$, $Z_c = 0$.

Используемые материалы Таблица П1.3

N мат.	Предел прочности, МПа	Модуль упругости, МПа	Коэффициент Пуассона	Плотность, кг/м ³
5	1200	200000	0.3	7.85

Расчётные нагрузки системы крепления Таблица П1.4

Расч. случай	R_x , Н	R_y , Н	R_z , Н	M_x , Нм	M_y , Нм	M_z , Нм
A	0	-38613.7	0	0	0	0
A'	-3899.98	-38999.8	0	0	0	0
D	0	30890.9	0	0	0	0
D'	-3119.99	31199.9	0	0	0	0
Еш	-10194	-33980	0	0	0	0
R1ш	0	-25485	-10194	0	0	0
H	0	-20594	27390	0	0	0
M	0	0	0	0	0	0
T	64000	-20594	0	0	0	0
A+M	0	0	0	0	0	0
A+T	48000	-38613.7	0	0	0	0

Продолжение таблицы П1.4

Расч. случай	$R_x, Н$	$R_y, Н$	$R_z, Н$	$M_x, Нм$	$M_y, Нм$	$M_z, Нм$
Н+М	64000	-20594	27390	0	0	0

Усилия в силовых элементах

Таблица П1.5

Расч. случай	N эл.	$R_x, Н$	$R_y, Н$	$R_z, Н$	$M_x, Нм$	$M_y, Нм$	$M_z, Нм$
А	1	0	0	-30531.90	0	0	0
	2	0	0	30531.904	0	0	0
	3	0	0	51109.549	0	0	0
	4	0	0	-95039.32	0	0	0
	5	0	0	56083.741	0	0	0
	6	0	0	34728.646	0	0	0
	7	0	0	-34728.64	0	0	0
А'	1	0	0	-29899.64	0	0	0
	2	0	0	31804.129	0	0	0
	3	0	0	51422.199	0	0	0
	4	0	0	-96261.18	0	0	0
	5	0	0	56618.065	0	0	0
	6	0	0	32955.108	0	0	0
	7	0	0	-37146.41	0	0	0
D	1	0	0	24425.523	0	0	0
	2	0	0	-24425.52	0	0	0
	3	0	0	-40887.63	0	0	0
	4	0	0	76031.457	0	0	0
	5	0	0	-44866.99	0	0	0
	6	0	0	-27782.91	0	0	0
	7	0	0	27782.917	0	0	0
D'	1	0	0	25419.843	0	0	0
	2	0	0	-23896.25	0	0	0
	3	0	0	-41455.27	0	0	0
	4	0	0	76574.595	0	0	0
	5	0	0	-45336.87	0	0	0
	6	0	0	-29757.40	0	0	0
	7	0	0	26404.362	0	0	0
Eш	1	0	0	-24417.36	0	0	0
	2	0	0	29395.432	0	0	0
	3	0	0	44457.694	0	0	0
	4	0	0	-84344.18	0	0	0
	5	0	0	49284.391	0	0	0
	6	0	0	25017.668	0	0	0
	7	0	0	-35973.15	0	0	0
R1ш	1	0	0	-16497.22	0	0	0
	2	0	0	23740.900	0	0	0
	3	0	0	35230.599	0	0	0
	4	0	0	-61068.32	0	0	0
	5	0	0	37073.116	0	0	0
	6	0	0	22975.829	0	0	0
	7	0	0	-22975.82	0	0	0
H	1	0	0	-26101.03	0	0	0
	2	0	0	6638.2428	0	0	0
	3	0	0	23232.698	0	0	0
	4	0	0	-55141.47	0	0	0

Продолжение таблицы П1.5

Расч. случай	N эл.	R _x , Н	R _y , Н	R _z , Н	M _x , Нм	M _y , Нм	M _z , Нм
Н	1	0	0	-26101.03	0	0	0
	2	0	0	6638.2428	0	0	0
	3	0	0	23232.698	0	0	0
	4	0	0	-55141.47	0	0	0
	5	0	0	29755.899	0	0	0
	6	0	0	18374.374	0	0	0
	7	0	0	-18374.37	0	0	0
Т	1	0	0	-31669.69	0	0	0
	2	0	0	416.44188	0	0	0
	3	0	0	30514.976	0	0	0
	4	0	0	-46232.72	0	0	0
	5	0	0	30346.410	0	0	0
	6	0	0	53325.372	0	0	0
	7	0	0	15455.314	0	0	0
А+Т	1	0	0	-42071.41	0	0	0
	2	0	0	18631.474	0	0	0
	3	0	0	53551.962	0	0	0
	4	0	0	-91698.13	0	0	0
	5	0	0	56410.052	0	0	0
	6	0	0	60831.217	0	0	0
	7	0	0	-9245.701	0	0	0
Н+М	1	0	0	-41487.05	0	0	0
	2	0	0	-9228.997	0	0	0
	3	0	0	26489.249	0	0	0
	4	0	0	-50686.55	0	0	0
	5	0	0	30190.981	0	0	0
	6	0	0	53177.802	0	0	0
	7	0	0	15602.885	0	0	0

Максимальные напряжения в элементах, МПа Таблица П1.6

Расч. случай	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
А	-392.7	347.1	216.9	-421.6	212.5	136.1	-136.1			
А'	-384.5	361.6	218.2	-427.1	214.5	129.1	-145.5			
В	314.1	-277.7	-173.5	337.3	-170.0	-108.8	108.8			
В'	326.9	-271.7	-175.9	339.7	-171.8	-116.6	103.4			
Еш	-314.0	334.2	188.7	-374.2	186.8	98.0	-140.9			
В1ш	-212.2	269.9	149.5	-270.9	140.5	90.0	-90.0			
Н	-335.7	75.5	98.6	-244.6	112.8	72.0	-72.0			
М	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0			
Т	-407.3	4.7	129.5	-205.1	115.0	208.9	60.5			
А+М	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0			
А+Т	-541.1	211.8	227.3	-406.8	213.8	238.3	-36.2			
Н+М	-533.6	-104.9	112.4	-224.9	114.4	208.3	61.1			
МАКС. напр.	326.9	361.6	227.3	339.7	214.5	238.3	108.8			

Продолжение таблицы П1.6

Расч. случай	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Кр. напр. общ.	699.8	567.7	394.2	602.9	237.5	179.3	179.3			
Кр. напр. месн.	1166.9	1185.5	1197.1	1189.7	1198.3	1155.4	1155.4			
Масса элем., кг	0.164	0.185	0.699	0.669	1.000	2.399	2.399			

Суммарная масса системы крепления двигателя = 7.51456 кг.

Для поєднання кінців стрижня з вузлами двигуна й кронштейнами планера використовують болти, гайки, шайби й шплінти.

Таблица 1.21 – Вхідні данні

№	Розрахунковий випадок	Зусилля, Н	Розрахунковий діаметр болта, мм	Прийнятий діаметр болта, мм
1	A+T	42071.4	8.084	14
2	A'	31804	7.029	10
3	A+T	53551.6	9.121	10
4	A'	96261	12.228	14
5	A'	56618	9.378	10
6	A+T	60831	9.721	10
7	A'	37146	7.596	10

Матеріал болта – 30ХГСА $\tau_{\sigma} = 410$ МПа

Висновки

Розроблена схема кріплення лівого двигуна до поперечних силових балок пілонів по двом поясам кріплення

Передній пояс складається з одного штиря та двох стрижнів що знаходяться у площині поясу. Задній пояс кріплення складається з фермової конструкції та кронштейну.

Штир переднього поясу сприймає тягу та бере участь в сприйнятті вертикального навантаження, моменту відносно поперечної осі та крутного моменту. Нахильні стрижні обох поясів сумісно повністю сприймають бокову силу й вертикальне навантаження, момент відносно поперечної осі та крутний момент. Вертикальні стрижні заднього поясу сприймають частину вертикального навантаження, моменту відносно поперечної осі та крутного моменту.

Нахильні стрижні обох поясів сприймають момент відносно вертикальної осі, викликаної силою тяги та силі реакції на сприймаючому її штирі.

Нахильні стрижні СК закріплені з одної сторони до кронштейнів, з іншої до силових балок пілону. Вертикальні стрижні розташовані поміж двох балок, одна

з яких жорстко кріпиться до задньої силової балки пілону, а інша – шарнірно до кронштейну на двигуні. Всі стрижні СК виконані регульованими та оснащені шарнірними підшипниками з обох кінців.

Штир встановлюють у гніздо попередньої силової балки пілону та фіксується посередині штифтом. На двигуні штир входить до шарнірного підшипнику по ковзній посадці.

1.4.4 Розробка компоувальної схеми силової установки літака

Вибір й обтунтування складу силової установки літака

Проблема розміщення палива на борту ЛА розпадається на ряд задач [21]:

1. Виділити об'єм для палива в планері.
2. Обчислити повний наявний об'єм палива.
3. Якщо це наявний об'єм менше ніж потрібний об'єм, повернутися до пункту 1 (для виділення додаткового об'єму).

4. Для трьох-, чотирьох- або шести-двигуневого ЛА необхідно виконати розподіл паливних баків на групи відповідно до кількості двигунів. У планері паливо зазвичай розташовується у міжлонжеронній частині крила, а за необхідності й у фюзеляжі. У військовій, а іноді й цивільній авіації, застосовуються зовнішні (підвісні) баки. У низці випадків для палива використовують об'єм міжлонжеронної частини кіля (МиГ-25, Ил-62М, Ту-204) або стабілізатора (А-300/310/330/340/380, В-747).

Якщо є витратні баки, вони мають розміщатися якнайближче до поздовжнього положення центра мас ЛА або поблизу двигунів. [21]

Багато розташовувати агрегати паливної системи (фільтри, зливні крани, витратоміри, паливомастильні теплообмінники і т. д.) поблизу друг до друга, а не уздовж усієї лінії.[21]

Розташування трубопроводів повинне забезпечувати мінімальні довжину й кількість перегинів. Необхідно також враховувати особливості конструкції ЛА (розташування силових елементів крила й фюзеляжу, кабіни, повітрозабирачів, каналів, що підводять повітря і т. д.) і загальне компоування ЛА. [21]

Трубопроводи й агрегати паливної системи в експлуатації не повинні піддаватися згину, розтягненню або крутінню. Особливо небезпечними є знакозмінні навантаження й вібрації. [21]

Якщо трубопровід переходить із одного елемента планера в інший, і ці елементи можуть рухатися по відношенню друг до друга, то цей трубопровід має бути з'єднаний рухливо.[21]

Будівельні ухили трубопроводів повинні забезпечувати стікання палива у баки або фільтри й також виключати можливість утворення газових пробок на землі й у польоті. [21]

Елементи паливної системи повинні проходити на достатній відстані від електричних пристроїв і проводів, гарячих трубопроводів і пристроїв.[21]

Під час проектування системи трубопроводів мають бути забезпечені гарний огляд і наочність паливної системи.[21]

Необхідно запобігти ушкодженням паливних трубопроводів під час посадці із прибраним шасі. Із цією метою деякі силові елементи повинні проходити нижче паливних ліній. Трубопроводи й агрегати повинні кріпитися до надійних силових елементів. Необхідно передбачити можливість втрати герметичності. Паливо, що витікає, має мати вихід, і не має потрапляти на гарячі елементи, кабіну, пасажирський відсік.[21]

Проектування паливної системи (визначення потрібного об'єму паливних баків, розташування палива на літаку, розробка схем розташування паливних баків, виробіток палива, перекачування палива, аварійного зливу, дозаправки, дренажу та наддуву, розрахунок висотності, дренажу й аварійного зливу)

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

$$V_6 = V_L + V_{рез} + V_{нв} + V_{исп} + V_K + V_{св} \quad (1.45)$$

Де $V_L = m_T / \rho_t$ – об'єм палива для польоту на задану дальність, м³;

m_T – маса палива для польоту на задану дальність, кг;

ρ_t – щільність палива при температурі 45° С;

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

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

$V_{нв} \approx 0,01V_6$ – об'єм палива, що не виробляється, м³;

$V_{исп} \approx 0,002 (V_L + V_{рез})\tau$ – об'єм палива що витрачається на випаровування в атмосферу, м³;

τ – час польоту, час;

$V_K \approx 0,02 \dots 0,03V_6$ – обсяг баків, який зайнятий конструктивними елементами і агрегатами, м³;

$V_{св} \approx 0,02V_6$ – вільний об'єм баків, необхідний для розширення палива при нагріванні, м³.

Остаточно отримаємо необхідний обсяг ТБ на ЛА:

$$V_6 = \frac{1 + 0,002\tau}{0,95} \cdot \left(\frac{m_T + m_{рез}}{\rho} \right) \quad (1.46)$$

Маса палива необхідна для польоту із заданою дальністю і маса резервного палива визначаються:

$$\begin{aligned}(m_t + m_{rez}) &= n * \xi * C_p(H, M) * P(H, M) * (\tilde{t} + 0,75) \\ &= 2 * 0,43 * 0,45 * 1589 * (4,3 + 0,75) = 3402 \text{ кг}\end{aligned}$$

Де n – число двигунів;

ξ – коефіцієнт дроселювання на крейсерському режимі польоту;

$C_p(M, H) \cdot P(M, H)$ – питома витрати і потужність на крейсерському режимі польоту;

$$\begin{aligned}\tilde{t} &= \frac{L}{v} = \frac{3500}{800} = 4,3 \text{ час} \\ V_6 &= \frac{1 + 0,002 * 4,3}{0,95} * \frac{3402}{768,9} = 4,69 \text{ м}^3\end{aligned}$$

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, збільшення уразливості від снарядів і осколків [21]

Для наближеного розрахунку наявного об'єму баків-кесонів, скористаємося наступними припущеннями[21]:

- 1) у межах паливного відсіку профіль агрегату незмінний;
- 2) агрегат має трапецієподібну форму в плані, без зламів;
- 3) лонжерони агрегату, що обрамовують паливний відсік, розташовані уздовж утворюючих агрегату;
- 4) поперечний переріз паливного відсіку замінимо двома трапеціями, з'єднаними уздовж більших основ у місці максимальної товщини профілю агрегату.

Для визначення обсягу паливного відсіку, скористаємося формулою для обсягу зрізаної піраміди:

$$V = \frac{h}{3} \cdot (S_1 + S_2 + \sqrt{S_1 \cdot S_2}) \quad (1.47)$$

Де h - висота усіченої піраміди, що дорівнює довжині паливного відсіку

S_1, S_2 – площі її основ

Для розрахунку потрібного об'єму паливо необхідно виявити данні. Данні взято з КСС літака:

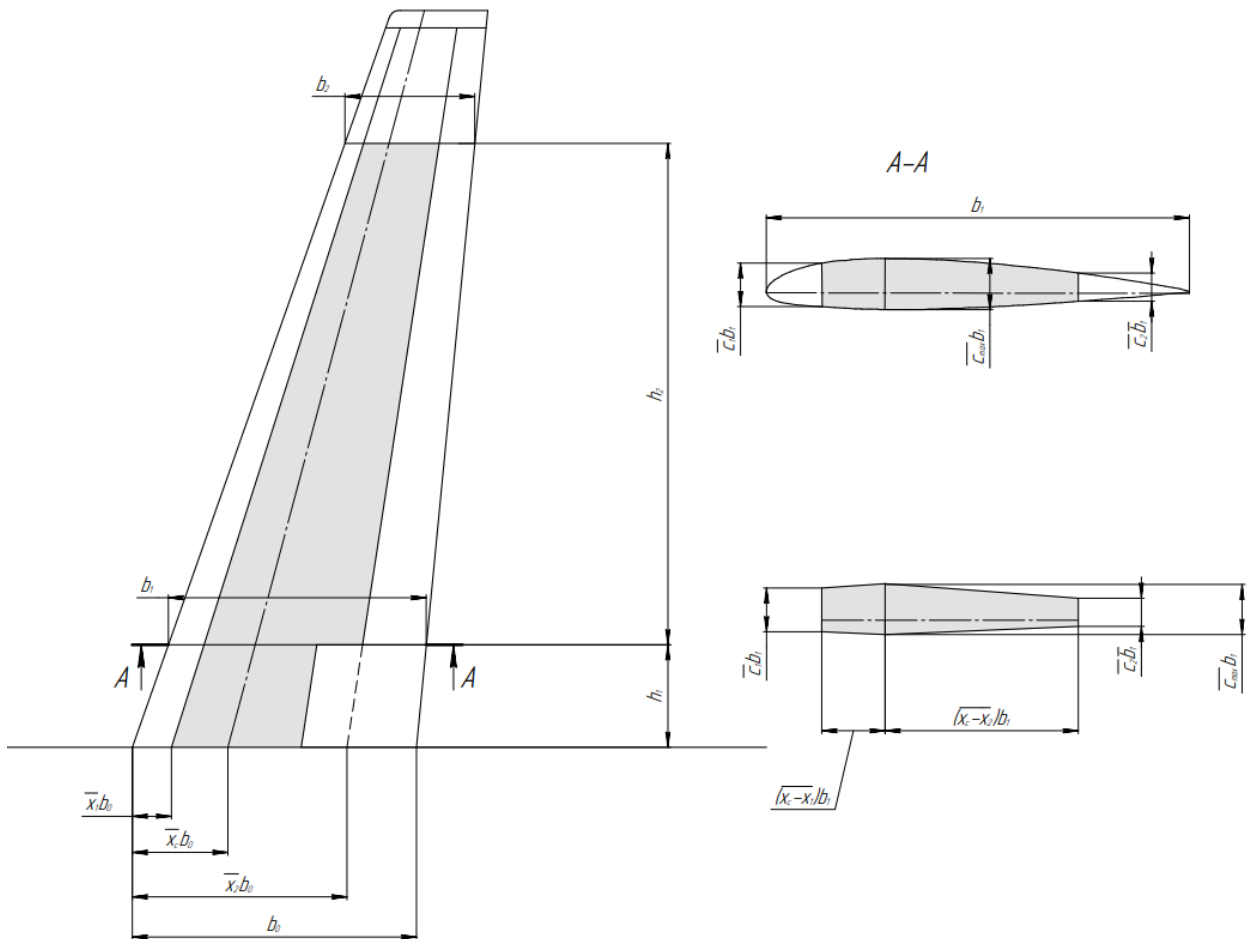


Рисунок 1.35 - Визначення об'єму паливного відсіку в несучому агрегаті

Для визначення 1-ї частину об'єму баку:

$$\bar{c}_1 = 0.103; \bar{c}_{\max} = 0.1194; \bar{c}_2 = 0.0909; h_1 = 850 \text{ (мм)}$$

$$\bar{x}_1 = 0.1378; \bar{x}_c = 0.3370; \bar{x}_2 = 0.594$$

$$K = \frac{\bar{c}_{\max} + \bar{c}_1}{2} (\bar{x}_c - \bar{x}_1) + \frac{\bar{c}_{\max} + \bar{c}_2}{2} (\bar{x}_2 - \bar{x}_c) \quad (1.48)$$

$$K_1 = \frac{0.1194 + 0.103}{2} (0.3370 - 0.1378) + \frac{0.1194 + 0.0909}{2} (0.594 - 0.3370) = 0.04917$$

Де $\bar{c}_{\max}, \bar{c}_1, \bar{c}_2$ – відносні товщини профілю агрегату: максимальна, по передньому й задньому лонжеронах, відповідно;

$\bar{x}_c, \bar{x}_1, \bar{x}_2$ – відносні координати максимальної товщини профілю, переднього й заднього лонжеронів, відповідно;

$$S_1 = K * b_0^2 = 0.04917 * 2353^2 = 272235.06 \text{ мм}^2$$

Де b_0 – хорда агрегату на торці паливного відсіку;

K – безрозмірний коефіцієнт.

Дані, згадані вище, необхідно брати із властивостей профілю крила літака (використовуючи інтерполяцію у разі необхідності). Коли нервюри крила, що обрамляють паливний бак-кесон, розташовані не по потоку усі згадані вище дані необхідно брати із креслення поперечного перерізу крила по нервюрі, що обрамляє бак.[21]

$$V_{к1} = \frac{Kh}{3}(b_1^2 + b_1b_2 + b_2^2) = \frac{0.04817 * 850}{3}(2353^2 + 2353 * 2014 + 2014^2) \\ = 199655567 \text{ (мм}^3\text{)} = 0.19655 \text{ м}^3$$

Для визначення 2-ї частину об'єму баку:

$$\bar{c}_1 = 0.103; \bar{c}_{\max} = 0.1194; \bar{c}_2 = 0.062; h_1 = 4150 \text{ (мм)}$$

$$\bar{x}_1 = 0.138; \bar{x}_c = 0.294; \bar{x}_2 = 0.753$$

$$K_2 = \frac{0.1194 + 0.103}{2}(0.294 - 0.138) + \frac{0.1194 + 0.062}{2}(0.753 - 0.294) \\ = 0.05993$$

$$S_2 = K * b_1^2 = 0.05993 * 2014^2 = 243087.82 \text{ мм}^2$$

$$V_{к2} = \frac{Kh}{3}(b_1^2 + b_1b_2 + b_2^2) = \frac{0.05993 * 4150}{3}(2014^2 + 2014 * 1036 + 1036^2) \\ = 595243208.388 \text{ (мм}^3\text{)} = 0.595243 \text{ м}^3$$

Знаходимо об'єм паливного відсіку в центроплані

$$V_0 = S_1 h_0 = 272235.064 * 1600 = 435576103.248 \text{ (мм}^3\text{)} = 0.435576 \text{ м}^3$$

Де h_0 - ширина паливного баку в центроплані агрегату.

Тоді, сумарний об'єм паливних відсіків в агрегаті буде дорівнювати

$$V_{\Sigma} = 2(V_{к1} + V_{к2}) + V_0 = 2(0.19655 + 0.595243) + 0.43557 = 2.019 \text{ м}^3$$

Так як розрахований об'єм палива в крилах та центроплані не задовольняє розрахованому об'єму палива літака, потрібно додати паливний бак в хвостовій частині фюзеляжу.

Так як бак буде мати кільцеву форму то можемо легко розрахувати його об'єм

$$V_{хв} = \pi R^2 h = 3.14 * 1000^2 * 770 = 2419026343.2 \text{ (мм}^3\text{)} = 2.4190 \text{ м}^3$$

$$\text{У результаті маємо } V_{\Sigma} + V_{хв} = 4.7190 \text{ м}^3 \geq V_6 = 4.69 \text{ м}^3$$

Розробка схеми паливної системи

Для адміністративного низькоплану витратні баки звичайно розміщуються у середніх частинах консолей. Це забезпечує деяке зниження навантаження на крило, досить високу надійність та мінімальну довжину ліній вироблення палива.[21]

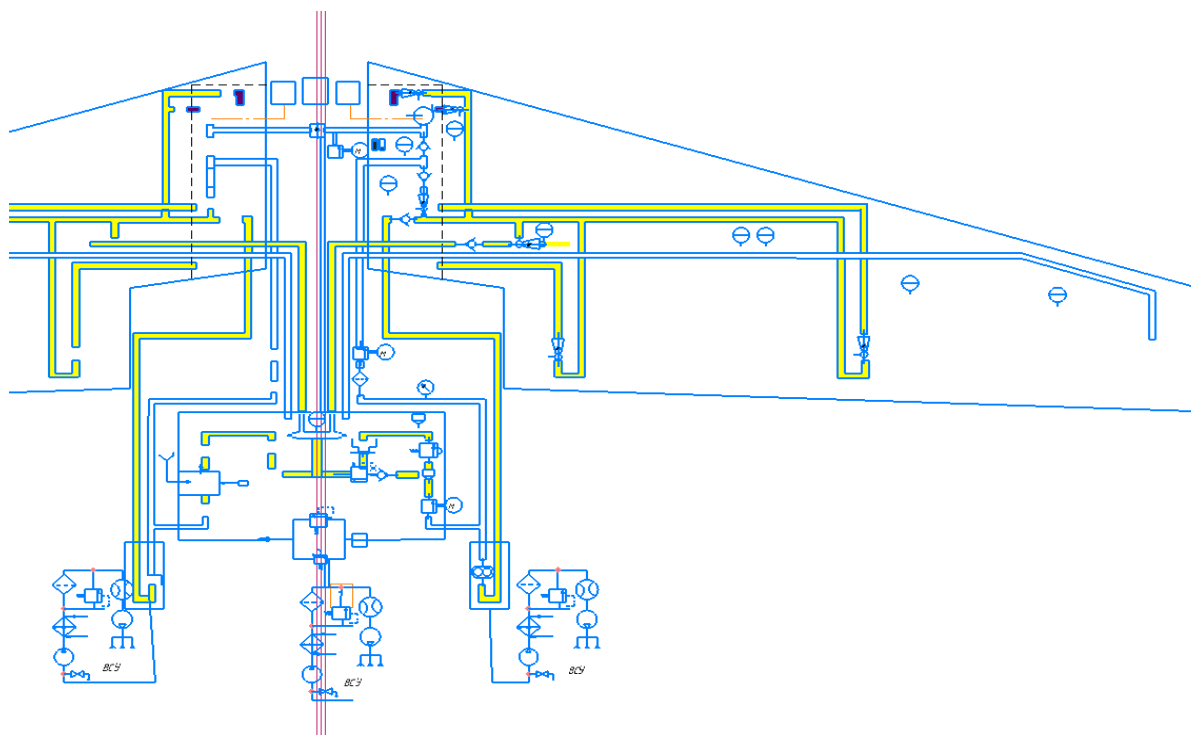


Рисунок 1.36 - Схема подання палива для літака-низькоплана

Цей літак оснащений двома ТРДД - honeywell tfe731-20, встановлених на пілонах зверху хвостової частини фюзеляжу. Пасажиро місткість даного літака від 5-ти до 9-ти пасажирів.

Підсистеми зберігання та дренажу

Паливо розміщується в двох консольних баках та фюзеляжному баку. Паливна система літака складається з двох консольних баків, фюзеляжного баку, системи індикації витрати палива, системи індикації кількості палива, системи перекачки палива, системи дренажу/розширення паливна та системи централізованого заправлення паливом.

Крило розділено на два окремі герметичні відсіки, які слугують паливними баками-кесонами та розташовані між переднім та заднім лонжероном.

Витратні баки знаходяться в середині бака центроплану, проте, не з'єднуються з ним. Фюзеляжний бак м'якого типу розташований позаду заднього герметичного шпангоута. Паливо з нижньої частини фюзеляжного баку постійно перетікає самопливом в бак в центроплані через горизонтальну трубу

Для перекачування палива між криловими баками встановлено кран перехресного перекачування за для запобігання підвищеного тиску у баку крил, використовують вентиляційної (розширювальної) лінії між криловими баками та фюзеляжним баком. Це забезпечує доступ до основної вентиляційної системи та баку центроплану.

Зворотні клапани (заслонки) розташовані у різних нервюрах крила, вони забезпечують вільний потік палива в середину, але обмежують потік палива за борт.

Підсистема заправки – каскадна; вона забезпечує можливість як відкритої, так і закритої заправки. Заливна горловина розташована у верхній правій частині фюзеляжу перед повітрозбірником .правого двигуна та являє собою резервним засобом заправки палива.

Можлива повна чи часткова заправка. Максимальний тиск заправки складає 385 кПа. Під час заправки паливо поступає до фюзеляжний бак через клапан заправки, розташований в нижній частині баку фюзеляжу, та переливається самопливом в інші баки .

Поплавковий клапан заправки обмежує максимальний рівень та гарантує розширювальний простір в верхній частині фюзеляжного баку. Поплавковий клапан заправки розташований в бак з зливним патрубком, який нормально відчинений та має підпружинений електромагнітний клапан. Коли бак заповнений, поплавковий піднімається та перекриває керовану лінію. Від клапану заправки, що призводить до зачинення клапану заправки.

Підсистема подачі

Незалежна. Паливо подається к кожному двигуну тільки з відповідного видаткового баку. Подання палива з одного видаткового до іншого двигуна не передбачена. В кожному видатковому баку розташовуються один струйний ПНС постійного току. Струйний ПНС приводиться до дії активним паливом , відбираємим за ОНД з приводом від двигуна. Активне паливо, очищеним фільтром двигуна, забезпечує надійну роботу струйного ПНС. В залежності від режиму роботи двигуна, тиск на виході зі струйного ПНС може складати від 84 до 140кПа. Цього тиску достатньо для роботи двигуна на всіх режимах та для приводу перекачуюючих струйних насосів. У кожній лінії активного палива , що йде від двигуна, встановлений зворотний клапан для попередження втрат палива з видаткових баків у випадку пошкодження цієї лінії.

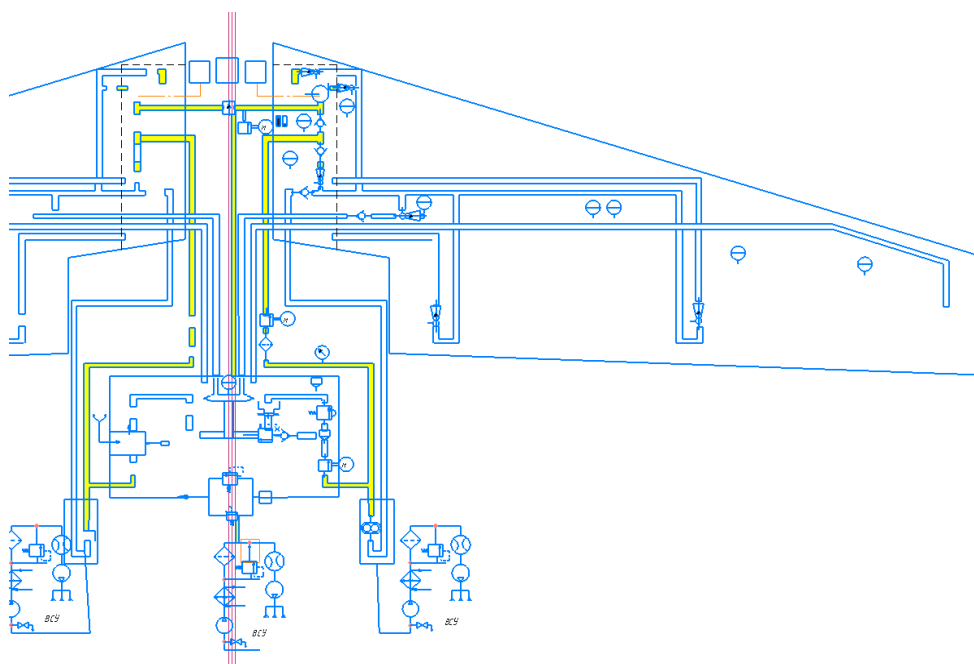


Рисунок 1.37 - Подача палива

Підсистема перекачки

Каскадна з загальними баками. Для збереження центрування в заданих межах паливо перекачується з одних баків в інші у відповідності порядком вироблення, який підтримується автоматично перекачуючими насосами. Спочатку паливо переливається з верхньої частини фюзеляжного баку в бак в центроплані. Після цього паливо з бака в центроплані перекачується стуменивими насосами центроплана в консольні баки. Після спустошення бака в центроплані нижня частина фюзеляжного баку виробляється по лінії переливу в консольні баки. Після цього паливо перекачується з консольних баків в вибіркові баки.

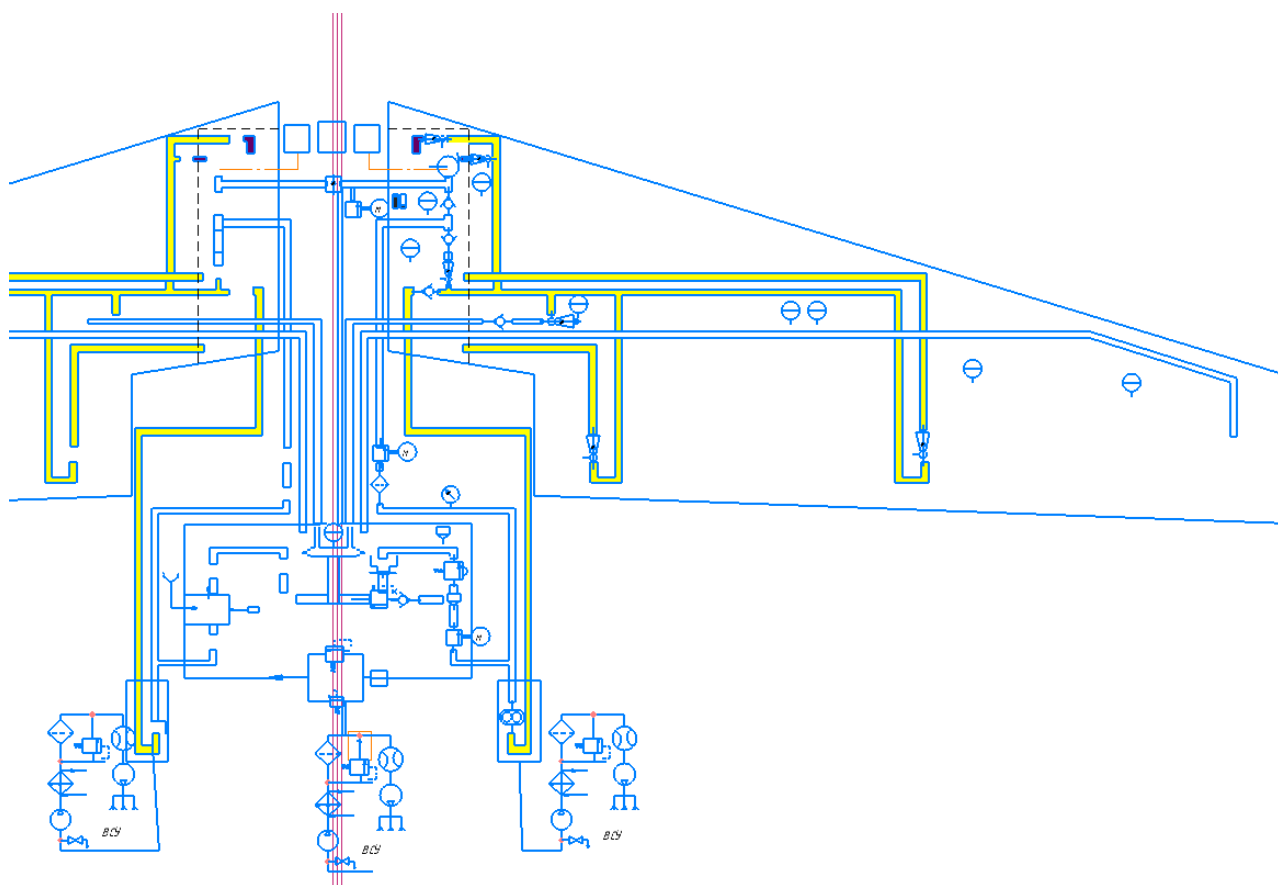


Рисунок 1.38 - Перекачування (активне) палива

Підсистема дренажу

Дренаж всіх баків виконується через загальне розширювальний простір у верхній частині фюзеляжного баку. Цей розширювальний простір з'єднується з атмосферою двома незалежними лініями через провивооблідними повітря забірниками НАСА. Розширювальний простір гарантується рівнем розташування поплавкового клапану заправки та заливної горловини.

Для підтримки надлишкового тиску в паливних баках у певних межах можуть використовуватися різні джерела газу. Найпростішим способом є використання повітря з атмосфери (відкритий дренаж). У цьому випадку необхідний забірник повітря з атмосфери. Для запобігання виполіскуванню

палива в атмосферу через ці повітрязабирачі їх розміщують у спеціальних дренажних баках. Такі дренажні баки розташовані у верхній частині ЛА. На літках-низькопланах із позитивним поперечним V їх звичайно розміщують поблизу кінців крила.

Лінії дренажу з'єднують дренажні баки з усіма іншими паливними баками. Для підтримки практично однакового надлишкового тиску в баках, звичайно використовується паралельне з'єднання баків. Однак у цьому випадку маса буде більше, ніж у випадку послідовного з'єднання. Для запобігання потрапляння палива до підсистеми дренажу трубопроводи виконують у вигляді петлі у вертикальній або горизонтальній площині. Тепер якщо паливо потрапить у таку петлю під час одного маневру, звичайно воно покине трубопровід при наступному маневрі.

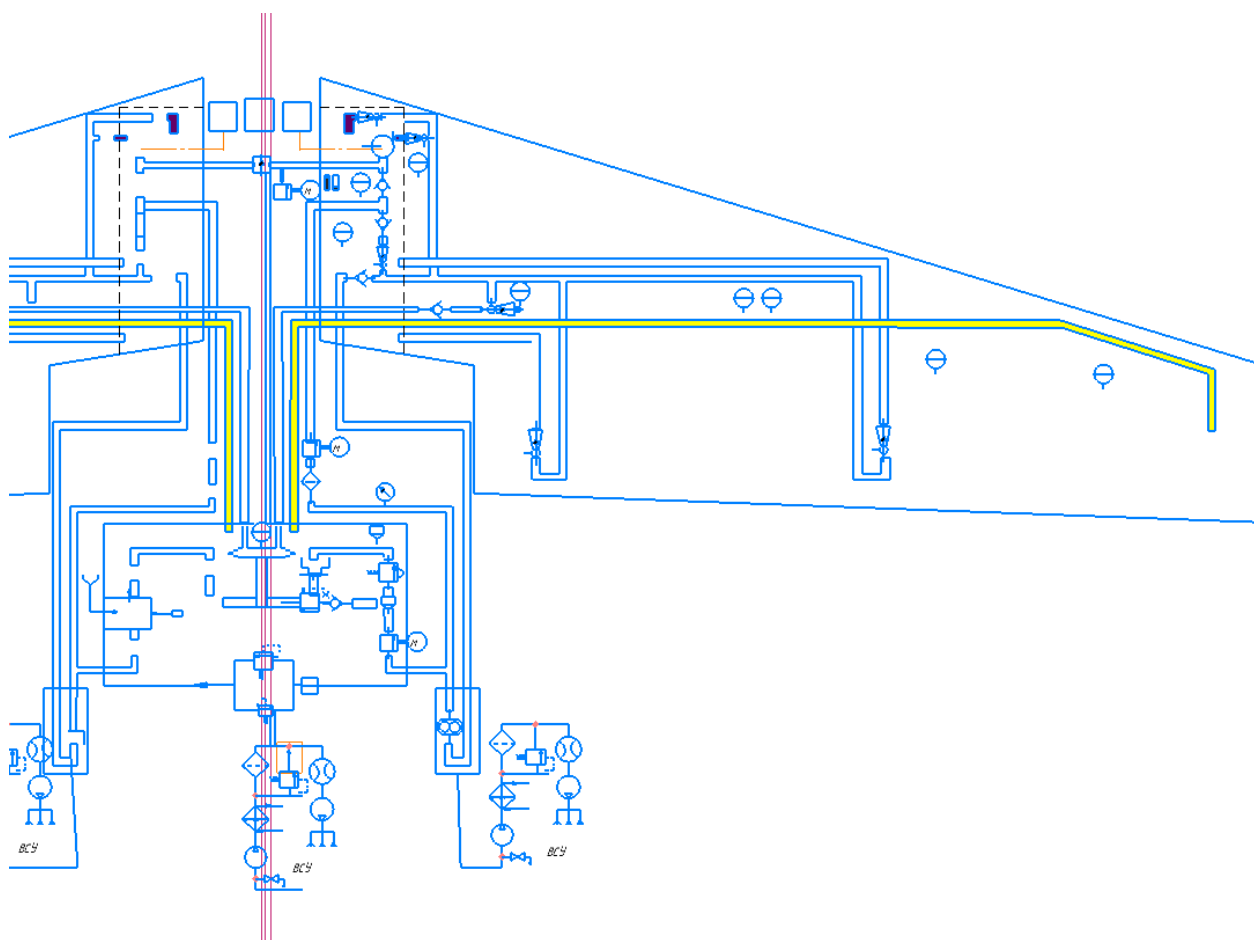


Рисунок 1.39 - Система дренажу

Розрахунок паливної системи на висотність за допомогою програмного забезпечення « power unit»

Для розрахунків приймаємо, що використовується паливо ТС-1 прямогонне, призначене для дозвукової авіації із ГТД і надзвукової з обмеженою тривалістю надзвукового польоту. Відзначається невисокою кінематичною в'язкістю в розрахунковому діапазоні температур $-60...+60$ °С при високому тиску насиченої пари. Аббревіатура розшифровується як «Паливо сірчисте перше»,

тому що виготовляється з сортів нафти, що містять велику кількість сірки, що призводить до істотного нагароутворення в соплах ГТД.

Розрахунок коефіцієнтів:

$$K_{\Pi} = 3K_T + K_{з.к} + K_{к.з} + K_{\phi} + 3K_K = 2 * 3 + 1.9 + 1.2 + 2.2 + 1.25 * 3 = 15.05$$

Де K_T - трийник, $K_{з.к}$ - зворотний клапан, $K_{к.з}$ – кран запірний, K_{ϕ} - фільтр, K_K - косинець

Результаты расчёта топливной системы на высотность

Имя пользователя		Пузанов А.О				
Академическая группа		140				
Наименование величин		разм.	значение			
Тип топлива			ТС-1			
Тип двигателя			ТРДД			
Количество двигателей на самолете			1			
Тяга двигателя при Н = 0, М = 0		P0	Н	32000		
Удельный расход топлива при Н = 0, М = 0		Ср0	кг/Н*ч	0.207		
Степень двухконтурности двигателя		m		2.8		
Форсаж на двигателе				ОТСУТСТВУЕТ		
Крейсерский коэффициент дросселирования		dz		0.7		
Уровни относительно принятого начала отсчёта						
зеркала топлива в расходном баке		Уб	м	0		
ПНД_1		Уд1	м	1.75		
Кoeffициенты местных сопротивлений между						
баком и ПНД		k		15.05		
ПНС, когда он установлен но выключен		k_пнс	Па*с2/м2	1.2e+009		
самотёчный клапан параллельно ПНС				ОТСУТСТВУЕТ		
Скорость топлива в трубопроводе (случай 1)		V	м/с	0.903872		
Диаметр трубопровода		d	м	0.040		
Избыточное давление, создаваемое ПНС		dP_пнс	Па	100000		
Кавитационный запас ПНС		dP_кав_пнс	Па	20000		
Кавитационный запас ПНД		dP_кав_пнд	Па	40000		
Наддув бака от компрессора двигателя				ОТСУТСТВУЕТ		
Угол скоса заборника дренажа из атмосферы		fi	градусы	90		
Проекция/длина трубопроводов между, м		lx	ly	lz	l	
баком и ПНД:		-4	1.75	0.7	6.6	
Расч. случай №	разм.	1	2	3	4	5
Высота полёта Н	м	9000	11000	0	2000	6000
Число Маха М		0.8	0.5	0.2	0.5	0.72
Перегрузка Nx		0.3	0	0.3	0	0
Перегрузка Ny		2.5	1	2.5	1	1
Перегрузка Nz		0	0	1	0	0
Температура Тр	С	45	45	-60	45	45
Плотность ρ_0	кг/м3	761.6	761.6	837.2	761.6	761.6
Кин. вязкость	м2/с	9.47e-007	9.47e-007	1.33e-005	9.47e-007	9.47e-007
Давление Pt_4/1	Па	2955.35	2955.35	919.9	2955.35	2955.35
Расход топлива	м3/с	0.001136	0.000812	0.002074	0.001804	0.000975
Наддув в баке	Па	1.4e+004	4e+003	2.8e+003	1.4e+004	1.7e+004
Высотность ПНД	м	100000	100000	17462.3	4054.1	6414.2
Высотность ПНС	м	16782.6	12138.2	12447.4	0	0
Рвх_min ПНД	Па	42955.3	42955.3	40919.9	42955.3	42955.3
Расч. Рвх ПНД	Па	114731	110405	134014	61229.3	45570.8
Рвх_min ПНС	Па	22955.3	22955.3	20919.9	22955.3	22955.3
Расч. Рвх ПНС	Па	44599.4	26672.4	104162	0	0

(C) Russian U. Tsukanov Силовая установка - V11.7 R3

З ГОСТ 8734-75 вибираємо стандартний діаметр труби 40мм.

Розрахунок підсистеми дренажу паливних баків за допомогою програмного забезпечення «power unit»

Розрахунок коефіцієнтів:

$$K_d = 2K_k + 2K_{вх} + K_{вих} + K_{ф} + 3K_k = 2 * 1.25 + 2 * 1 + 0.5 = 5$$

Де, K_k - косинець $K_{вх}$ - вхід у бак з трубопроводу, $K_{вих}$ - вихід з бака у трубопровід

Результаты расчёта дренажа топливной системы

Имя пользователя		Пузанов А.О	
Академическая группа		140	
Наименование величин		разм.	значение
Суммарная длина дренажного трубопровода	L	м	2
Суммарный коэффициент местных потерь	Kдр		5
Избыточное давление в баке	dPб	Па	9300
Угол скоса заборника дренажа	fi_др	град.	90
Высота при заправке	Hз	м	0
Расход топлива при заправке	Wз	м3/с	0.075
Начальная высота пикирования	H	м	9000
Вертикальная скорость при пикировании	Vy	м/с	12
Горизонтальная скорость при пикировании	Vx	м/с	200
Полный объём бака	Vб	м3	2.4
Коэффициент пустоты бака	Kб		1
Высота полёта при ав. сливе топлива	Hсл	м	5000
Полная скорость полёта при сливе топлива	Vсл	м/с	150
Расход топлива при аварийном сливе	Wсл	м3/с	0.007
Коэффициент исп. скоростного напора	Kfi		1
Плотность воздуха при заправке	ro_з	кг/м3	1.225
Кин. вязкость воздуха при заправке	nu_з	м2/с	1.461e-005
Ср. плотность воздуха при пикировании	ro_с	кг/м3	0.4674
Средняя кинематическая вязкость воздуха	nu_с	м2/с	3.194e-005
Расход воздуха при пикировании	Wпик	м3/с	0.00345757
Скоростной напор при пикировании	q_пи	Па	9381.65
Плотность воздуха при ав. сливе топлива	ro_с	кг/м3	0.736429
Кин. вязкость воздуха при ав. сливе	nu_с	м2/с	2.211e-005
Скоростной напор при ав. сливе топлива	q_сл	Па	8284.82
Диаметр трубопровода по условию заправки		м	0.0448461
Диаметр трубопровода по условию пикирования		м	0.0257107
Диаметр трубопровода по условию ав. слива		м	0
Расчётный диаметр трубопровода дренажа	ddр	м	0.0448461

Место для расчётной схемы и выводов:

З ГОСТ 8734-75 вибираємо стандартний діаметр труби 45 мм.

Проектування протипожежної системи силової установки (розробка компонувальних схем систем виявлення пожежі, пожежогашіння та нейтрального газу)

Системи виявлення пожежі призначені для виявлення вогню на борті ЛА, світлової та звукової сигналізації, а також автоматичного увімкнення системи пожежогашіння. [22]

Системи виявлення пожежі складаються з:

- сигналізаторів — датчиків, що виявляють пожежу;
- підсилювачів;
- виконавчих блоків;
- пристроїв світлової та звукової сигналізації екіпажу.

Сигналізатори (датчики) класифікують за фізичним принципом дії:

- температурні сигналізатори (що реагують на перевищення граничної температури або перевищення граничної швидкості зростання температури);

- іонізаційні сигналізатори (що реагують на зміну провідності повітря);
- радіаційні сигналізатори (що реагують на електромагнітне випромінювання полум'я).

Сигналізатори також класифікують по контрольованій зоні на: точкові, лінійні та об'ємні.

Протипожежна система складається з 4 баків з сумішшю, ці баки з'єднані послідовно. У двигуні колектори розташовані в зоні редуктора і в зоні форсунок, де здійснюються впорски паливної суміші. Таке розташування дозволяє швидко і ефективно локалізувати пожежу в гондолі двигуна.[22]

Подача протипожежної вогнегасної суміші здійснюється за допомогою розблокування електромагнітних клапанів, які безпосередньо пов'язані з системою сигналізації про виникнення пожежі

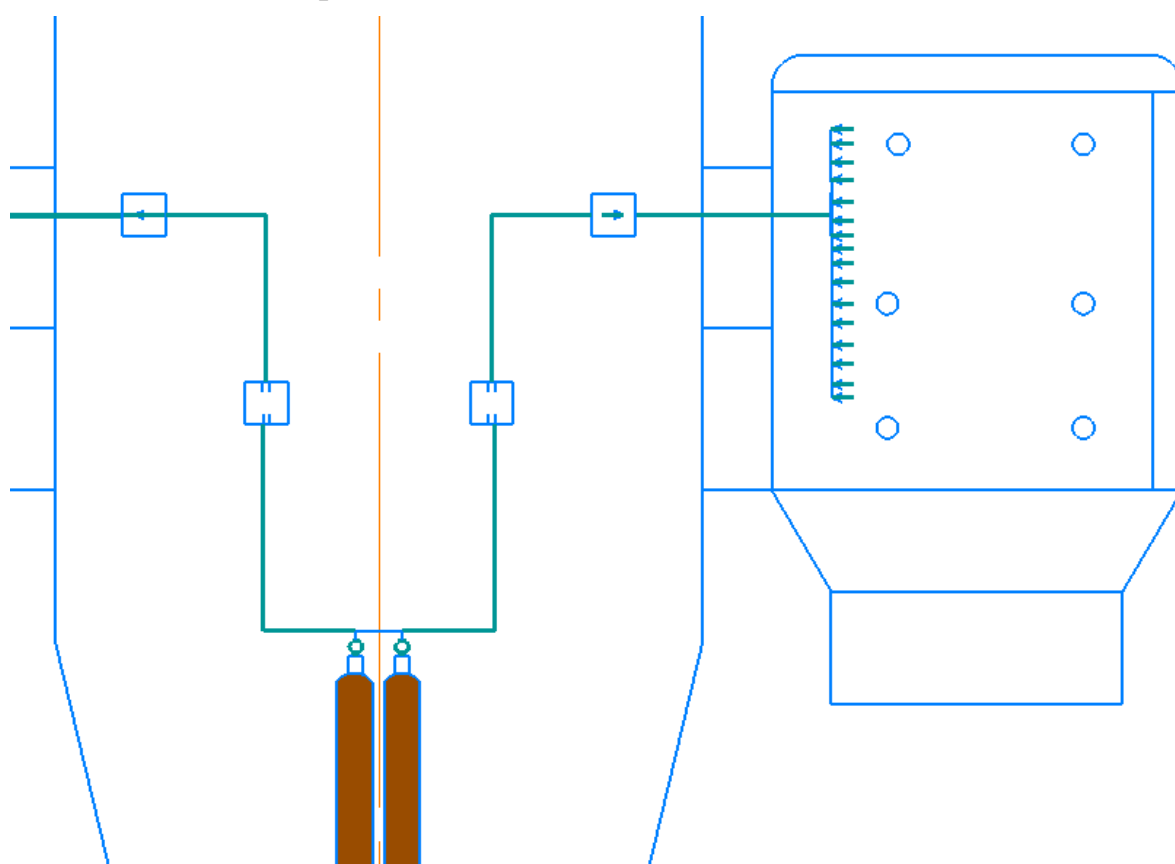


Рисунок 1.40 - Схема зображення протипожежної системи

Проектування повітрозабірника

Профілювання зовнішніх обводів входної кромки виконують з умовами мінімуму аеродинамічного опору. При цьому прагнуть отримати можливий більший радіус кривизни у відношенні максимального міделя і плавне наростання радіуса кривизни під лінією. Досвід показує, що цим вимоги задовольняють еліптичні обводи. Побудова починають зі «скелетної» лінії від еліпса. Потім нормалі від цієї «скелетної» лінії відкладають зовнішній обвід також у вигляді еліпса[22]

(C) Ruslan U. Tsukanov Силовая установка - V11.8 R0
 І'мя користувача: Пузанов А.О.
 Академічна група: 140
 Масштаб 1:5.9526321

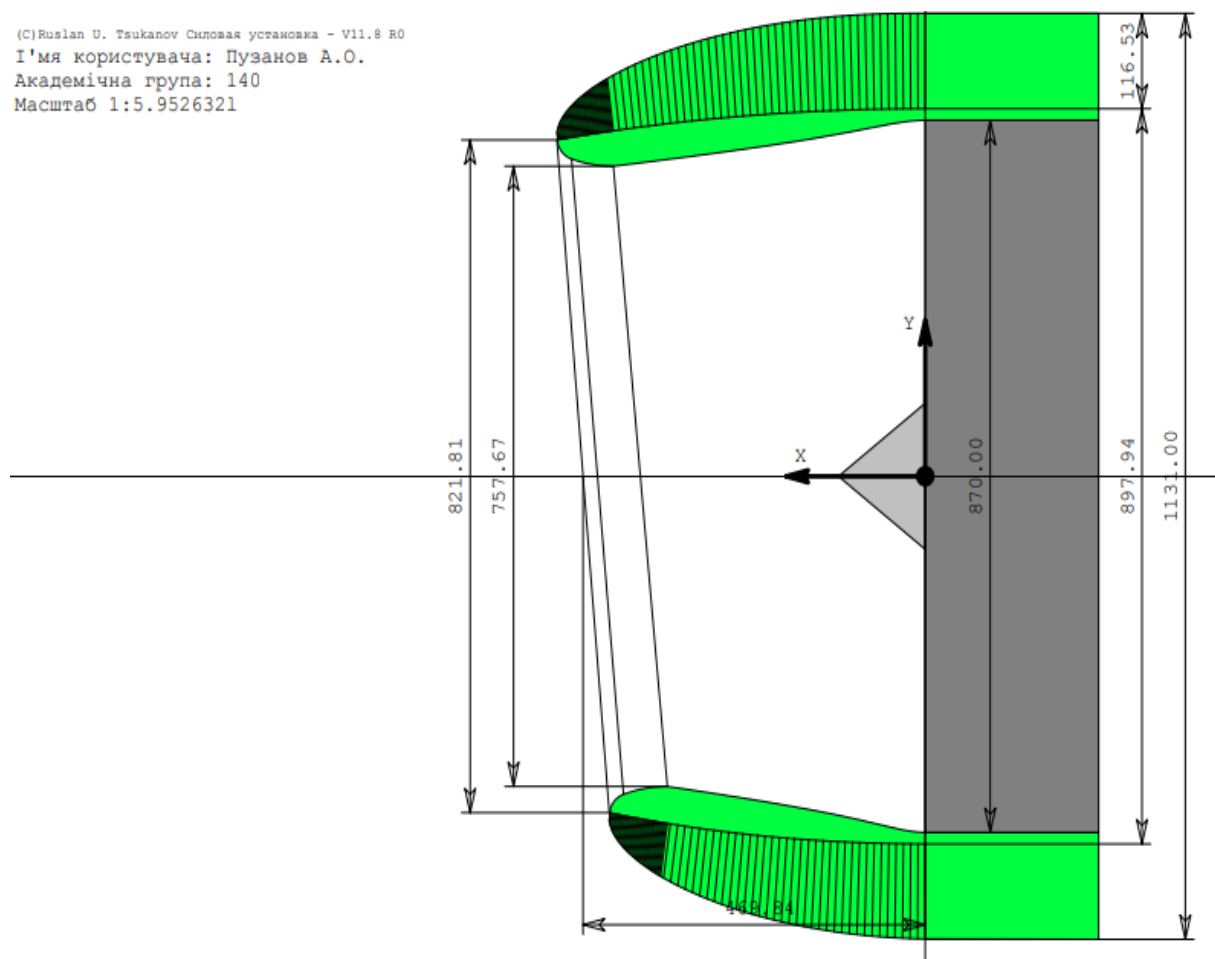


Рисунок 1.41 - Розрахунковий профіль повітрязабірника

Розрахунки проводились у програмі Power Unit, результати розрахунків сформульовані та зображені у звіті

Під час проектування дозвукових повітрязабірачів вирішуються чотири задачі: визначення площі вхідного перерізу; профілювання зовнішніх обводів; профілювання внутрішніх обводів; профілювання вхідної кромки.[22]

Результати розрахунку повітрязабирача

І'мя користувача	Пузанов А.О.	
Академічна група	140	
Найменування величин	розм.	значення
Тип двигуна		ТРДД
Тяга двигуна за умов $H = 0, M = 0$ P0	H	32000
Питома витрата палива за умов $H=0, M=0$ Cp0	кг/H*г	0.047199
Ступінь двоконтурності двигуна m		2.8
Форсаж на двигуні		ВІДСУТНІЙ
Число M на розрахунковому режимі польоту M		0.8
Висота польоту на розрахунковому режимі H	м	9000
Стехіометричний коефіцієнт Lo	кг/кг	14.8
Ступінь надлишку повітря alfa		5
Витрата повітря на розрахунковому режимі Gp	кг/с	55.4653
Відносна швидкість на вході у забирач ve_		0.839409
Тип повітрязабирача		КРУГЛИЙ
Тип дифузору		dv/dx = modif
Діаметер двигуна по компресору Dдв	мм	870
Ступінь K1		0.04
Ступінь K2		1.3
Ступінь K3		0
Ступінь K4		0.85
Ступінь K5		1
Ступінь KL		0.5
Ступінь del		0.25
Густина повітря з ур. стискальності ro_ст	кг/м3	0.512472
Швидкість притікання ve	м/с	204.042
Площа входу у повітрязабирача Fe	мм2	530434
Площа мінімального перерізу Fmin	мм2	450869
Площа дифузору перед компресором F2	мм2	594468
Діаметер входу повітрязабирача De	мм	821.808
Діаметер мінімального перерізу Dmin	мм	757.67
Діаметер дифузору перед компресором D2	мм	870
Діаметер міделя мотогондоли (фюзеляжу) Dm	мм	1131
Максимальний діаметер скелетної лінії Dm0	мм	897.941
Угол притікання beta	град.	9.62269
Радіус кривизни еліпсу на вх. кромці ro_min	мм	29.1323
Розрахунковий радіус кривизни вх. кромки R1	мм	192.529
Прийнятий радіус кривизни входної кромки R	мм	192.529
Меньша половісь еліпсу наруж. контуру del	мм	116.529
Вільша половісь еліпсу наруж. контуру Ld	мм	466.118
Довжина повітрязабирача L	мм	469.843
Вільша половісь еліпсу скелетної лінії L+L0	мм	1165.95

(C)Ruslan U. Tsukanov Силовая установка - VII.8.R0

Проектування масляної системи

Висотність прямої схеми можна підвищити установкою відцентрового повітровіддільника у лінії випомповування мастила. Відцентровий повітровіддільник встановлюють перед теплообмінником. При цьому процес повітровідділення полегшується, тому що мастило гаряче. Крім того, тепловіддання у теплообміннику також збільшується (мастило очищене від повітря)[22]

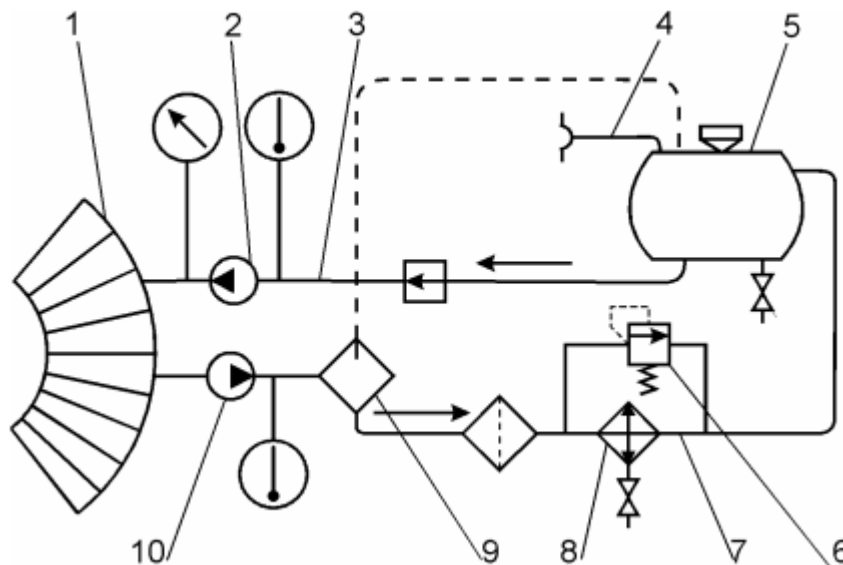


Рисунок 1.42 - Схема МС із відцентровим повітровіддільником:

1- двигун; 2- нагнітальний насос; 3- магістраль всмоктування; 4- дренаж; 5- мастилобак; 6- перепускний клапан; 7 – магістраль випомповування; 8 – теплообмінник; 9 – відцентровий повітровіддільник; 10 – випомповувальний насос

У відцентровому повітровіддільнику мастило подається на крильчатку, що приводиться у обертання від двигуна. Тут під впливом відцентрових сил, мастило, що відзначається значно більшою густиною відштовхується до стінок та потім потрапляє у порожнину А, звідки відводиться до теплообміннику по трубопроводу. Повітря, що відзначається меншою густиною накопичується у центральній частині крильчатки, потім потрапляє у порожнину, звідки й відводиться в атмосферу.[22]

Висновки

В даному розділі було проведено розрахунок системи кріплення двигуна, об'єму паливних баків, розроблено повітрязабірник, розроблено схему розміщення паливної, дренажної систем та системи аварійного зливу палива, були розраховані необхідні довжини трубопроводів.

Також був проведений розрахунок мастильної і протипожежної системи для даного ЛА.

Проведено розрахунок паливної, дренажної систем та системи аварійного зливу палива, кріплення двигуна, розрахунок повітрязабірника в програмі «Power Unit», яка видала необхідні характеристики цих систем.

2 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літального апарату:

Для повного розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро необхідні масові характеристики конструкції та обладнання проєктованого літака й швидкісні характеристики, а саме максимальне число Маха польоту літака й максимальна швидкість польоту літака V_{max} в км/год.

- Масові характеристики літака, що проєктується:
- Маса конструкції літака $m_{кон} = 3487$ кг;
- Маса обладнання $m_{обл} = 810$ кг;
- Маса екіпажу літака $m_{ек} = 270$ кг.

Швидкісні характеристики літака, що проєктується:

- Максимальне число Маха $M = 0,653$;
- Максимальна швидкість польоту $V_{max} = 800$ км/год.

Описані вище характеристики будуть використані при обчисленні витрат необхідних в дослідно-конструкторському бюро. Розрахунок приведений нижче.

Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака

Для повного розрахунку витрат на серійне виробництво літака також необхідні масові характеристики проєктованого літака, масові характеристики обладнання, що буде встановлено й масові характеристики цільового навантаження (у нашому випадку масу 2 пілотів, 1 бортпровідників та 9 пасажирів). Окрім цього, необхідно вказати швидкісні характеристики, а саме максимальне число Маха польоту літака й максимальна швидкість польоту літака V_{max} в км/год.

- Масові характеристики літака, що проєктується:
- Маса конструкції літака $m_{кон} = 3487$ кг;
- Маса обладнання $m_{обл} = 810$ кг;
- Маса екіпажу літака $m_{ек} = 270$ кг.
- Маса пасажирів $m_{пас} = 900$ кг;
- Маса силової установки $m_{с.у} = 1380$ кг.

Швидкісні характеристики літака, що проєктується:

- Максимальне число Маха $M = 0,653$;
- Максимальна швидкість польоту $V_{max} = 800$ км/год.

Впродовж року планується випускати заводом-виробником по 16 літаків. При цьому, лише 10 літаків повинно виробитись за перший рік виробництва. В подальшому, за другий рік серійного виробництва кількість випущених літаків повинна збільшитись до рівня закладеного програмою (20 штук). 5 Описані вище характеристики будуть використані при обчисленні витрат необхідних при серійному виробництві літака, що проектується. Розрахунок наведений нижче.

2.1 Розрахунок витрат на собівартість літакобудівного ОКБ

Сумарні витрати на проектування конструкції ЛА визначаються формулою:

$$C_{\text{пр}} = 1,5 \cdot m_{\text{пл}}^{0,1} \cdot K_{\text{ибо}} \cdot \frac{\Gamma_{(M+1)}}{\alpha^{(M+1)}} \quad (2.1)$$

де $m_{\text{пл}}^{0,1}$ – маса планера літака з обладнанням, включаючи масу службового навантаження та екіпажу без маси силових установок в тонах;

$K_{\text{ибо}} = 1,61$ – коефіцієнт, що враховує обов'язковівнески, відрахування

$\Gamma_{(M+1)}$ – гама функція;

M – максимальна швидкість проектуемого літака в числах M ;

$\alpha^{(M+1)}$ – параметр, характеризуючий вірогідне відхилення або міру розсіяння випадкової величини .

$$C_{\text{пр}} = 1,5 \cdot 4,2^{0,1} \cdot 1,61 \cdot \frac{0,89}{0,0117^{1,65}} = 3822 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на виготовлення дослідних зразків ЛА визначаються за формулою:

$$C_{N \text{ виг}} = 1,5 \cdot K_{\text{ибо}} m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699} \cdot N^{0,2} \quad (2.2)$$

де $C_{N \text{ виг}}$ – вартість виготовлення n -го дослідного зразка, тис. дол., V_{max} – максимальна швидкість літака, км/год., N – порядковий номер дослідного зразка.

$$C_1 = 1,5 \cdot 1,6 \cdot 4,2^{1,237} \cdot 800^{0,699} \cdot 1^{0,2} = 1515,04 \text{ тис. дол.}$$

$$C_2 = 1,5 \cdot 1,6 \cdot 4,2^{1,237} \cdot 800^{0,699} \cdot 2^{0,2} = 1739,26 \text{ тис. дол.}$$

$$C_3 = 1,5 \cdot 1,6 \cdot 4,2^{1,237} \cdot 800^{0,699} \cdot 3^{0,2} = 1886,22 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на випробування ЛА та корегування конструкторських креслень ЛА визначаються за формулою[26]:

$$C_{\text{вип}} = 1,5 \cdot n_{\text{зр}} \cdot K_3 \cdot [1 + 0,01(n_{\text{зр}} - 1)], \quad (2.3)$$

де $n_{\text{зр}}$ – кількість льотних зразків; K_3 – коефіцієнт, залежний від довжини злітної смуги, $L_{\text{взл}} < 1$ км, $K_3 = 1$.

$$C_{\text{вип}} = 1,5 \cdot 3 \cdot 1 \cdot [1 + 0,01(3 - 1)] = 73,9 \text{ тис. дол.}$$

Сумарні витрати ДКБ та ціна проекту ЛА визначається за формулами:

$$C_{\text{ОКБ}} = C_{\text{проект}} + C_{\text{N виг}} + C_{\text{вип}}, \quad (2.4)$$

$$C_{\text{ОКБ}} = 3822 + 1886,22 + 73,9 = 79,6 \text{ тис. дол.};$$

$$\text{Ц}_{\text{ДКБ}} = \text{В}_{\text{ДКБ}} + \text{П}_{\text{ДКБ}}, \quad (2.5)$$

$$\text{Ц}_{\text{ДКБ}} = 79600 + 15924 = 95,52 \text{ тис. дол.},$$

де $\text{П}_{\text{ДКБ}}$ - плановий прибуток ДКБ 20%.

2.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво ЛА, прибутку та ціни літака і двигуна

2.2.1 Розрахунок виробничої вартості ЛА

Витрати на розробку креслень конструкції літака визначаються за формулою:

$$C_{\text{п}} = C_{\text{вир}} + \text{В}_{\text{зб}} \quad (2.6)$$

де $C_{\text{вир}}$ – виробнича вартість одного літака з річного випуску в N штук; $\text{В}_{\text{зб}}$ – витрати на збут, плановані в розмірі 1% від виробничої собівартості

$$\text{Тоді } C_{\text{п}} = C_{\text{вир}} \cdot 1,01$$

Виробнича середня собівартість одного літака із річної програми випуску в N штук визначається наступним чином, дол.[26]:

$$C_{\text{вир}} = \text{В}_{\text{мат}} + \text{В}_{\text{ПВ}} + \text{В}_{\text{СО}} + \text{В}_{\text{пост}} + \text{В}_{\text{ЗП}} + \text{В}_{\text{ЄСВ}} + \text{В}_{\text{ЗВ}} \quad (2.7)$$

де $\text{В}_{\text{мат}}$ - вартість основних матеріалів, сировини, докупних напівфабрикатів (поковок, штамповок, лиття); $\text{В}_{\text{ПВ}}$ - вартість покупних виробів (приладів, бортового обладнання та установок, за винятком двигунів); $\text{В}_{\text{СО}}$ - витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки; $\text{В}_{\text{пост}}$ – постановочні витрати на розробку технологічних, серійних технологічних процесів, їх обробку. Розраховуються в відсотковому співвідношенні від витрат на виготовлення технологічної оснастки ($\text{В}_{\text{СО}}$); $\text{В}_{\text{ЗП}}$ - витрати на заробітну плату (основна та додаткова) виробничих робочих; $\text{В}_{\text{ЄСВ}}$ - відрахування на соціальні заходи; $\text{В}_{\text{ЗВ}}$ - загальновиробничі витрати.

Витрати на основні матеріали, сировину та покупні напівфабрикати (поковок, штамповок, лиття) обчислюється:

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{пл}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg N} \quad (2.8)$$

де N – річна програма випуску ЛА.

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 3487^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg 10} = 43,912 \text{ тис. дол.}$$

Вартість покупних виробів (приладів, бортового обладнання та установок, за винятком двигунів) визначається:

$$V_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (2,37 \cdot V_{\text{max}} + 14,15 \cdot m_{\text{пл}} - 1280) \cdot N^{-0,09} \quad (2.9)$$

$$V_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (2,37 \cdot 800 + 14,15 \cdot 3487 - 1280) \cdot 10^{-0,09} = 79,182 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки визначаються

$$V_{\text{СО}} = T_{\text{осн}} \cdot \bar{C}; \quad (2.10)$$

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{к}} + K_1 + K_2 + K_3 + K_4, \quad (2.11)$$

де $T_{\text{к}}$ - трудомісткість виготовлення комплексу технологічної оснастки, 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 1,54; \bar{C} - вартість виробництва одного нормо-часу технологічної оснастки; n - кількість двигунів на ЛА.

$$T_{\text{к}} = (2,943 + 0,0775 \cdot m_{\text{пл}} - 2,58 \cdot 10^{-4} m_{\text{пл}}^2) \cdot 1,05^n \quad (2.12)$$

$$T_{\text{к}} = (2,943 + 0,0775 \cdot 3,487 - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot 3,487^2) \cdot 1,05^2 = 4 \text{ млн нормо-год};$$

$$K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 10 + 0,64 = 0,663;$$

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

$$K_3 = 10^{-2} \cdot \left[220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2} \right] = 10^{-2} \cdot \left[220 - \sqrt{250,6^2 - (25 - 220)^2} \right] = 1;$$

$$K_4 = 1,48;$$

$$T_{\text{осн}} = 4 + 0,663 + 1,075 + 1 + 1,48 = 8,218 \text{ млн. нормо-год};$$

$$V_{\text{СО}} = 8,218 \cdot 10^6 \cdot 2,7 = 22,188 \text{ млн. дол.};$$

$$CO_c = \frac{V_{\text{СО}}}{N_1 + N_2} \quad (2.13)$$

$$CO_c = \frac{22188000}{10 + 10} = 1,109 \text{ млн. дол.}$$

Витрати на заробітну плату (основна та додаткова) виробничих робочих визначаються:

$$V_{зп} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot m_{пл}^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{пр} \quad (2.14)$$

де $K_{пр}$ – коефіцієнт враховуючий підвищення продуктивності праці робочих при освоєнні виробництва ЛА на протязі 7 років ($K_{пр}=1,08$).

$$V_{зп} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot 4,2^{0,903} \cdot 0,65^{0,42} \cdot 10^{-0,32} \cdot 1,08 = 71.227 \text{ тис. дол.}$$

Сума обов'язкових соціальних внесків (ЄСВ) від витрат на оплату праці робітників всіх категорій промислово-виробничого персоналу на річну програму випуску, визначається, дол.[26]:

$$V_{ЄСВ} = \frac{I_{ЄСВ} \cdot V_{зп} \cdot N}{100} \quad (2.15)$$

де $I_{ЄСВ}$ - відрахування на соціальні заходи (згідно діючого законодавства є обов'язковою, т ставка ЄСВ дорівнює 22% для усіх категорій платників);

$$V_{ЄСВ} = \frac{22 \cdot 71,227 \cdot 10}{100} = 156,69 \text{ тис. дол.}$$

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[26]:

$$V_{зв} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot V_{зп} \cdot N^{-0,359} \quad (2.16)$$

$$V_{зв} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot 71,227 \cdot 10^{-0,359} = 221,44 \text{ тис. дол.}$$

Сума всіх вищезначених витрат буде складати середню виробничу вартість ЛА.

$$C_{вир} = V_{мат} + V_{пв} + V_{со} + V_{пост} + V_{зп} + V_{ЄСВ} + V_{зв},$$

$$C_{вир} = 43.912 + 79,182 + 22.188 + 9,14 + 71.227 + 156.69 + 221.44 \\ = 1,292 \text{ млн. дол.}$$

2.2.2 Розрахунок собівартості літака

Витрати на збут включають такі витрати, що пов'язані з реалізацією продукції.

Витрати на збут, укрупнено можна планувати в розмірі 1,5% від виробничої собівартості:

$$V_{збут} = C_{вир} \cdot 0,015; \quad (2.17)$$

$$V_{збут} = 1,292 \cdot 0,015 = 19.38 \text{ тис. дол.}$$

Тоді повна собівартість літака із річної програми випуску в N штук, складає:

$$C_{\text{пов}} = C_{\text{вир}} \cdot 1,01; \quad (2.18)$$

$$C_{\text{пов}} = 1,292 \cdot 1,01 = 1,303 \text{ млн. дол.}$$

2.2.3 Розрахунок прибутку і ціни літака без двигунів

Розрахунковий прибуток від одного літака без вартості двигунів може бути визначений по коефіцієнту, планує мого прибутку (рентабельності) наступним чином:

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{K_R \cdot C_{\text{пов}}}{100} \quad (2.19)$$

де K_R - коефіцієнт рентабельності (рекомендований для реалізації на ринках чистої конкуренції, дорівнює 25%)

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{25 \cdot 1,303}{100} = 325.75 \text{ тис. дол.}$$

Розрахункова середня ціна літака без двигунів визначається:

$$C_{\text{ЛА без НДС}} = C_{\text{пов}} + P_{\text{ЛА}} \quad (2.20)$$

$$C_{\text{ЛА без НДС}} = 1,303 + 0,325 = 1,628 \text{ млн. дол.};$$

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{ЛА без НДС}} + \text{НДС}; \quad (2.21)$$

$$C_{\text{ЛА}} = 1,628 + 0,325 = 1,953 \text{ млн. дол.},$$

де НДС – податок на додану вартість ЛА (держподаток в бюджет держави),
 $\text{НДС} = 0,2 \cdot C_{\text{ЛА без НДС}} = 0,2 \cdot 1,628 = 325.6 \text{ тис. дол.}$

2.3 Розрахунок вартості літака з двигунами

При оцінці вартісних показників двигуна його можна розглядати як самостійний об'єкт або з урахуванням льотно-технічних та вартісних показників літака, які можуть бути отримані при застосуванні на ньому двигунів з різними параметрами [6,10]. В другому випадку літак є лише засобом оцінки двигуна. При цьому такі параметри літака, як комерційне навантаження розрахункова дальність польоту при повному комерційному навантаженні на заданих висоті та швидкості польоту, довжина розбігу літака, залишаються незмінними, а питома маса, тяга, витрати палива, лобова площа двигуна позначаються на злітній масі гіпотетичного літака, а значить на масі та ціні планера. Таким чином, при вартісній оцінці різних варіантів проектуємого двигуна проміжною задачею є визначення злітної маси гіпотетичного літака. При цьому методика розрахунків їх точність та трудомісткість залежить від конкретної задачі вартісної оцінки

двигуна, типу літака, на якому він буде встановлений, від етапу ДКР, серійності та ін..[26]

Розрахунок вартості двигуна, придбаємих для літаків серійного виробництва, розраховуються укрупнено за наступними формулами:

Вартість ТРДД в середньому дорівнює :

$$C_{дв} = 61,183 \cdot K_{нво} \cdot N_{emax}, \quad (2.22)$$

де N_{emax} – максимальна еквівалентна потужність на валу, кВт.

$$C_{дв} = 61,183 \cdot 2 \cdot 1400 = 171,3 \text{ тис. дол.}$$

Тоді розрахункова середня ціна одного літака з двигунами буде складати:

$$C_{сдв} = C_{ла} + 2 \cdot C_{дв} = 1,953 + 2 \cdot 0,171 = 2,295 \text{ млн. дол}$$

2.4 Порівняльний аналіз варіантів конструкторських рішень з точки зору витрат на виготовлення

Напрями зниження витрат на виробництво продукції необхідно розглядати з точки зору оптимального поєднання зменшення витрат і підвищення якості.

Економічна література пропонує три основні способи досягнення поставлених завдань:

1) Технічні способи, які реалізуються за допомогою використання досконаліших і продуктивіших засобів праці і досягаються шляхом підвищення технічного рівня виробництва:

- впровадження нової і вдосконалення вживаної техніки і технології;
- розширення масштабів застосування нової техніки, технологій, модернізація і поліпшення експлуатації діючого устаткування;
- застосування нових видів і заміна споживаної сировини, матеріалів, палива і енергії, поліпшення їх використання;

2) Організаційні способи, які припускають оптимальне поєднання в часі і просторі засобів праці, предметів праці і робочої сили

3) Економічні способи, тобто створення мотиваційних механзмів, що забезпечують досягнення найкращих результатів при найменших витратах, а також альтернативні варіанти вирішення виробничих завдань: економічне стимулювання персоналу, оптимізацію з точки зору економічної ефективності об'єму виробництва, фінансування інвестицій.

До чинників, що впливають на об'єм і структуру продукції, структуру виробництва відносяться:

- відносна зміна умовно–постійних витрат як наслідок зміни обсягу виробництва продукції;

- відносна зміна амортизаційних відрахувань; - зміна структури продукції, що випускається;

- введення нових виробництв(а в об'єднаннях також і введення нових підприємств);

- освоєння нових підприємств і підготовка виробництва на діючих підприємствах.

Зміна умов господарювання досягається за рахунок зміни:

- цін на вироблювану продукцію;

- цін на споживані сировину, матеріали, комплектуючі, напівфабрикати, паливо і енергію;

- оплати праці.

Зміна витрат визначається стосовно кожного окремого чинника незалежно від його впливу (позитивного або негативного) на зниження собівартості продукції.

Економічна література пропонує три основні методи планування зниження собівартості: збільшений, уточнений і планування по техніко–економічних чинникам.

При збільшеному методі розрахунку зниження собівартості продукції враховується вплив на собівартість наступних чинників:

- зростання продуктивності праці і середньої заробітної плати;

- зростання обсягу виробництва, а залежно від нього;

- відносного і абсолютного скорочення умовно–постійних витрат на одиницю продукції.

Збільшений розрахунок ведеться на основі структури собівартості продукції звітного періоду і очікуваної зміни витрат по окремих статтях витрат в плановому періоді в порівнянні з базовим.

2.5 Висновки

У результаті проведених розрахунків були визначена загальна ціна проекту ЛА, повна собівартість літака без вартості двигунів, розрахункова ціна літака без двигунів і ціна літака з двигунами:

- загальні витрати ОКБ і ціна проекту ЛА: $S_{окб} = 79,6$ тис. дол.;

- повна собівартість літака: $СП = 1,303$ млн. дол.;

- розрахункова ціна літака без двигунів з ПДВ: $Ц_{пдв} = 1,953$ млн. дол.;

- розрахункова ціна літака з двигунами з ПДВ: $Ц_{сдв} = 2,295$ млн. дол.

3 СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

«Дослідження відмови носової стійки шасі»

3.1 Формулювання проблеми

Авіаційна промисловість — це сфера, де безпека відіграє вирішальну роль. Одним із фундаментальних аспектів забезпечення безпеки польотів є належний стан кожної деталі повітряного судна, у тому числі і шасі. Відмова передньої носової стійки шасі є однією з критичних проблем, яка може суттєво вплинути на функціонування та безпеку повітряного судна під час злету, посадки та на землі.

Основними причинами відмов у таких випадках є:

- Втомне пошкодження конструкції злітно-посадкових механізмів
- Відмова в роботі гідравлічної та її резервних систем
- Заклинювання механізмів приводу заслонки шасі
- Некоректна робота систем кріплення стійки в її крайніх положеннях

Що несе в собі потенційні загрози для безпеки польотів, цілісності літака та комфорту пасажирів. Навіть невеликі деформації або нерівномірності у роботі шасі можуть призвести до серйозних наслідків.

Мета даного дослідження полягає у глибокому аналізі причин виникнення поломок носової стійки шасі ; конструкція вдосконаленого шасі, що зменшить ймовірність відмов; продовження ресурсу шасі до моменту повного циклу експлуатації літака. Це дослідження спрямоване не лише на покращення технічних аспектів шасі, а й на підвищення рівня безпеки в авіації та забезпечення безперебійної роботи літаків.

3.2 Попередні дослідження та публікації:

Огляд попередніх досліджень у цій області включає наступні аспекти. Для детального аналізу проблеми зібрано статистичні данні про відмови злітно-посадкових пристроїв за 10 років з 2009 по 2020 рік. Згідно з дослідженням, кількість аварійних посадок внаслідок помилок шасі зростає.

Тому у результаті аналізу виявилось, що серед аварій найчастіше поломки відбувалися в носовій частині шасі. На відмову носової стійки шасі припадає 54% всіх аварійних посадок, пов'язані з відмовою злітно посадкових пристроїв. Відмова всіх стійок 24% випадків, відмова тільки основних стійок 14% і 8% - інші випадки (рисунок 3.1)

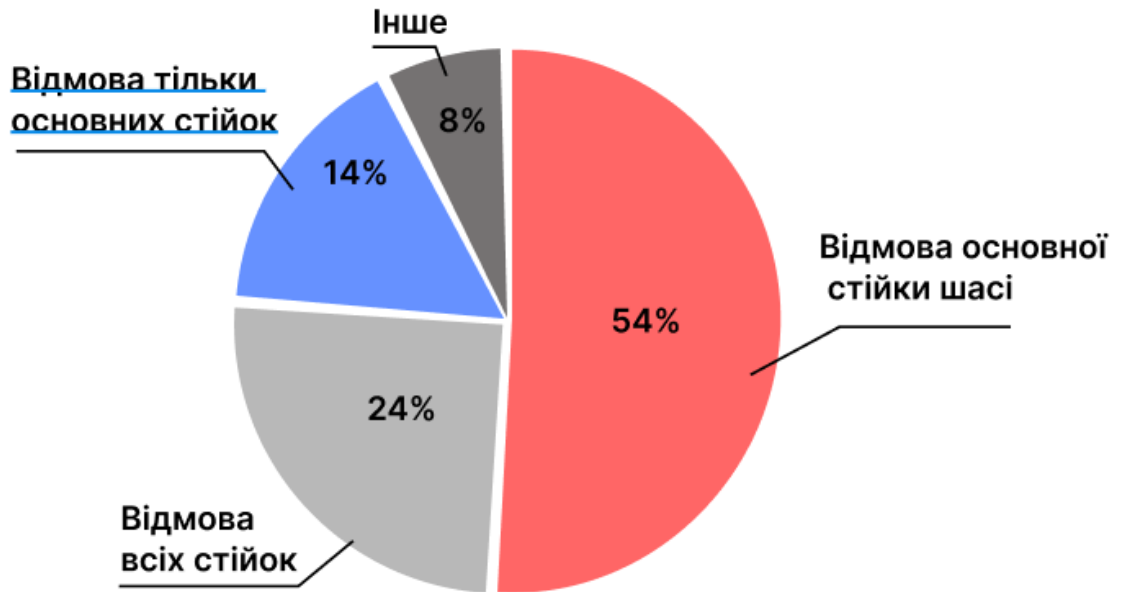


Рисунок 3.1 – Діаграма випадків несправності шасі

3.3 Вибір схеми:

Для забезпечення безвідмовної роботи носової стійки шасі пропонується його вдосконалення проектування шляхом розрахунку його окремих елементів, впровадження найсучасніших матеріалів, таких як титанові сплави з високою пластичністю. Завдяки цьому матеріалу стає можливим збільшити довговічність носової стійки шасі без збільшення його маси

Проектування виконується під вузько фюзеляжний літак середньої дальності з злітною масою 8360 кг

За прототип взято носову стійку шасі бізнесджету Learjet45 (рисунок 3.2)



Риунок 3.2 – Носова стойка шасі літака Learjet45

Проекта носова стійка становлена в передній частині фюзеляжу в площині симетрії літака. Збирається вперед, походу польоту, в герметичний відсік фюзеляжу, який закривається заслонками. Носова стойка оснащена колісним рульовим механізмом.

Очищення, а також відкриття та закривання заслонок стелажного відділення здійснюється за допомогою гідроциліндрів. Носова стойка випускається під дією власної ваги та зустрічного потоку повітря. Стетема керування колесом – це повна електрогідравлічна система стеження.

У висунутому положенні шасі має нахил в 4° , що покращує умови роботи системи збирання-випуску за зменшує вагу шасі.

Шасі має резервний гідравлічний циліндр втягування-розпуску, який працює від незалежної системи, здатної випустати шасі один раз перед посадкою, тим самим виключаючи аварійні посадки.

Для зниження вібрацій типу «шимі» на шасі встановлено демпфер, якй встановлюється перпендикулярно но власної осі стойки, що запобігає цьому явищу.

3.4 Розрахунок конструкції носової стійки шасі:

1. Для спрощення аналізу та прискорення отримання результатів буде виключено з розрахунку систему очищення/розряду на накладемо відповідні обмеження замість виключних елементів.

Переходимо до модуля Analysis & Simulation General Structural. У Nodes and Elements → Mesh → Activate вимикаємо сітку та встановлюємо граничні умови. Накладаємо обмеження за допомогою Static Case → Restraints Surface Slider and Connection Properties → Slider Connection Property.

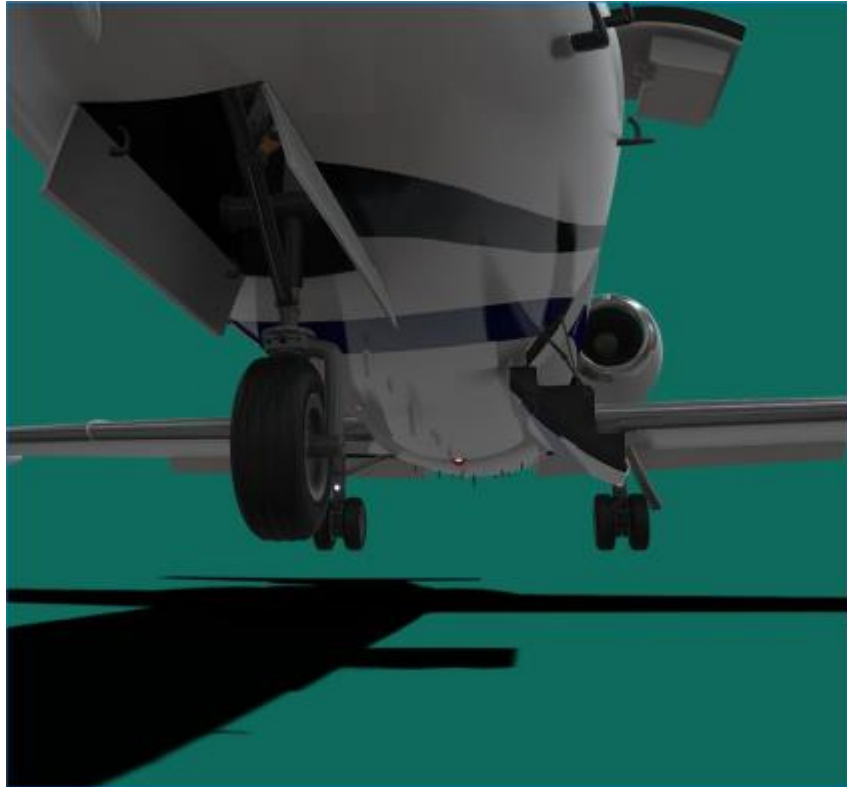


Рисунок 3.2 – Візуалізована носова стійка шасі

Припустимо, що носова стійка сприймає 10% маси всього літака. Потім, використовуючи Static Case ми прикладаємо розподільне навантаження D на вісь колеса в місцях розташування підшипників, що дорівнює

$$D_1 = 0.1 \cdot m_0 \cdot g$$

Підставивши данні отримаємо :

$$D_1 = 0.1 \cdot m_0 \cdot g = 0,1 \cdot 8360 \cdot 9,81 = 8201.16 \text{ N}$$

Для визначення бокової сили припустимо, що максимально ефективні напруження при експлуатації становлять не більше 15% від D

Тоді бічне навантаження становитиме:

$$D_2 = 0.15 \cdot D_1 = 123,01 \text{ N}$$

Проведемо розрахунки для двох випадків: сумісному навантаженню і вертикальному бічному напрямку та асиметричне навантаження на вісь колеса

Таблиця 3.1 – Дані з звіту

Конструкційний розрахунок			
1	Кількість вузлів	218334	Pcs
2	Кількість елементів	175098	Pcs
3	Кількість ступенів свобод	674889	Pcs
4	Параболічні тетраедри	131674	Pcs
Реакції при закріпленні від дії прикладеного навантаження			
5	F_x	$1.1034 \cdot 10^{-7}$	H
6	F_y	$-4.438 \cdot 10^3$	H
7	F_z	$-2.982 \cdot 10^4$	H
8	M_x	$-7.391 \cdot 10^2$	H·m
9	M_y	$3.1221 \cdot 10^{-7}$	H·m
10	M_z	$-1.0022 \cdot 10^{-7}$	H·m

Таким чином ми проведемо структурний аналіз стійки шасі, але сили будуть прикладені до колеса асиметрично. Для навантаження, зліва від осі напрямку польоту, вдвічі менше

Таблиця 3.2 – Данні розрахункового звіту

Реакції при закріпленні від дії прикладеного навантаження			
5	F_x	$2.9614 \cdot 10^{-7}$	H
6	F_y	$2.38 \cdot 10^3$	H
7	F_z	$-4.95 \cdot 10^4$	H
8	M_x	$2.791 \cdot 10^3$	N·m
9	M_y	$1.19 \cdot 10^{-6}$	N·m
10	M_z	$4.352 \cdot 10^{-8}$	N·m

3.5 Результати розрахунку:

Розглянуто аналіз загального напружено-деформованого стану в несучих елементах носової стійки шасі літака середньої дальності. Для спрощення аналізу та прискорення отримання результату аналізу було виключено з розрахунку систему очищення/розряду на накладено відповідні обмеження замість виключених елементів.

В результаті структурного аналізу від дії прикладених зусиль, отриманні переміщення, робочі та розтяжні навантаження в двох розрахункових випадках і отримані реакції при кріпленні від дії прикладеного навантаження.

Максимальна напруга від дії суміжного навантаження від дії D_1 та D_2 відповідно у вертикальному та поперечному напрямках в місцях розташування підшипників дорівнюють 170 МПа, максимальне переміщення 0,732 мм. Максимальне напруження розтягу – 180,3 МПа, а максимальна реакція кріплення $F_z = -2.982 \cdot 10^4 \text{ N}\cdot\text{m}$

Максимальна напруга від дії несиметричного навантаження на осі коліс у вертикальному напрямку в місцях розташування підшипників рівні до 377,8 МПа, масимальне переміщення – 1,539 мм, максмальне напруження на розтяг – 410, 5 МПа, а максимальна реакція закріплення $F_z = -4.95 \cdot 10^4 \text{ N}\cdot\text{m}$

3.6 Висновки

Висновок цієї роботи підкреслює важливість розуміння та управління проблемою відмови передньої носової стойки шасі . Після виконня аналізу та проведення розрахунків можливо зробити висновок, що конструкція є міцною, оскільки максимальні експлуатаційні напруження не перевищують граничної міцності конструкційного матеріалу 30X9H8M4P2C2 та БТ-22М, з якого виготовлена проектована носова стайка шасі.

Розрахункова маса без систем и виносу-прибирання становить 134,8 кг, що значно менше ніж на для аналогових літаків. Проте через те, що максимальні робочі напруги не перевищуюють межі витривалості матеріалу, конструкція потребує оптимізації ваги.

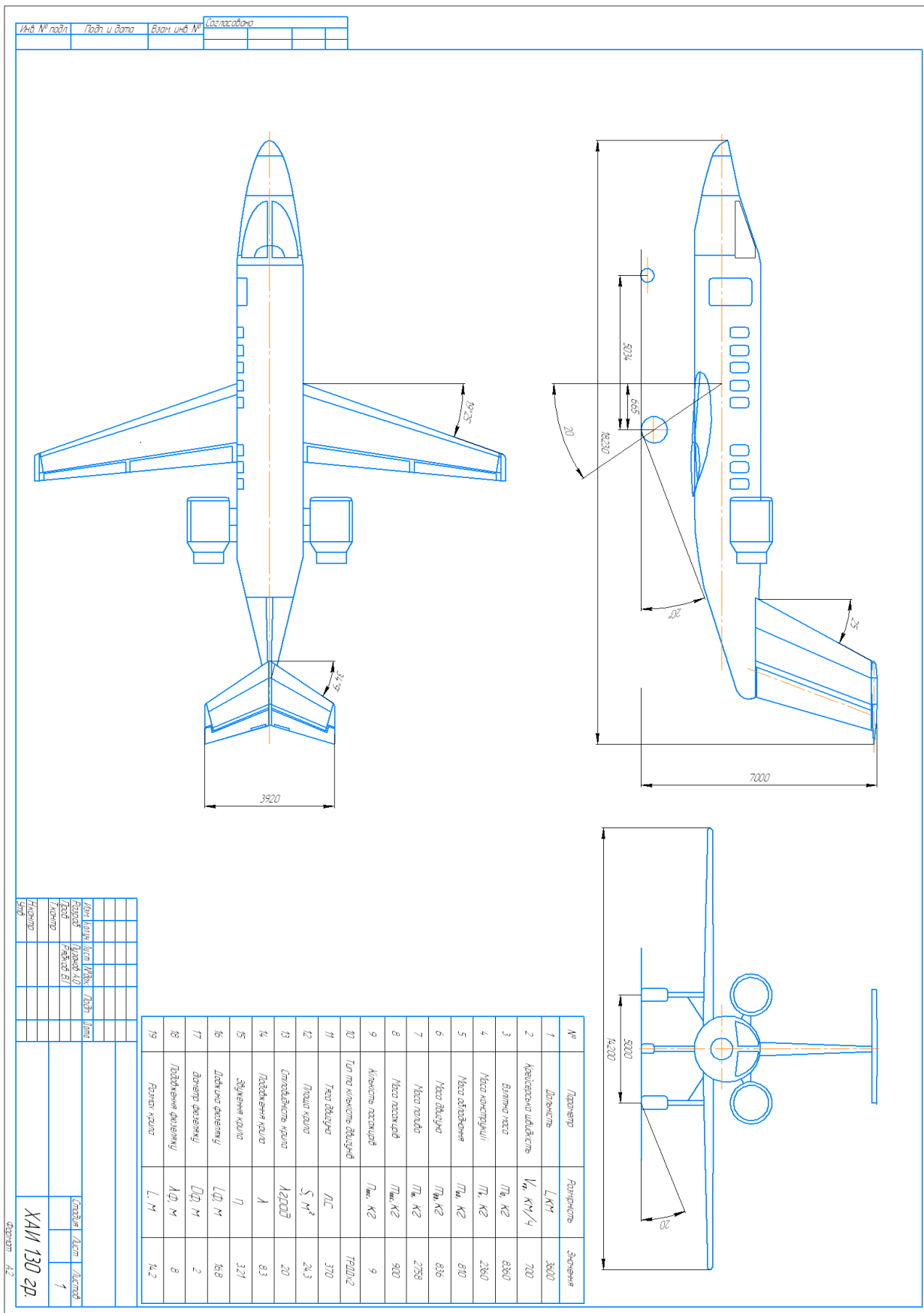
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Разработка аванпроекта самолета : учеб. пособие / А. К. Мялица и др. Харьков : ХАИ, 2010. 233 с.
2. Jetnet [Электронный ресурс]/ URL:<https://www.jetnet.com/research/reports/jetnet-iq-market-report-2019.html> (дата обращения: 12.01.2022).
3. Кривцов, В. С. Основы аэрокосмической техники [Текст] : учебник для высших учебных заведений (направление «Авиация и космонавтика») / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. Н. Федотов. Ч.2. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 901с.
4. Расчет на прочность самолета [Текст] : конспект лекций , Ч. 1 / П. А. Фомичев, А. В. Заруцкий, С. Ф. Мандзюк ; М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т". - Харьков. - Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2017. - 165 с
5. Николаенко, А. А. Проектирование лонжеронов крыла самолета [Текст] : учебное пособие для студентов специальности «Самолеты и вертолеты» / А. А. Николаенко, А. А. Редько, В. И. Рябков, и др. Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – 72 с
6. Арепьев А. Н. Руководство по проектированию пассажирских самолетов [Электронный ресурс] : учеб. пособие. В 5 т. Т. 2. М. 2012. URL: <http://arepiev.ru/tom-2/> (дата обращения: 06.04.2021).
7. Арепьев А. Н. Руководство по проектированию пассажирских самолетов [Электронный ресурс] : учеб. пособие. В 5 т. Т. 3. М. 2012. URL: <http://arepiev.ru/tom-3/> (дата обращения: 15.09.2021).
8. Арепьев А. Н. Руководство по проектированию пассажирских самолетов [Электронный ресурс] : учеб. пособие. В 5 т. Т. 4. М. 2012. URL: <http://arepiev.ru/tom-4/> (дата обращения: 15.09.2021).
9. Арепьев А. Н. Руководство по проектированию пассажирских самолетов [Электронный ресурс] : учеб. пособие. В 5 т. Т. 5. М. 2012. URL: <http://arepiev.ru/tom-5/> (дата обращения: 15.09.2021).

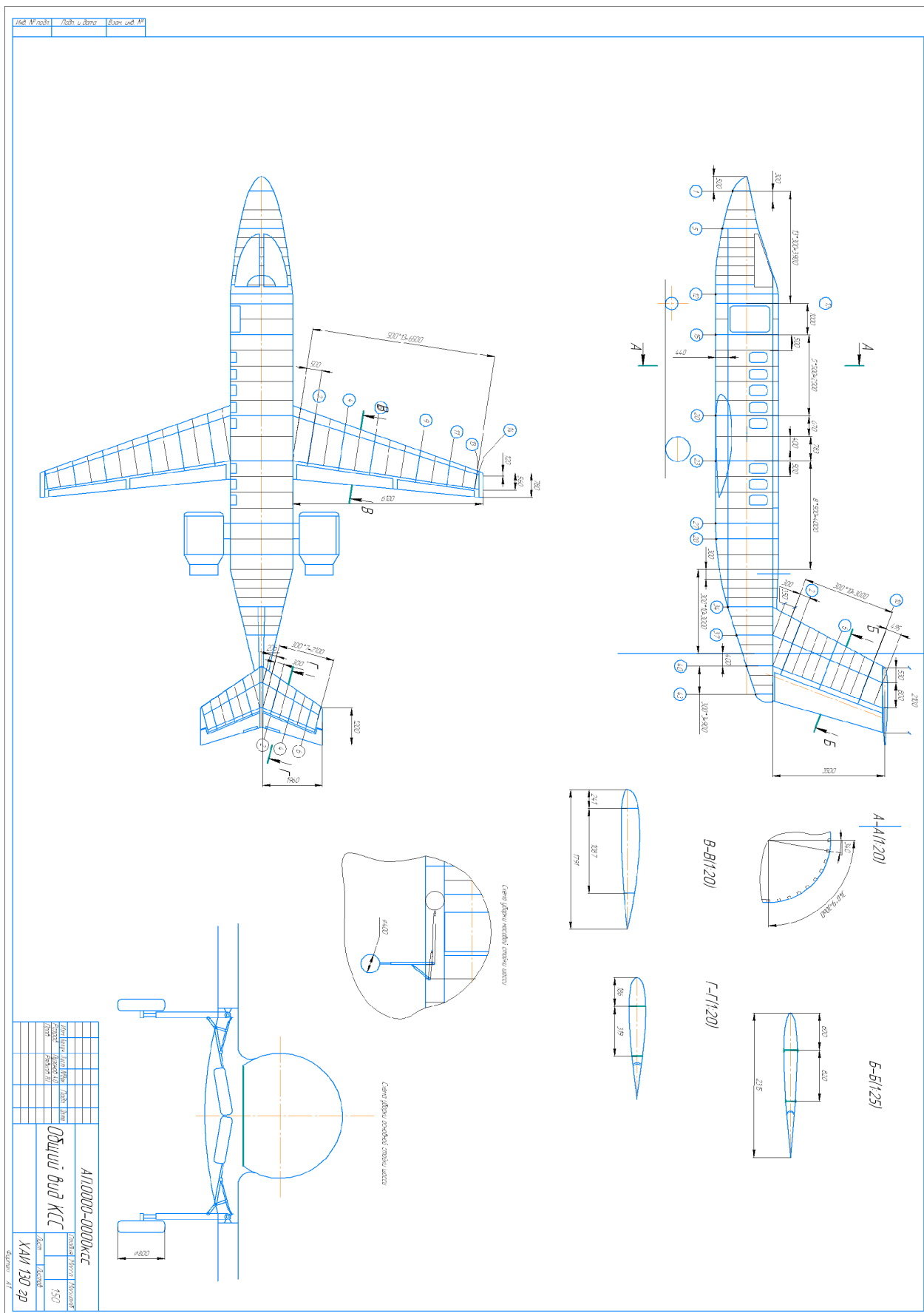
10. Вислов И. П. Эскизное проектирование легких самолетов [Электронный ресурс] : учеб. пособие. Самара : СГАУ. 2006. URL: <http://repo.ssau.ru/bitstream/Uchebnye-posobiya/Eskiznoe-proektirovanie-legkih-samoletov-Elektronnyi-resurs-ucheb-posobie-54460/1/Вислов%20И.П.%20Эскизное%20проектирование.pdf> (дата обращения: 15.10.2021).
11. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов : учеб. для вузов. 3е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 2005. 406 с.
12. Жолобов В. М. Аэрокосмическое общество Украины [Электронный ресурс]. URL: <http://www.space.com.ua> (дата обращения: 10.12.2021).
13. Концептуальное проектирование самолетов : учеб. пособие / под ред. В. А. Комарова. Самара : СГАУ, 2007. 92 с.
14. Л.В.Капианова, В.Н. Николаенко, А.А. Редько, В.И. Рябков, С.В. Трубаев, Т.П. Цепляева : Проектирование лонжерона крыла самолета – Учеб. Пособие для студентов специальности «Самолеты и вертолеты». – Харьков: Нац.Аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. -72с.
15. ОСТ 1 0012874. Герметичность изделий. Введ. 01.01.78. М. : Министерство, 1978. 7 с. (Нормы).
16. ОСТ 1.0087277. Соединения заклепочные. Введ. 01.07.1978. М. : Министерство, 1977. 25 с. (Методы испытаний).
17. ОСТ 1 3407385 – ОСТ 1 3408385. Заклепки с плоскоскругленной головкой. Введ. 01.07.1986. М. : Министерство, 1985. 14 с. (Конструкция и размеры).
18. ОСТ 1 34096-80 – ОСТ 1 34101-80. Заклепки с потайной головкой $\angle 120^\circ$. Введ. 01.07.1986. М. : Министерство, 1980. 6 с. (Конструкция и размеры).
19. Рудман, Л. І. Довідник конструктора штампів: Листове штампування [Текст] / за заг. ред. Л. І. Рудман. – М., 1988. – 496 с.

20. Проектування шасі літаків [Текст]: підручник / В. І. Рябков, В. А. Трофімов, В. М. Павленко та ін. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2011. – 340 с.
21. Проєтування силових установок авіаційної техніки [Текст] : посібник для практичних занять та курсового проектування / Р. Ю. Цуканов, О. І. Риженко. — Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2020. — 146 с.
22. Авіаційні силові установки [Текст] : консп. лекцій / С. В. Єпіфанов, Р. Ю. Цуканов — Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харьков. авіац. ін-т», 2020. — 331 с..
23. Рудман, Л. І. Довідник конструктора штампів: Листове штампування [Текст] / за заг. ред. Л. І. Рудман. – М.:, 1988. – 496 с.
24. Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] URL: <http://airwar.ru/enc/la/rysachok.html> (дата обращения: 20.09.2021).
25. Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] URL: <http://www.airwar.ru/lanow.html> (дата обращения: 24.04.2021).
26. Техничко-економическое обоснование конструкций самолетов и двигателей / А.И Бабушкин, В.А Пильщиков, В.А Резчик и др. – Учеб. Пособие по дипломному проектированию. Харьков: Нац. Аэрокосмический ун-т «ХАИ», 2000. – 51с

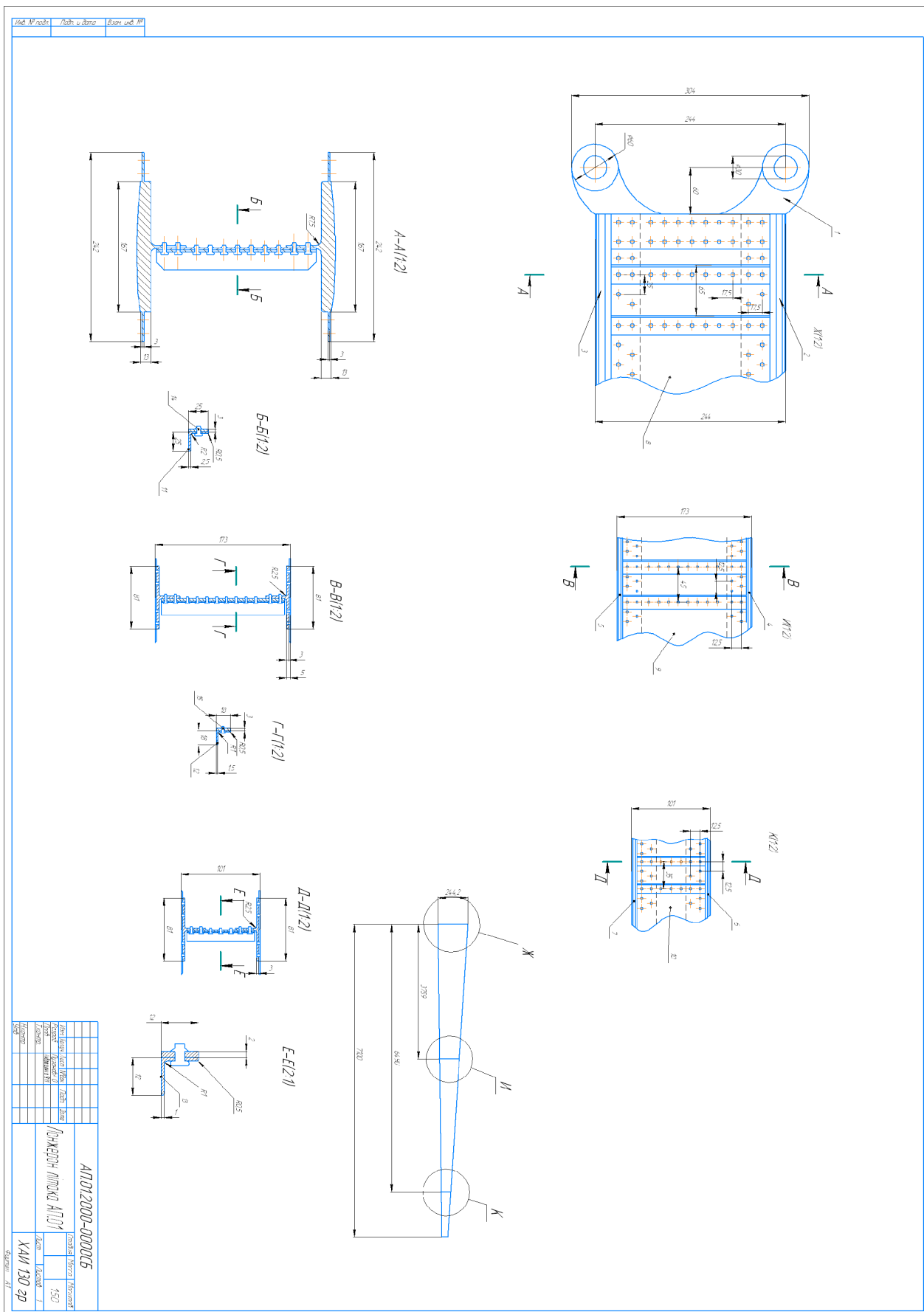
ДОДАТОК А



ДОДАТОК Б



ДОДАТОК В



ДОДАТОК Г

Инд. № подл.	Подл. и дата	Взнос инд. №	Инд. № одл.	Подл. и дата	Стор. №	Пер. пилен.			
Формат	Зона	Поз.	Обозначення	Наименование	Документація	Кол.	Масса	Материал	Примечание
			АЛ01.2000-0000.Г3	Пояснювальна записка		1			
А1			АЛ01.2000-0000.СБ	Складальне креслення		1			
				Складальні одиниці					
				Вушко стикового вузла		1	ЗОХГСА		
				Верхній пояс		1	Д16Т		
				Нижній пояс		1	Д16Т		
				Верхній пояс		1	Д16Т		
				Нижній пояс		1	Д16Т		
				Верхній пояс		1	Д16Т		
				Нижній пояс		1	Д16Т		
				Стінка		1	Д16		
				Стінка		1	Д16		
				Стінка		1	Д16		

Изм.	Лист	№ докум.	Подл.	Дата
Разраб.	Пизанов А.О.			
Проф.	Андрюшенко В.И.			
Нач. отд.				
Инж.				

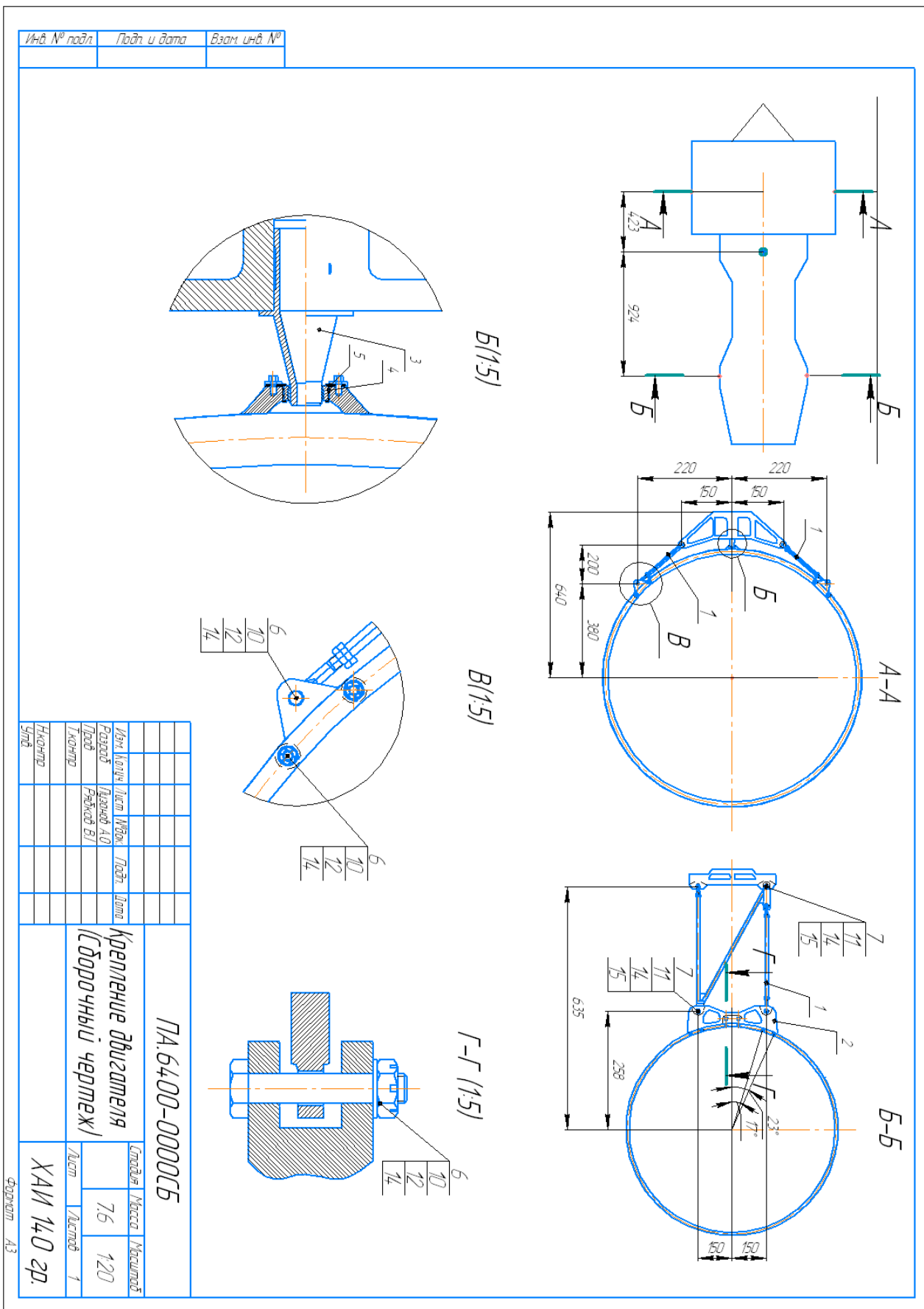
АЛ.01.2000-0000.

Специфікація

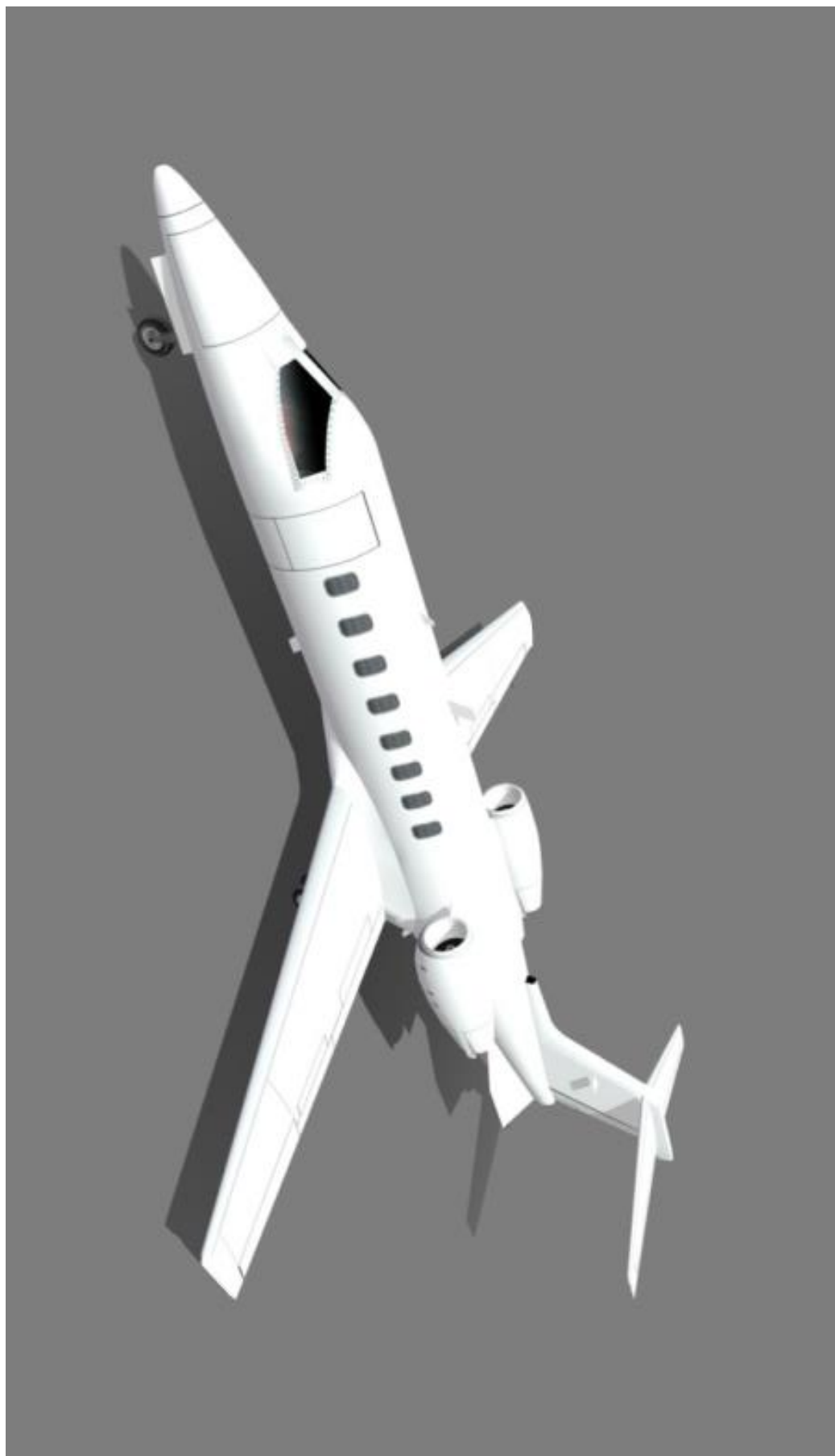
ХАН, зр. 130

Копія
Формат А4

ДОДАТОК Д



ДОДАТОК Є



ДОДАТОК Ж

