

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТУ І НАУКУ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка
до дипломного проекту
(тип кваліфікаційної роботи)

другий (магістерський)
(освітній ступінь)

на тему:

***«Середньомагістральний транспортний
літак з чотирма ТРД»***

ХАІ.103.196-ЛВ-1.21В.134.1233-9/21-1 ПЗ

Виконав: студент(ка) курсу групи № 196-ЛВ-1
Галузь знань 13 «Механічна інженерія»
(код та найменування)

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-
космічна техніка»
(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»
(найменування)

Кириленко Марина Володимирівна
(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Рябков Віктор Іванович
(ім'я прізвище)

Рецензент: Павленко Сергій Анатолійович
(ім'я прізвище)

Харків – 2023

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. Андрій ГУМЕННИЙ
« _____ » _____ 202__ року

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Кириленко Марина Володимирівна
(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи _____ «Середньомагістральний транспортний літак з чотирма ТРД» _____

керівник кваліфікаційної роботи _____ Рябков Віктор Іванович, д.т.н., проф. _____
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 1647-уч від « 28 » листопада 2022 року

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи _____ 13.01.2023 _____

Вихідні дані до роботи _____ $L = 5000$ км, $m_{\text{ком}} = 45000$ чол., $V_{\text{кр}} = 850$ км/год, _____
_____ $H_{\text{кр}} = 11000$ м, $L_p = 1600$ 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.

- 1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака.
 - 1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних.
 - 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.
 - 1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань.
- 1.2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака**
- 1.2.1 Розрахунок поляр та аеродинамічного якості у злітної, посадкової та крейсерській конфігураціях літака.
 - 1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг.
- 1.3. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання крила проектного літака**
- 1.3.1. Розробка майстер-геометрії агрегату.
 - 1.3.2. Визначення навантажень, що діють на крило літака.
 - 1.3.3. Проектувальний розрахунок силових елементів регулярної зони в перерізі агрегату.
- 1.4. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання систем силової установки**
- 1.4.1. Аналіз схем системи кріплення двигуна та конструктивних особливостей їх виконання на літаках заданого типу.
 - 1.4.2. Вибір та обґрунтування схеми кріплення двигуна.
 - 1.4.3. Визначення навантажень та вибір матеріалу для силових елементів системи кріплення двигуна.
 - 1.4.4. Визначення геометричних параметрів і розробка конструкції силових елементів системи кріплення двигуна.
 - 1.4.5. Вибір та обґрунтування складу силової установки літака.
 - 1.4.6. Проектування паливної системи.
 - 1.4.7. Проектування протипожежної системи силової установки.
 - 1.4.8. Проектування масляної системи

2. Економічний Розділ

РОЗРАХУНОК ПОКАЗНИКІВ ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ

2.1. Конкурентні переваги літака, що проектується, та оцінка можливих обсягів його реалізації.

- 2.1.1 Характеристика тактико-технічних показників літака, що проектується, як товарного продукту.

- 2.1.2 Споживчі якості літака, що впливають на конкурентні переваги та економічні витрати при проектуванні літака в дослідному конструкторському бюро та при серійному виготовленні літака на виробничому авіаційному підприємстві.
- 2.1.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень та визначення об'єму можливих продаж готових ЛА.
- 2.2. Вихідні дані для розрахунку тактико-економічних показників ефективності створення літального апарату.**
- 2.2.1 Дані для розрахунку витрат в дослідницько-конструкторському бюро.
- 2.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літального апарату.
- 2.3. Розрахунок основних тактико-економічних показників проектування та виробництва літального апарату**
- 2.3.1 Розрахунок витрат дослідницько-конструкторського бюро.
- 2.3.2 Розрахунок витрат на серійне виготовлення літального апарату
- 2.4. Оцінка ефективності виготовлення літального апарату в залежності від об'ємів їх реалізації на ринках збуту.**
- 2.5. Висновки щодо економічного розділу.**

3 Спеціальне завдання

Дослідження впливу маси та швидкості на кінетичну енергію літака під час пробігу по злітно-посадковій смугі (ЗПС) під час посадки.

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

- майстер-геометрія поверхні літака,
 - креслення загального вигляду (формат А1);
 - модель розподілу простору (об'ємно-масове компонування);
 - конструктивно-силове компонування літака (формат А1).
-
- майстер-геометрія агрегату;
 - модель розподілу простору агрегату.

Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1. Конструкторський розділ	Рябков В. І. д.т.н., проф.		
2. Економічний розділ	Любушкіна І. О., старший викладач		
3. Спеціальне завдання	Рябков В. І. д.т.н., проф.		

Нормоконтроль _____ «____» _____ 20__ р.
(підпис) (ім'я та прізвище)

Дата видачі завдання «____» _____ 20__ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1	Конструкторський розділ		
2	Економічний розділ		
3	Спеціальне завдання		

Здобувач

_____ **Марина КУПУЛЕНКО**
(підпис) (ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

_____ **Віктор РЯБКОВ**
(підпис) (ім'я та прізвище)

РЕФЕРАТ

Звіт про дипломний проект магістра. 116 с., 51 рис., 5 додатків, 15 джерел.

Мета роботи – спроектувати транспортний літак, спроектувати його агрегати та системи, визначити вплив агрегатів літака на його аеродинамічні й масові характеристики.

У дипломному проекті магістра представлено: статистичне проектування вигляду літака; визначення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик літака; розрахунок крила літака на міцність; проектування конструктивно-силових елементів агрегатів літака, елементів силової установки літака; розробка технології виготовлення агрегату літака; розрахунок показників економічної ефективності.

У результаті виконання дипломного проекту магістра був спроектований транспортний літак, а також закріплені знання, отримані в теоретичних курсах.

Пропозиції про розвиток об'єкта проектування – застосування більш ефективних методів проектування, впровадження нових методів проектування на ЕОМ, впровадження нових матеріалів.

ЛІТАК, МІЦНІСТЬ, СИЛОВА УСТАНОВКА, ШАСІ, ФЮЗЕЛЯЖ, КРУЛО, ЦІНА, РЕНТАБЕЛЬНІСТЬ.

Умови отримання роботи: за письмовим дозволом завідуючого кафедрою проектування літаків і вертольотів в бібліотеці кафедри 103 Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «ХАІ».

ЗМІСТ

ВСТУП.....	10
1 КОНСТРУКТОРСЬКУЙ РОЗДІЛ.....	11
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака	11
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака.....	11
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака	12
1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних	13
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака і типу його силової установки	19
1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях	20
1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу.....	31
1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів	32
1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно- силового компонувань	36
1.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака.....	41
1.2.1 Розрахунок поляр та аеродинамічного якості у злітної, посадкової та крейсерській конфігураціях літака	41
1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг	46
1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання крила проектованого літака.....	49
1.3.1 Розробка майстер-геометрії агрегату.....	49
1.3.2 Визначення навантажень, що діють на крило літака	50
1.3.3 Проектувальний розрахунок силових елементів регулярної зони в перерізі агрегату.....	57
1.4 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання систем силової установки.....	67
1.4.1 Аналіз схем системи кріплення двигуна та конструктивних особливостей їх виконання на літаках заданого типу	67

1.4.2	Вибір та обґрунтування схеми кріплення двигуна	67
1.4.3	Визначення навантажень та вибір матеріалу для силових елементів системи кріплення двигуна	69
1.4.4	Визначення геометричних параметрів і розробка конструкції силових елементів системи кріплення двигуна	72
1.4.5	Вибір та обґрунтування складу силової установки літака.....	75
1.4.6	Проектування паливної системи.....	75
1.4.7	Проектування протипожежної системи силової установки.....	77
1.4.8	Проектування масляної системи	77
2	ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	79
2.1	Конкурентні переваги літака, що проектується і оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту.....	79
2.1.1	Характеристика тактико-технічних показників літака, що проектується	79
2.1.2	Споживчі якості літака	79
2.1.3	Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень	80
2.2	Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення ЛА	80
2.2.1	Дані для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро	80
2.2.2	Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво ЛА.....	81
2.3	Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування і виробництва ЛА.....	81
2.3.1	Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро	81
2.3.2	Розрахунок витрат на серійне виробництво ЛА	83
2.4	Оцінка ефективності виробництва ЛА в залежності про обсягів їх реалізації на ринках збуту	87
2.4.1	Визначення точки беззбитковості виробництва ЛА.....	87

2.5 Висновок економічної частини	88
3 СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ. ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ МАСУ ТА ШВИДКОСТІ НА КІНЕТИЧНУ ЕНЕРГІЮ ЛІТАКА ПІД ЧАС ПРОБІГУ ПО ЗЛІТНО-ПОСАДКОВІЙ СМУЗІ (ЗПС) ПІД ЧАС ПОСАДКУ.....	89
3.1 Особливості використання середньомагістральних транспортних літаків	89
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПУСОК.....	92
ДОДАТОК А.....	93
ДОДАТОК Б.....	95
ДОДАТОК В.....	100
ДОДАТОК Г.....	105
ДОДАТОК Д.....	107

ВСТУП

Постійне зростання вимог до авіаційної техніки, необхідність заміни застарілого парку, зміна структури ринку авіаційних перевезень створюють потребу в розробці нових типів літаків. Одним з найбільш актуальних напрямків у проектуванні авіаційної техніки є створення нового транспортного літака середніх повітряних ліній. Такий літак як ІЛ-76, до сих пір використовується для забезпечення потреб населення і промисловості, виробив свій ресурс. Однак заміна їх на новий літак, вітчизняного виробництва або виробництва інших країн, не відбувається. Зарубіжні ринки збуту жорстко контролюються західними виробниками, роблячи практично неможливим вихід нових вітчизняних літаків на ринок Європи, Північної і Південної Америки.

Внутрішній ринок цивільної авіаційної техніки знаходиться в затяжній кризі. Авіаційні компанії вважають за краще максимально використовувати застарілу, але перевірену техніку, яка потребує менших вкладень. Основна причина такої ситуації, полягає у відсутності у регіональних авіакомпаній фінансових коштів для закупівель нової техніки.

У цих умовах модернізація парку літаків для середньомагістральних перевезень здійснюється низькими темпами. Таким чином, перспективний транспортний літак середньомагістральних повітряних ліній повинен бути економічно ефективним при експлуатації.

Для цього слід провести ознайомлення з основними тактико-технічними вимогами (ТТТ), пред'явленими до літака, льотно-технічними характеристиками (ЛТХ), схемами, основними параметрами.

1 КОНСТРУКТОРСЬКУЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

Автоматизація проектування відноситься до основних напрямів науково-технічного прогресу і покликане забезпечити виконання більшого обсягу проектно-конструкторських робіт в прийнятні терміни за допомогою обмежених людських і матеріальних ресурсів.

Автоматизованим називається проектування, при якому окремі перетворення описів об'єкта і (або) алгоритми його функціонування, а також подання описів на різних мовах здійснюються шляхом взаємодії людини з електронно-обчислювальною машиною.

1.1.1 Розробка концепції створення проектного літака

Необхідно розробити літак транспортної категорії який буде відповідати новітнім вимогам авіабудування. Він повинен бути конкурентоспроможним на сучасному ринку, де у наш час ведеться жорстка боротьба між гігантами авіабудування, такими наприклад як Boeing та Airbus. Проектований літак має бути доступним для придбання місцевими авіалініями України, при цьому мати великий запас ресурсу та надійність.

Розроблення концепції літака транспортної категорії:

- По аеродинаміці – розробка і створення аеродинамічного компонування літака з крейсерським аеродинамічним якістю порядку 14-15 одиниць і злітною аеродинамічним якістю близько 11 одиниць;
- За ваговим досконалістю – розробка і створення конструкцій планера і систем з ваговою віддачею з корисного навантаження не менше 56 ... 58% (по масі планера – не більше 30%);
- По силовій установці – розробка і створення силової установки літака з новими двоконтурними турбореактивними двигунами з великим ступенем двухконтурності, що забезпечує питома витрата палива на крейсерських режимах польоту не більше $C_p=0,57 \dots 0,59$ кг палива / кг тяги ч;
- По міцності – розробка і створення конструкції планера і систем, яка при необхідній ваговій віддачі забезпечує ресурс не менше 8000 польотів і 40000 льотних годин;
- По управлінню – розробка і виробництво не має аналогів у світовій практиці автоматизованої багатоканальної електрогідродистанційної системи управління літаком, що забезпечує необхідний рівень надійності і безпеки польоту при малому ступені стійкості;
- По системам літака – розробка і створення багатоканальних і надійних систем енергопостачання потужністю 60 кВт, гідравліки – потужністю 200 к.с, управління механізацією, що не має собі аналогів у вітчизняній і зарубіжній

практиці літакобудування;

- По електроніці – розробка і створення принципово нових комплексів бортового обладнання на цифрову техніку, що забезпечують задані вимоги по пілотажним, навігаційним характеристикам з підвищенням точності обчислення в порівнянні з обладнанням літаків аналогів;

- По експлуатаційної технологічності, надійності і безпеки – розробка і створення конструкції вантажної кабіни і вантажно-розвантажувального обладнання для забезпечення швидкої навантаження і вивантаження і безпечного перевезення великогабаритної і великовагової техніки і вантажів;

- Забезпечення часу передпольотної підготовки не більше 2 годин, заміни обладнання при відмові – не більше 30 хв, питомої трудомісткості обслуговування – не більше 25 чол.год/год польоту.

Для досягнення необхідних характеристик потрібно використовувати в першу чергу статистичні данні. Данні про літаки які вже перевірені часом, дозволяють отримати уявлення о необхідній конструкції літака та йогоагрегатів, о кількості членів екіпажу, та аеродинаміки.

По друге, треба використовувати сучасні програми автоматизованого проектування, такі як Компас 3D, Catia, Ansys. Котрі дозволять скоротити час потрібний для проектування літака.

1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака

Призначення проектованого літака: транспортний середньомагістральний літак для перевезення різноманітних вантажів.

Основні завдання, що виконуються базовим літаком: перевезення великогабаритних вантажів.

Варіанти використання і можливі модифікації літака: використання для перевезення військовослужбовців і техніки, а також використання в якості рятувального або санітарного літака.

Склад цільового (комерційного) навантаження: великогабаритні вантажі, люди, які супроводжують вантажі.

Склад екіпажу: командир, другий пілот, бортінженер, два оператора вантажно-розвантажувального обладнання.

Ступінь автоматизації основних етапів польоту: висока, забезпечується бортовими системами автоматичного управління.

Умови базування, клас аеродрому, тип ВПП: аеродром класу 1, бетонована та грантова ЗПС.

Загальні технічні вимоги до літака. Ці вимоги визначають основні льотні якості майбутнього літака, його надійність і безпеку. Перелік якісних вимог вказує найважливіші властивості літака, на які при проектуванні слід звертати увагу в першу чергу. Список вимог:

- 1) Висока крейсерська швидкість польоту, досягається за рахунок аеродинамічних властивостей планера, та встановленням сучасних двигунів;
- 2) Швидкість навантаження і вивантаження, залежить від обладнання вантажного відсіку;
- 3) Хороші злітно-посадочні характеристики і можливість експлуатації зґрунтових аеродромів, на що впливає механізація крила, та тип шасі;
- 4) Висока паливна ефективність, залежить від ступні двоконтурності;
- 5) Можливість автономної експлуатації з непередготовлених аеродромів;
- 6) Зручність обслуговування і ремонту, для чого у конструкції повинно необхідно передбачити спеціальні розбірні з'єднання, та спеціальні отвори з люками.

Вхідні дані проектного літака занесені в таблицю 1.1.1.

Таблиця 1.1.1 – Параметри літака

Тип параметра	$V_{кр.}$, км/ГОД	L , км	$m_{ва}$, кг	$H_{кр.}$, км
Транспортний літак	850	5000	45000	11

Для виробництва літака основною умовою є те, що велика кількість виробів та деталей потрібна бути взаємозамінною. Тому що при зборці літака потрібно уникнути підгінних робіт.

Основні обмеження при проектуванні літака що накладаються авіаційними правилами, це коефіцієнт безпеки f , та максимальне експлуатаційне перевантаження, які вказані у АП-25.

Коефіцієнт безпеки $f = 1.5...2.5$ показує у скільки разів руйнівне навантаження більше максимального експлуатаційного. Авіаційні конструкції розраховуються не по напрузі, що допускається, як в загальному машинобудуванні, а по руйнівній. Тому що, зрозуміло – культура ваги, мінімізація маси – основний напрямок діяльності інженерів при проектуванні літаків. Відносна близькість до руйнуючих навантажень компенсується високою точністю визначення навантажень на літак і застосуванням різних методів розрахунку, для отримання впевненого результату розрахунку.

1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних

Для збору статистичних даних про літаки такого класу були обрані такі літаки:

- Ул-76ТД, Росія;
- Boeing C-17 Globemaster III, США;

- Boeing 767-300 Freighter, США;
- Lockheed C-141, США;
- McDonnell Douglas KC-10, США.

Літак Ул-76 здатний доставляти вантажі максимальною масою 28-60 т на відстань 3600 – 4200 км з крейсерською швидкістю 770 – 800 км/год.

Призначений для експлуатації на бетонованих і ґрунтових аеродромах з міцності не нижче 0.6 МПа. Довжина розбігу на зльоті для літака становить 1500 – 2000 м, а пробіг при посадці 930 – 1000 м.

Літак побудований за традиційною для важких транспортних літаків схемою однофюзеляжного високоплана із стрілоподібним крилом і однокільовим, Т – образним оперенням. Крило літака трапецієвидне з переломом по задній кромці. Стрілоподібність крила по лінії чвертей хорд – 25° . Кожна консоль крила обладнана потужною механізацією і має в своєму розпорядженні п'ятисекційний передкрилок і два трьохщелевих закрилків. В наявності також двосекційний елерон і чотири гальмівних щитка.

Літак УЛ-76 показаний на рисунку 1.1.1.

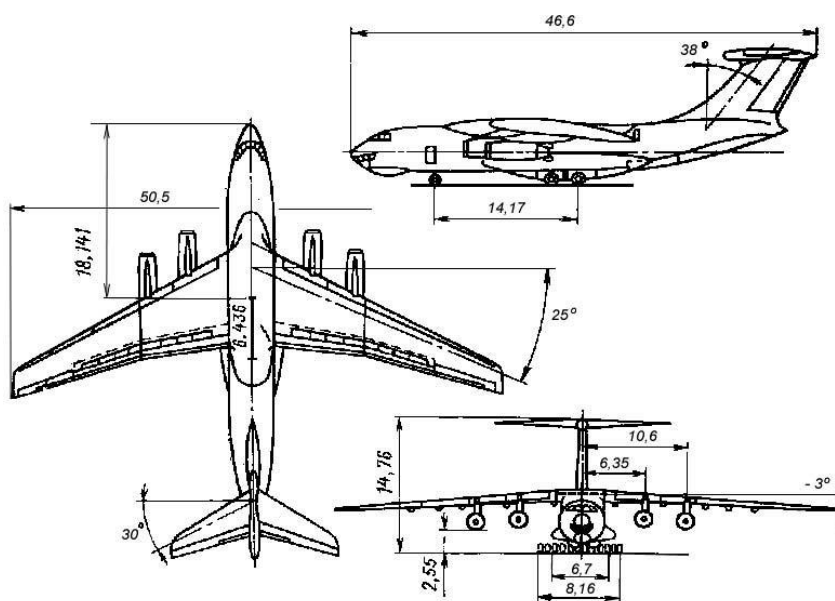


Рисунок 1.1.1 – Ул-76

Літак Boeing C-17 Globemaster III виконаний за нормальною аеродинамічною схемою з фюзеляжем великого діаметра, з високо розташованим крилом і Т – подібним оперенням. Крило з кутом стрілоподібності 25 град і надкритичним профілем, подовження крила 7.2. Кінцеві аеродинамічніповерхні (КАП), також з надкритичним профілем, мають висоту 2.9 м, площу 3.33 м^2 , кут стрілоподібності 30 град, кут нахилу убік від вертикалі 15 град. Обшивка крила виконана з використанням панелей довжиною 26.82 м. Елерони - одні з найбільших

компонентів конструкції з КМ: площа одного елерона 5.9 м^2 , довжина 6.4 м , кінцева хорда 0.76 м , коренева 1.32 м .

Механізація крила включає передкрилки по всьому розмаху і двохщільні закритки з обдувом потоком газів від двигунів.

Фюзеляж типу полумонокок зі скошеною вгору хвостовою частиною знизу якої розташовані два аеродинамічних гребеня. Типова чисельність екіпажу три людини.

Шасі триопорне забирається з гідравлічним приводом і можливістю аварійного випуску під дією сили тяжіння.

Літак Boeing C-17 Globemaster III показаний на рисунку 1.1.2.

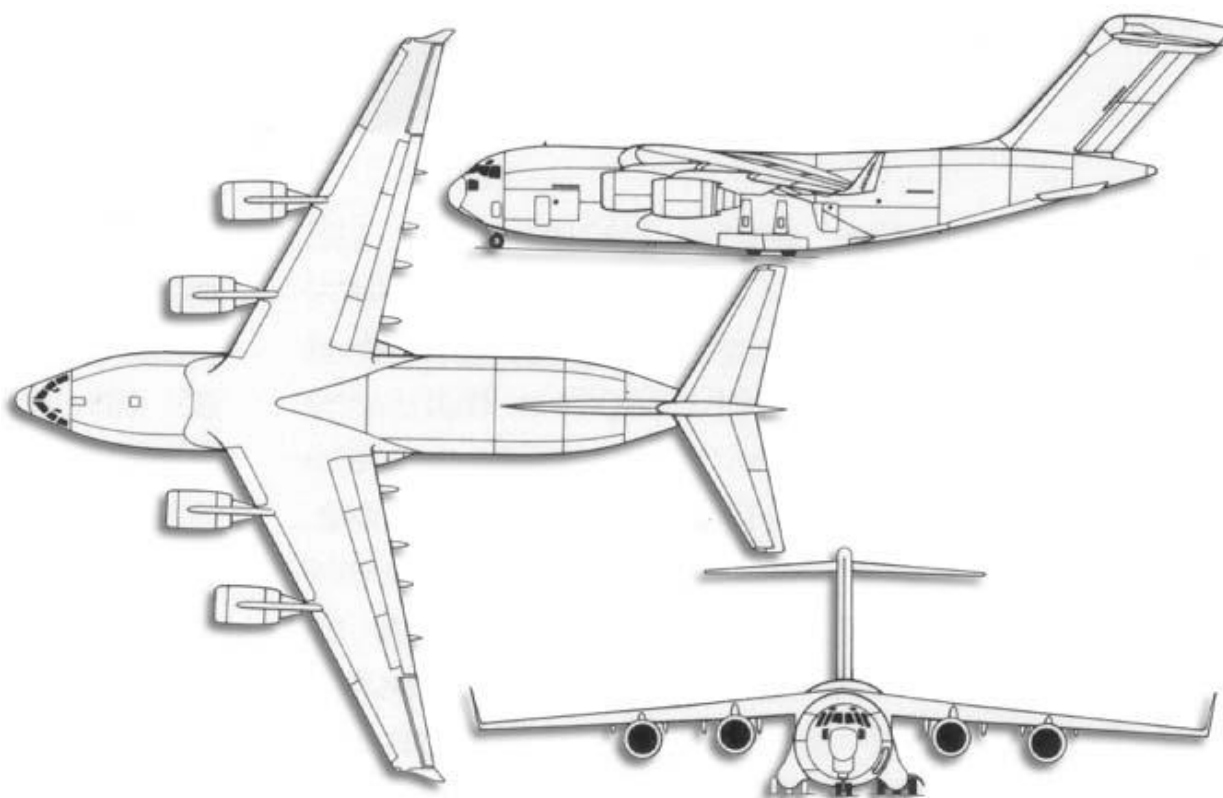


Рисунок 1.1.2 – Boeing C-17

Середньоміагістральний транспортний літак Boeing 767-300, розроблений американською фірмою Boeing. У 1993 році на основі пасажирського літака Boeing 767-300 почалася розробка вантажного варіанту Boeing 767-300 Freighter, обладнаного бічними вантажними дверима, спеціальним вантажно-розвантажувальним обладнанням і не має вікон у вантажній кабіні. Літак розрахований на перевезення 54400 кг комерційного навантаження у вантажній кабіні, яка має об'єм 457 м^3 .

Рактивний вільнонесучий низькоплан з класичним хвостовим оперенням. Фюзеляж типу полумонокок, зі шпангоутами, стрингерами і працюючою

обшивкою. Фюзеляж круглого перетину, його секції з'єднані вільчатими роз'ємами і сталевими болтами.

Крило – стріловидне 37.5 град. Відносна товщина профілю 13.44% в кореневій частині 7.8% в середній і 8% на кінцях крила. Воно має трилонжеронну конструкцію з нервюрами, стрингерами і працюючою обшивкою, розділяється на центроплан, що кріпиться до фюзеляжу, і два напівкрила. Крило оснащено потужною механізацією. За допомогою складної системи штовхачів і тяг при випуску щитків обшивка згинається і разом з носком передньої кромки крила набуває профіль передкрилка. Випуск і прибирання щитків здійснюють за допомогою пневмопривода. Коли після посадки літака включається реверс тяги, всі щитки, щоб уникнути пошкодження реактивним струменем, автоматично забираються.

Літак Boeing 767-300 показаний на рисунку 1.1.3.

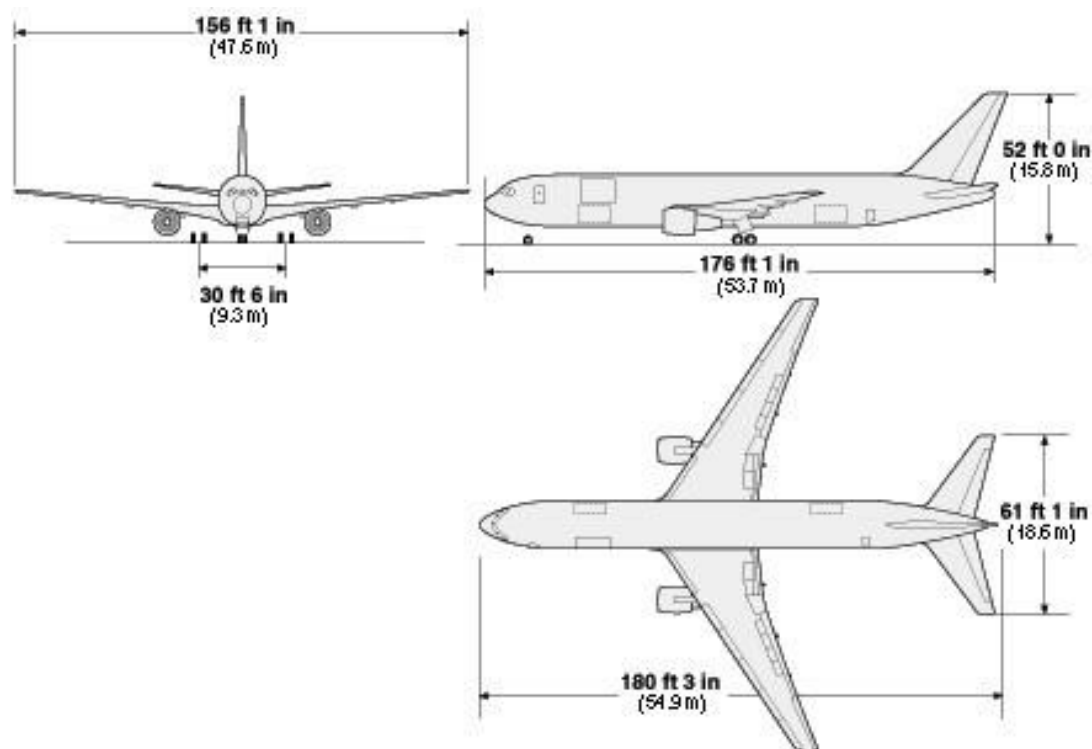


Рисунок 1.1.3 – Boeing 767-300

Літак Lockheed C-141 виконаний за нормальною аеродинамічною схемою з високорозміщеним крилом і Т – подібним хвостовим оперенням. Він має суцільнометалеву конструкцію, виконану відповідно до принципів безпечної пошкоджуваності. Призначений ресурс планера спочатку був визначений в 40000 ч. Проте в другій половині 80-х років у зв'язку з посиленням центропланавін зріс до 60.000 ч.

Крило – кесонне двохлонжеронне, з фермовими нервюрами і обшивкою з механічно оброблених панелей. Кут стрілоподібності по лінії 1/4 хорд – 25 °.

Профіль крила серії НАСА 00 – з відносною товщиною 13% у кореня і 10% на кінцях, кут установки – 4.9° у кореня і -0.7° на кінцях, кут поперечного V дорівнює 1.2° , довжина САХ – 6.77 м, довжина кореневої хорди – 10.11 м, подовження – 7.9. Крило забезпечено елеронами (загальна площа – 15.88 м^2) і закрилками Фаулера (49.15 м^2). На верхній і нижній поверхнях крила перед закрилками встановлено інтерцептори (25.55 м^2) з максимальним кутом відхилення 21° на верхній і 5° на нижній поверхні. Інтерцептори використовуються в якості гасителів підйомної сили і повітряних гальм.

Фюзеляж – типу полумонокок, круглого поперечного перерізу, виготовлений із застосуванням алюмінієвого сплаву. Встановлено обмежувачі тріщин у вигляді накладок з титану.

Літак Lockheed C-141 показаний на рисунку 1.1.4.

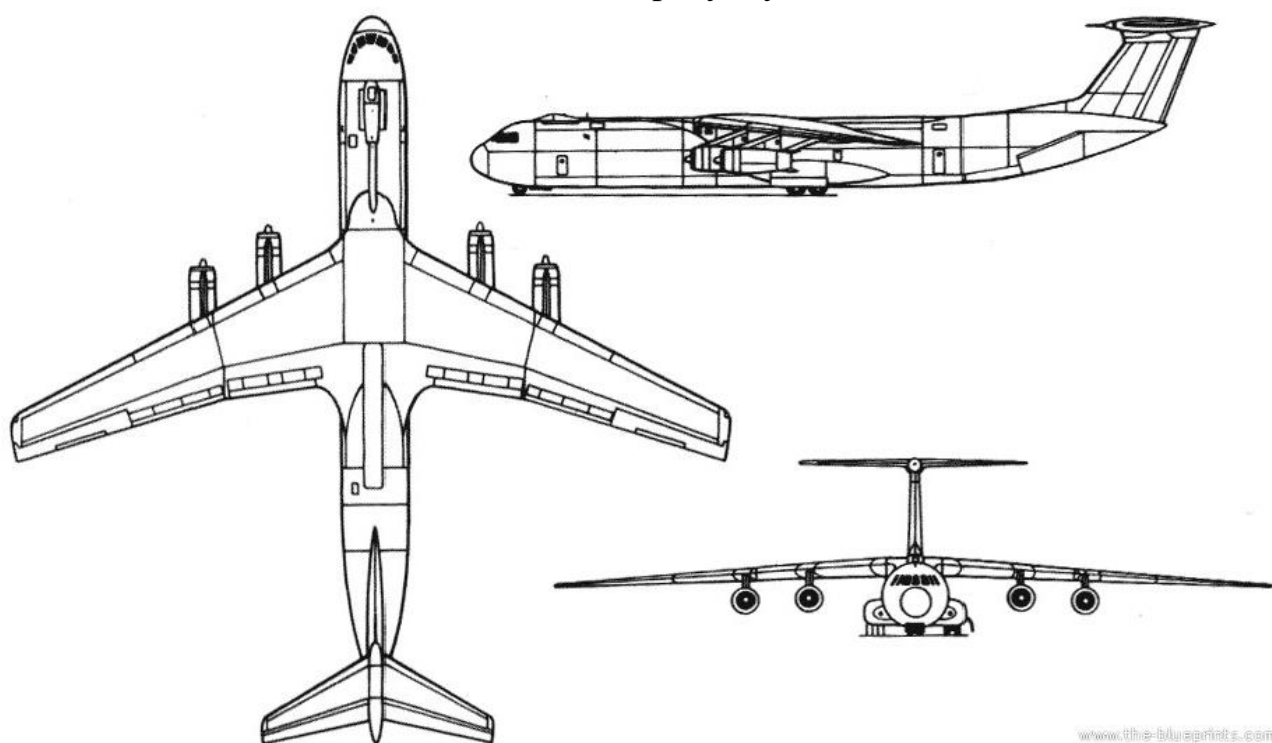


Рисунок 1.1.4 – Lockheed C-141

Літак McDonnell Douglas KC-10 нормальної схеми з низькорозташованим крилом і трьома двигунами. Крило – трапецієвидне, кожна консоль забезпечена двома секціями елеронів, закрилками біля кореня крила і передкрилками по всьому розмаху крила. Хорда крила біля кореня 10.71 м, на кінцях 2.73 м, подовження крила 7.5. Загальна площа елеронів 17.74 м^2 , закрилків 62.1 м^2 , передкрилків 43.84 м^2 , інтерцепторів 12.73 м^2 . Довжина фюзеляжу 51.97 м, його максимальна ширина 6.02 м.

Кабіна льотного екіпажу тримісна. При використанні літака у вантажному варіанті в кабіні можуть розміщуватися 25 платформ розмірами 2.23×2.74 м при

двох проходах з боків фюзеляжу або 27 платформ з одним проходом по правому борту. Вантажні двері відкривається вгору з розмірами 2.59x3.56 м знаходиться в передній частині фюзеляжу по лівому борту і забезпечує навантаження стандартних платформ 463L, великогабаритних вантажів або колісної техніки. Для переміщення вантажів використовується лебідка. У передній частині основної кабіни можливе розміщення обмеженого числа обслуговуючого персоналу. Розмах стабілізатора 21.69 м. Площа кіля 45.92 м², керма напряду 10.29 м², стабілізатора 96.6 м², рулів висоти 27.7 м².

Літак зображений на рисунку 1.1.5.

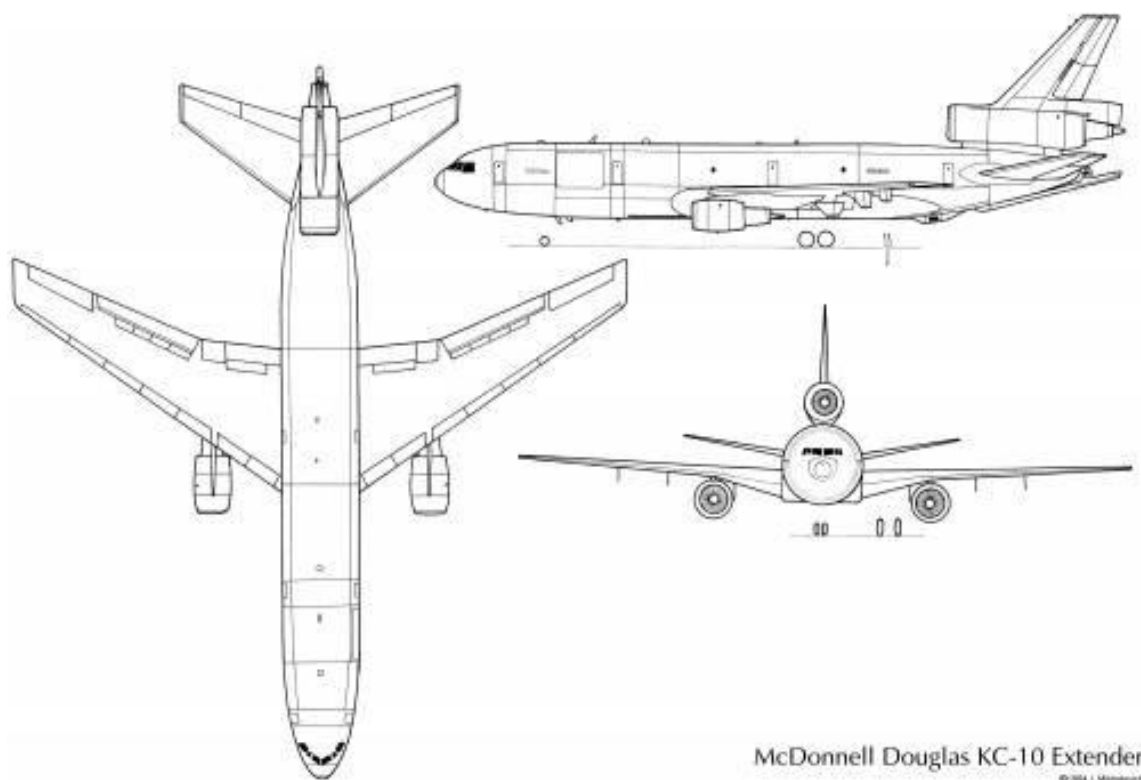


Рисунок 1.1.5 – McDonnell Douglas KC-10

Всі статистичні дані, які знадобляться для розрахунків, занесенні у таблицю, та наведені у Додатку А.

Після збору статистичних даних переходимо до вибору основних відносних початкових параметрів літака. Цей етап буде проводитися на основі аналізу статистичних матеріалів, доповнивши задані ТТВ проектованого літака.

Так як заданий транспортний літак з комерційним навантаженням 45000 кг з дальністю польоту $L = 5000$ км, згідно до статистичних даних призначаємо висоту крейсерського польоту $H_{крейс} = 11$ км, та крейсерську швидкість польоту $V_{крейс} = 880$ км/год.

Підберемо кількість членів екіпажу 3. Отримані ТТВ заносимо в таблицю 1.1.2

Таблиця 1.1.2 – Тактико-технічні вимоги літака

V_{max} , км/год	$LH=11$, км	$m_{ком}$, кг	L_p , м	H_{max} , м	$V_{крейс}$, км/год	$H_{крейс}$, м	$n_{ек}$, чол
880	5000	45000	1600	12000	850	11000	3

Нижче наведена таблиця 1.1.3, яка визначає основні геометричні параметри літака з урахуванням статистичних даних.

Таблиця 1.1.3 – Основні параметри літака

λ	χ°	η	S	L	$\eta_{во}$	$\overline{S_{эл}}$	λ_ϕ	D_ϕ , м
8,2	28	3,234	258	46	1,2	0,04	8,5	4
$\overline{S_{го}}$	$\overline{S_{во}}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi^\circ_{го}$	$\chi^\circ_{во}$	$\overline{c}_{го}$	$\overline{c}_{во}$	$\eta_{го}$
0,3	0,22	4	2	32	35	0,12	0,12	2

1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака і типу його силової установки

Після уважного вивчення всіх літаків, які обрані для збору статистичних даних, була обрана нормальна аеродинамічна схема, тому що вона дає наступні переваги:

- плавне обтікання крила;
- ГО не затінює крило;
- носова частина коротка, що призводить до кращої шляхової стійкості.

В даний час всі магістральні та регіональні літаки мають нормальну аеродинамічну схему.

По розташуванню крила була обрана схема високоплана – літак, у якого крило кріпиться до верхньої частини фюзеляжу. Інтерференція між крилом і фюзеляжем виходить мінімальної, крім того:

- забезпечується дуже хороший огляд нижньої півсфери льотчикам;
- раціональне використання внутрішніх обсягів фюзеляжу.

Оскільки можлива експлуатація літака на невідготовлених ВПП, при розміщенні двигунів на пілонах під крилом, високе розташування крила захищає двигуни від засмоктування в повітрозабірники каменів і сміття з поверхні ЗПС.

Досить істотним недоліком високого розташування крила є неможливість прибирання шасі в крило. Ця проблема вирішується шляхом установки в нижній частині фюзеляжу спеціальних гондол для прибирання шасі.

Схема шасі трьох опорна, з носовою стійкою. Для літаків подібного класу така схема є найбільш поширеною, що пояснюється кращими умовами посадки більш ефективним використанням гальм.

Тип силової установки, двоконтурний турбореактивний двигун (ТРДД). ТРДД дозволяє досягти крейсерській швидкості польоту 880 км/год необхідної в завданні, маючи при цьому високі показники економічності. Кількість двигунів вибираємо виходячи з статистики. Силова установка з чотирма двигунами мають такі переваги перед СУ з двома двигунами:

- можливість польоту по маршрутах, що не укладається в правила ETOPS, в яких вказані вимоги до виконання польотів на двомоторному літаку над безорієнтовною місцевістю, розроблені Міжнародною організацією цивільної авіації – ІКАО;
- при відмові одного з двигунів виявляється менший вплив крутногомоменту;
- при відмові одного двигуна втрачається 25% потужності, що зменшує необхідний запас тяги;
- менший діаметр двигунів, що він використовує лише висоту шасі; недоліки:
- менше надійність, через ускладнення систем СУ;
- менше економічність;
- ускладнення експлуатаційних робіт.

Розміщення двигунів на пілонах під крилом дає можливість розвантажити в польоті крило, що дозволяє зменшити його масу, збільшує критичну швидкість флаттера, так як двигуни грають роль протифлаттерних вантажів, також при такому розташуванні двигунів спрощується їх обслуговування. Можливе утруднення через втрату площ для розміщення механізації дозволяється, по-перше, застосуванням більш потужної та ефективної механізації, а по-друге, великим виносом гондол двигунів на пілонах по відношенню до передньої кромці крила.

Отже, літак має нормальну аеродинамічну схему, високе розташування крила (високоплан), двигуни розташовуються в гондолах під крилом, оперення на Т-подібне, система шасі трьохопорна, з носовою стійкою.

1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за формулою 1.1.1:

$$m_0^0 = \frac{m_{ком} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{об} + \bar{m}_n)}, \quad (1.1.1)$$

де $m_{ком} = 45000$ кг – маса цільової комерційного навантаження;
 $m_{сл} = 80 \cdot n_{ек} = 80 \cdot 4 = 320$ кг – маса службового навантаження;
 \bar{m}_k – відносна маса конструкції літака, яка включає в себе відносну масу крила, фюзеляжу, оперення, шасі;
 $\bar{m}_{с.у}$ – відносна маса силової установки, яка складається з відносною масу двигунів із засобами їх установки і обслуговуючими системами
 $\bar{m}_{об}$ – відносна маса обладнання та управління, яка включає в себе гідросистему, пневмосистему, систему електропостачання, пілотажно-навігаційне обладнання та управління кермом висоти, кермом напрямку, елеронами, закрилками, передкрилками, інтерцепторами
 \bar{m}_n – відносна маса палива, яку знаходять за емпіричною формулою 1.1.2

$$\bar{m}_n \approx a + b \frac{L_p}{V_{крейс}} = 0,344, \quad (1.1.2)$$

де $L_p = 5000$ км – дальність польоту;
 $V_{крейс} = 880$ км/ч – швидкість польоту;
 $a = 0,06$; $b = 0,05$.
 Злітна маса в нульовому наближенні:

$$m_0^0 = \frac{45000 + 320}{1 - (0,28 + 0,08 + 0,06 + 0,03378)} = 187101 \text{ кг.}$$

Розрахунки у першому та другому наближеннях виконуються на персональних ЕОМ за програмою «SAMOLET», кафедри 103. Шляхом послідовного виконання взаємопов'язаних розрахунків був досліджений вплив відносних параметрів на характеристики літака, сформований його вигляд, визначені основні дані, злітна маса, розміри, розроблений загальний вигляд літака.

Алгоритм розрахунку, представлений нижче.

Формула 1.1.3 для визначення коефіцієнта підйомної сили при зльоті літака має вигляд:

$$C_{y зл} = C_{y кр.зл} \left(1 + \Delta \bar{C}_y \frac{\delta_{з.зл}}{\delta_{з.табл}} \cdot \frac{\bar{b}_з}{\bar{b}_{з.табл}} \bar{S}_{мех.зл} \cos^2 \chi_{0,75} \right) + \Delta C_{y зем} + \Delta C_{y обд}. \quad (1.1.3)$$

Тут коефіцієнт підйомної сили крила при відриві без використання механізації, наведений у формулі 1.1.4:

$$C_{y кр.зл} = C_y^\alpha \alpha_{зл} \quad (1.1.4)$$

де $\alpha_{3л}$ – кут атаки крила при відриві;
 C_y^α – похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки, 1/град,

$$C_y^\alpha = \frac{0,11 - 0,029\sqrt{c}}{\frac{1}{\cos \chi_{0,5}} + \frac{2}{\lambda}}. \quad (1.1.5)$$

У формулі $\chi_{0,5}$ – стрілоподібність крила по 0.5 хорди;

$\Delta \bar{C}_y$ – приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок використання механізації крила (величина $\Delta \bar{C}_y$ залежить від типу механізації);

$\delta_{3.зл}$ – кут відхилення закрилки при зльоті, град;

$\delta_{3.табл}$ – кут відхилення закрилка, град;

\bar{b}_3 – відносна хорда закрилки, що встановлюється на літаку;

$\bar{b}_{3.табл}$ – відносна ходу закрилка;

$\bar{S}_{мех.зл}$ – відносна площа консолі крила, що обслуговується механізацією;

$\chi_{0,75}$ – стрілоподібність крила по 0,75 хорди в районі механізації;

$\Delta C_{y зем}$ – приріст C_y за рахунок впливу близькості землі.

$$\Delta C_{y зем} = 0,313 - 0,237\bar{h} + 0,0572(\bar{h})^2, \quad (1.1.6)$$

де $\bar{h} = h/b_{сах}$ – відносна висота розташування крила;

h – відстань від хвостика $b_{сах}$ до землі;

$b_{сах}$ – середня аеродинамічна хорда крила;

$\Delta C_{y обд}$ – приріст C_y за рахунок за рахунок обдування крила гвинтами (тільки для літаків з гвинтовими двигунами; для всіх інших літаків $\Delta C_{y обд} = 0$);

$$\bar{S}_{мех.зл} = \left[\frac{2\eta - \bar{\ell}_3(\eta - 1)}{\eta + 1} + k_3 \right] \bar{\ell}_3 + k_{np} \bar{\ell}_{np}, \quad (1.1.7)$$

де $\eta = \frac{b_0}{b_k}$ – звуження крила;

b_0 – коренева хорда крила;

b_k – кінцева хорда крила;

$\bar{\ell}_3$ – відносна довжина (розмах) закрилка;

k_z – якість закрилка;

$\bar{\ell}_{np}$ – відносний розмах передкрилка;

k_{np} – якість передкрилка.

$$\Delta C_{y_{обд}} = 1,13 \bar{S}_{обд}, \quad (1.1.8)$$

де $\bar{S}_{обд}$ – відносна площа крила, що обдувається гвинтами, формула 1.1.9,

$$\bar{S}_{обд} = \left(1 + 2\bar{x} \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right) (1 - 2\bar{x}); \quad (1.1.9)$$

$$2\bar{x} = 1 - \frac{d_{зв}}{\ell} n_{дв},$$

де $d_{зв}$ – діаметр гвинта, м;

ℓ – розмах крила, м;

$n_{дв}$ – кількість гвинтових двигунів, встановлених на літаку.

Коефіцієнт підйомної сили при посадці літака може бути визначений за формулою, аналогічною 1.1.3:

$$C_{y_{нос}} = C_{y_{кр.нос}} \left(1 + \Delta \bar{C}_y \frac{\delta_{з.нос}}{\delta_{з.табл}} \cdot \frac{\bar{b}_z}{\bar{b}_{з.табл}} \bar{S}_{мех.нос} \cos^2 \chi_{0,75} \right) + \Delta C_{y_{зем}} + \Delta C_{y_{обд}}, \quad (1.1.10)$$

де $C_{y_{кр.нос}} = C_y^\alpha \alpha_{нос}$;

$\alpha_{нос}$ – кут атаки крила при посадці (в першому наближенні можна приймати

$\alpha_{нос} = \alpha_{зл}$);

$\delta_{з.табл}$ – кут відхилення закрилка при посадці, град;

$\bar{S}_{мех.нос}$ – відносна площа консолі крила, яку обслуговує механізацією при виконанні посадки.

Аеродинамічну якість літака при зльоті визначають за формулою

$$K_{зл} = \frac{C_{y_{зл}}}{C_{x_{зл}}}. \quad (1.1.11)$$

Тут за формулою 1.1.12:

$$C_{x_{зл}} = C_{x0_{зл}} + \Delta C_{x_{ш}} + \Delta C_{x_{закр}} + A_{зем} C_{y_{зл}}^2, \quad (1.1.12)$$

де $C_{x0zл}$ – коефіцієнт лобового опору літака при нульовій підйомній силі ($C_y=0$) для числа M , відповідного швидкості відриву при зльоті;

$\Delta C_{xш}$ – приріст коефіцієнта лобового опору літака від випущеного шасі;

$\Delta C_{xзакр}$ – приріст коефіцієнта лобового опору літака за рахунок випущених закрилків (щитків);

$A_{зем}$ – коефіцієнт відвалу поляри з урахуванням впливу близькості землі.

За результатами обробки статистичних даних сучасних літаків можна прийняти:

$$\Delta C_{xш} = 0,012 + 0,1C_{x0zл} \quad (1.1.13)$$

Тоді $C_{xзл}$ буде мати вигляд:

$$C_{xзл} = 0,012 + 1,1C_{x0zл} + \Delta C_{xзакр} + A_{зем}C_{yзл}^2; \quad (1.1.14)$$

$$C_{x0zл} = k_{он}C_{xкр.зл} + \frac{p}{K_{мід}}C_{xфзл}; \quad (1.1.15)$$

$$C_{x0zл} = \frac{0,176(1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^2)}{(\lg Re_{кр.зл} - 1,6)^2} (1 - k_{инм}\bar{S}_\phi) + 0,001\bar{l}_{ш}; \quad (1.1.16)$$

$$Re_{кр.зл} = 2,34 \cdot 10^7 \cdot M_{зл} \cdot \sqrt{\frac{m_{ком}}{\lambda \cdot K_{від} \cdot p}}; \quad (1.1.17)$$

$$\Delta C_{xзакр} = \bar{S}_{мех.зл} (\bar{b}_3 - 0,22) (6,34 \cdot 10^{-4} \delta_{3.зл} + 2,44 \cdot 10^{-5} \delta_{3.зл}^2); \quad (1.1.18)$$

$$A_{зем} = \frac{2,8k_2(1 + \bar{S}_{\phi z})}{k_1\lambda(\bar{l} + 7,4)}; \quad (1.1.19)$$

$$k_1 = 1 + 6,667 \cdot 10^{-4} \chi_{0,25}^\circ - 7,728 \cdot 10^{-5} (\chi_{0,25}^\circ)^2; \quad (1.1.20)$$

$$\left. \begin{aligned} k_2 &= 2,7/\lambda + 0,95\lambda && \text{при } \lambda \leq 6, \\ k_2 &= 1,02 && \text{при } \lambda > 6. \end{aligned} \right\};$$

$$\bar{S}_{\phi z} = \frac{p \cdot K_{від} \cdot d_\phi}{m_{ком}} \left(\frac{2\eta}{\eta + 1} \sqrt{\frac{m_{ком}}{p \cdot \lambda \cdot K_{від}}} - \frac{d_\phi}{\lambda} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right). \quad (1.1.21)$$

В формулах 1.1.14-1.1.21 прийняті такі позначення:

k_{on} – коефіцієнт враховує збільшення лобового опору за рахунок оперення;

$$k_{on} = 1 + \bar{S}_{z.o} + \bar{S}_{g.o};$$

K_{mid} – навантаження на модель, даН/м²;

p – питоме навантаження на крило, даН/м²;

\bar{c} – середня відносна товщина профілю крила;

k_{int} – коефіцієнт інтерференції між крилом і фюзеляжем;

\bar{S}_ϕ – відносна площа крила, зайнята фюзеляжем;

$\bar{l}_{щ}$ – відносна довжина щілин, утворена елеронами, закрилками,

передкрилками, інтерцепторами;

M_{zl} – число Маха, відповідне швидкості відриву при зльоті;

K_{vid} – коефіцієнт корисної віддачі літака;

λ_ϕ – подовження фюзеляжу;

k_2 – коефіцієнт, що враховує вплив подовження крила на величину індуктивного опору літака;

k_1 – коефіцієнт, що враховує вплив стрілоподібності крила на величину індуктивного опору літака;

$\bar{\ell} = \frac{l}{h}$ – відносний розмах крила (l – розмах крила; h – висота від землі до хвостика $b_{сах}$).

Для дослідження впливу параметрів на тяговоозброєність, потрібну для крейсерського польоту $t_{0крейс}$, використовують такі залежності 1.1.22:

$$t_{0крейс} = \frac{0,933 p_H M_{крейс}^2}{\xi_V \xi_H \xi_{dp} \xi_{вз}} \left(\frac{F_1}{P} + F_2 \right), \quad (1.1.22)$$

де p_H – атмосферний тиск на висоті крейсерського польоту, даН/м²;

$\xi_{кр} = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{dp}$ – коефіцієнти, враховують зміну тяги двигунів по швидкості ξ_V і висоті польоту ξ_H , зменшення тяги за рахунок втрати швидкісного напору в повітрозабірниках $\xi_{вз}$, режим роботи двигунів ξ_{dp} .

Коефіцієнти ξ_V та ξ_H представляють собою типові висотно-швидкісні характеристики ТРДД, для двигунів зі ступенем двухконтурності $y = 0,1 \dots 10$:

$$\xi_V = 1 - \left(0,5 + 0,133y - 0,0069y^2 \right) M + \left(0,6 + 0,01y \right) M^2; \quad (1.1.23)$$

$$\left. \begin{aligned} \xi_H &= \frac{p_H}{p_0} \left(\frac{T_0}{T_H} \right)^{2+0,2y} && \text{для } H \leq 11 \text{ км,} \\ \xi_{11} &= \frac{p_H}{p_0} \left(\frac{T_0}{T_{11}} \right)^{2+0,2y} && \text{для } H > 11 \text{ км,} \end{aligned} \right\},$$

де p_0 – атмосферний тиск у землі, даН/м²;

T_0, T_{11}, T_H – температура атмосферного повітря у землі, на висоті 11 км і на розрахунковій висоті відповідно, К.

Коефіцієнт лобового опору крила і оперення обчислюють за формулою 1.1.24:

$$F_1 = k_{on} (C_{xкр} + C_{xхв.кр}), \quad (1.1.24)$$

де коефіцієнт тертя і хвильового опору обчислюється за формулами 1.1.25-1.1.26:

$$C_{x0зл} = \frac{0,176(1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^2) \cdot (1 + 2\bar{c}M_{крейс})}{(\lg Re_{кр.зл} - 1,6)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,2M_{крейс}^2}} (1 - k_{инт}\bar{S}_\phi) + 0,001\bar{l}_ц; \quad (1.1.25)$$

$$Re_{кр.зл} = f(H) \cdot M_{крейс} \cdot \sqrt{\frac{m_{ком}}{\lambda \cdot K_{вид} \cdot p}}, \quad (1.1.26)$$

$$\bar{S}_\phi = \frac{p \cdot K_{вид} \cdot d_\phi}{m_{ком}} \left(\frac{2\eta}{\eta + 1} \sqrt{\frac{m_{ком}}{p \cdot \lambda \cdot K_{вид}}} - \frac{d_\phi}{\lambda} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right) \quad (1.1.27)$$

$$f(H) = \left[2,33 \left(1 - \frac{H}{12} \right) + 0,0045H^2 \right] \cdot 10^7, \quad (1.1.28)$$

де H – висота польоту, км;

$$C_{xхв.кр} = C_{x0\max} \left(\frac{M_{крейс} - M_{крит.кр}}{M_{Cx.хв.\max} - M_{крит.кр}} \right)^3 \left(4 - 3 \frac{M_{крейс} - M_{крит.кр}}{M_{Cx.хв.\max} - M_{крит.кр}} \right); \quad (1.1.29)$$

$$C_{xхв.\max} = \frac{2\pi\lambda\bar{c}^2 \cos^2 \chi_{0,25}}{2 + \lambda\bar{c}^{1/3} \cos^{5/3} \chi_{0,5}}; \quad (1.1.30)$$

$$M_{C_{x.xв. max}} = \frac{1}{\cos \chi_{0,5}} \left[1 + 0,4 \frac{\bar{c}^{2/3}}{\cos^{2/3} \chi_{0,5}} \left(2 - \lambda \bar{c}^{1/3} \cos^{2/3} \chi_{0,5} \right) \right] \$ \quad (1.1.31)$$

$$M_{крит.кр} = 1 - \frac{0,7\lambda\sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2 + 0,1} \cos \chi_{0,5}. \quad (1.1.32)$$

Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу і мотогондол визначають за виразом 1.1.33:

$$F_2 = \frac{C_{x.тр.ф} + C_{x.хв.ф}}{K_{мід}}, \quad (1.1.33)$$

де коефіцієнт тертя і хвильового опору обчислюється за формулами:

$$C_{x.тр.ф} = 3,1\lambda_{\phi} \left(1 + 0,1M_{крейс}^2 \right)^{-0,67} \left[\frac{0,455}{(\lg Re_{\phi})^{2,58}} - \frac{1700}{Re_{\phi}} \right]; \quad (1.1.34)$$

$$Re_{\phi} = f(H) M_{крейс} \lambda_{\phi} d_{\phi}. \quad (1.1.35)$$

Якщо $M_{крейс} \geq M_{крит.ф}$ то з'являється хвильовий опір

$$C_{x.хв.ф} = \frac{1}{4\lambda_{нос}^2 + 1}; \quad (1.1.36)$$

$$M_{крит.ф} = 1 - \frac{1}{\lambda_{\phi} + 2\lambda_{нос}}, \quad (1.1.37)$$

де $\lambda_{нос}$ – подовження носової частини фюзеляжу, яке дорівнює відношенню довжини носової частини до його діаметру.

Для дослідження впливу геометричних параметрів крила і його механізації на тягоозброєність, погрібний для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом, використовують залежність

$$t_{0зл} = \frac{1}{\xi_{зл}} \left[\frac{0,832p}{L_{розб} C_{yзл}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{зл}} + 2f \right) \right], \quad (1.1.38)$$

де $\xi_{зл} = \xi_V \xi_H \xi_{\epsilonз} \xi_{\delta p}$ – коефіцієнти, які визначаються для режиму $M_{зл}$, $H=0$.

Число Маха, відповідне швидкості відриву $M_{зл}$, можна визначити за формулою 1.1.39:

$$M_{3л} = \frac{V_{noc}}{1000}. \quad (1.1.39)$$

Геометричні параметри крила і його механізації впливають на величину аеродинамічного якості при зльоті з одним відмовившим двигуном. Величину стартової тягоозброєності, потрібну для забезпечення заданого градієнта набору висоти на третій ділянці тривалого зльоту відповідно до норм льотної придатності літака (НЛГС-3), визначають за формулою 1.1.40:

$$t_{0\theta} = \frac{n_{\partial\theta}}{\xi_{3л} (n_{\partial\theta} - 1)} \left(\frac{1}{K_{3л}} + tg\theta_3 \right), \quad (1.1.40)$$

де $n_{\partial\theta}$ – число двигунів, що встановлюються на літаку.

Відносна маса силової установки $\bar{m}_{c.y}$ визначається за формулою 1.1.41:

$$\bar{m}_{c.y} = R\gamma_{\partial\theta} t_{0\max} \quad (1.1.41)$$

де R – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки в порівнянні з масою двигуна (двигунів);

$$R = k_1 \left(1 + 0,1 \frac{n_{\partial\theta.pев}}{n_{\partial\theta}} \right) \left[1 + \frac{0,236}{\gamma_{\partial\theta}} \left(1,5 + 0,275y^{0,75} \right)^2 \right]; \quad (1.1.42)$$

k_1 – коефіцієнт, що враховує кількість і розміщення двигунів;

$n_{\partial\theta}$ – кількість двигунів, встановлених на літаку;

$n_{\partial\theta.pев}$ – кількість двигунів, обладнаних реверсом тяги;

$\gamma_{\partial\theta}$ – питома вага двигуна, даН/даН;

y – ступінь двоконтурності двигуна;

$$\gamma_{\partial\theta} = 0,22 - 0,0288y + 0,0077y^{1,5}. \quad (1.1.43)$$

Відносна масі палива являє собою суму:

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{T.н.в} + \bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.н.з} + \bar{m}_{T.зн.п} + \bar{m}_{T.зал} \quad (1.1.44)$$

де $\bar{m}_{T.н.в}$ – відносна маса палива, що витрачається на набір висоти;

$\bar{m}_{T.зн.п}$ – відносна маса палива, що витрачається на зниження і посадку;

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

$\bar{m}_{T.н.з}$ – відносна маса навігаційного запасу палива;

$\bar{m}_{T.осм}$ – відносна маса неврахованих витрат палив (залишок палива);

$$\bar{m}_{T.н.в} = \frac{0,0035H_{поч}(1-0,03y)}{1-0,004H_{поч}}; \quad (1.1.45)$$

$$\bar{m}_{T.зн.п} = 0,002H_{кін}(1-0,03y)(1-0,023H_{кін}), \quad (1.1.46)$$

де $H_{поч}$, $H_{кін}$ – початкова і кінцева висоти крейсерського польоту, км.

Відносну масу палива для крейсерського польоту і навігаційної запасу визначають за формулою 1.1.47:

$$\bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.н.з} = 0,052 + \left[\frac{0,2(L-40H_{сер})}{a_H M_{крейс} - 0,28W_в} + 1 \right] C_{p\text{ крейс}} \sqrt{\frac{k_2(1+\bar{S}_{\phi z})(F_1 + F_2 p)}{k_1 \lambda}}, \quad (1.1.47)$$

де L – дальність польоту, км;

$H_{сер}$ – середня висота крейсерського польоту;

a_H – швидкість звуку на середній висоті крейсерського польоту, м/с.

$M_{крейс}$ – число Маха, відповідне крейсерській швидкості польоту;

W – швидкість зустрічного вітру, км/год;

$C_{p\text{ крейс}}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі польоту.

Вираз $\frac{k_2(1+\bar{S}_{\phi z})}{k_1 \lambda}$ являє собою коефіцієнт відвалу поляри, де k_1 враховує

вплив стрілоподібності, а k_2 – вплив подовження крила:

$$k_1 = 1 + 6,667 \cdot 10^{-4} \chi_{0,25}^\circ - 7,728 \cdot 10^{-5} (\chi_{0,25}^\circ)^2; \quad (1.1.48)$$

$$k_2 = 2,7/\lambda + 0,95\lambda \quad \text{для } \lambda \geq 4,5.$$

Питома витрата палива визначають за формулою 1.1.49:

$$C_{p\text{ крейс}} = \frac{0,8}{1+0,38y^{0,75}} \left[1 + (0,27 + 0,2yM_{крейс}^2) \sqrt{M_{крейс}} - 0,02H_{крейс} \right] \quad (1.1.49)$$

для висот $H_{сер} < 11$ км і по формулі 1.1.50:

$$C_{p\text{ крейс}} = \frac{0,8}{1+0,38y^{0,75}} \left[0,78 + (0,27 + 0,2yM_{крейс}^2) \sqrt{M_{крейс}} \right] \quad (1.1.50)$$

для висот $H_{сер} > 11$ км.

Для розрахунку відносної маси крила використовують формулу Бадягіна 1.1.51:

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7,2k_1 n_A^p (m_0)^{0,5} \phi \lambda}{10^4 p \bar{c}_0^{0,75} \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4,5k_2 k_3}{p} + 0,015 \quad (1.1.51)$$

де k_1 – коефіцієнт, що враховує тип панелей;

k_2 – коефіцієнт, що враховує наявність напливів крила, інтерцептори предкрилків;

k_3 – коефіцієнт, що враховує спосіб герметизації крила для розміщення палива;

$n_A^p = \frac{82}{\sqrt{p}}$ – коефіцієнт розрахункової перевантаження для випадку А;

$m_0 = \frac{m_{ком}}{K_{вид}}$ – злітна маса літака нульового наближення;

$\phi = b - 0,83\bar{m}_n$ – коефіцієнт розвантаження крила паливом і двигунами.

Відносна маса фюзеляжу визначається формулою Шейніна 1.1.52:

$$\bar{m}_\phi = k_1 \lambda_\phi d_\phi^2 \left(\frac{m_{ком}}{K_{вид}} \right)^i + k_2 + k_3 + k_4. \quad (1.1.52)$$

Відносну масу оперення визначають за статистичною формулою 1.1.53:

$$\bar{m}_{он} = 0,85k_n k_{он}^{cx} p^{-0,56} \bar{S}_{он}^{1,16} \left(\frac{m_{ком}}{K_{вид}} \right)^{0,16}. \quad (1.1.53)$$

Відносна маса шасі визначається формулою Фадєєва:

$$\bar{m}_{ш} = k_{ш} k_{dф} \frac{\frac{m_{ком}}{K_{вид}} + 204000}{\frac{m_{ком}}{K_{вид}} + 29000}. \quad (1.1.54)$$

Результати розрахунку наведені у додатку Б.

1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу

Визначимо потрібну тягу одного двигуна за формулою 1.1.55:

$$P_{0номр} = \frac{t_{0pt} m_{0 \min} g}{10 n_{дв}} ; \quad (1.1.55)$$

$$P_{0номр} = \frac{0,364 \cdot 9,81 \cdot 152480}{10 \cdot 4} = 13598,17 \text{ даН,}$$

де t_{0pt} – оптимальна стартова тягоозброєність;

$n_{дв}$ – кількість двигунів.

За отриманим значенням тяги вибираємо двигун Pratt & Whitney V2531-E5. Загальний вигляд двигуна представлений на рисунку 1.1.6.

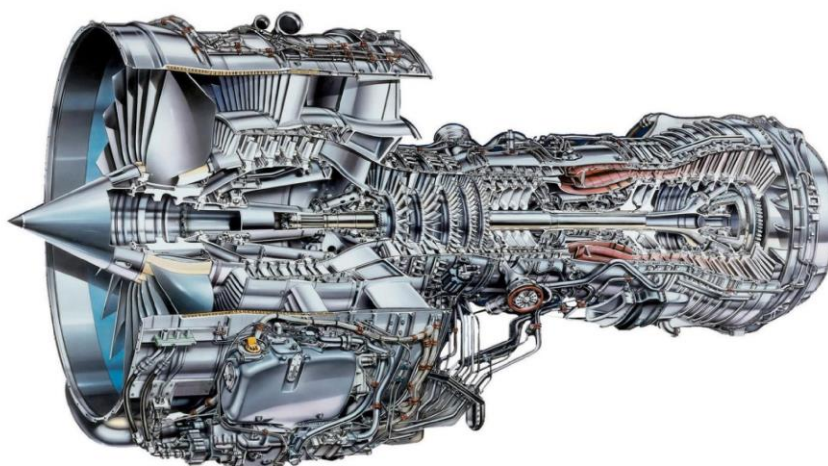


Рисунок 1.1.6 – Двигун V2531-E5

Необхідні характеристики двигуна наведені в таблиці 1.1.4.

Таблиця 1.1.4 – Характеристики двигуна V2531-E5

Злітний режим, кН	150
Ступінь підвищення тиску	30.8:1
Крейсерський режим, кН	120
Питома витрата палива, кг/кгс·ч	0.4
Компресор	осьовий
Ступінь двоконтурності	5.9:1
Суха маса, кг	3220
Довжина, м	3.73
Діаметр, м	2.15

Після підбору двигуна перевіримо виконання вимоги по довжині розбігу, використовуючи наступну формулу 1.1.56:

$$L_p = \frac{0,832p}{C_{y_{zl}} \left[\frac{\xi_{zl} P_0 n_{\text{дв}}}{m_0 g} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{zl}} + 2f \right) \right]}, \quad (1.1.56)$$

де $\xi_{zl} = \xi_V \xi_H \xi_{\text{вз}} \xi_{\text{др}} = 0,7$ – коефіцієнт, що враховує залежність тяги двигуна від швидкості і висоти польоту, втрат в повітрязабірниках і режиму роботи двигуна;

$C_{y_{zl}} = 1,9$ – коефіцієнт підйомної сили при відриві;

K_{zl} – аеродинамічна якість при відриві;

$f = 0,03$ – коефіцієнт тертя пневматиків.

$$L_p = \frac{0,832 \cdot 700}{C_{y_{zl}} \left[\frac{0,7 \cdot 557451,12}{152480 \cdot 9,81} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{10,79} + 2 \cdot 0,03 \right) \right]} = 1343$$

Отримана довжина розбігу менше ніж зазначена в завданні $1343 \text{ м} < 1600 \text{ м}$, тобто умова виконується.

1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

Після розрахунку маси в трьох наближеннях визначимо основні розміри літака.

Визначаємо площу крила за формулою 1.1.57:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10p} = \frac{152480 \cdot 9,81}{10 \cdot 700} = 214 \text{ м}^2. \quad (1.1.57)$$

Розмах крила дорівнює за формулою 1.1.58:

$$L = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{8,5 \cdot 214} = 43 \text{ м}. \quad (1.1.58)$$

де $\lambda = 8,5$ – подовження крила.

Коренева і кінцева хорди крила визначаються за формулами 1.1.59 і 1.1.60:

$$b_0 = \frac{2S}{L} \cdot \frac{\eta}{\eta + 1} = \frac{2 \cdot 214}{43} \cdot \frac{3}{3 + 1} = 7,465, \quad (1.1.59)$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{7,465}{3} = 2,488, \quad (1.1.60)$$

де $\eta = 3$ – звуження крила.

Середня аеродинамічна хорда обчислюється за формулою 1.1.61:

$$b_A = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2}{3} 7,465 \cdot \frac{3^2 + 3 + 1}{3(3 + 1)} = 5,391 \text{ м.} \quad (1.1.61)$$

Визначаємо координату САХ за розмахом крила формулою 1.1.62:

$$z_A = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{43}{6} \cdot \frac{3 + 2}{3 + 1} = 8,958 \text{ м.} \quad (1.1.62)$$

Координата носка САХ по осі ОХ визначається за формулою 1.1.63:

$$x_A = z_A \cdot \text{tg}(\chi_{\text{ПК}}) = 8,958 \cdot 0,577 = 5,169 \text{ м.} \quad (1.1.63)$$

Визначення геометричних параметрів фюзеляжу.

Довжина фюзеляжу за формулою 1.1.64:

$$L_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi = 9 \cdot 4 = 36 \text{ м.} \quad (1.1.64)$$

Довжина носової частини фюзеляжу за формулою:

$$L_n = \lambda_n \cdot D_\phi = 1,3 \cdot 4 = 5,2 \text{ м.} \quad (1.1.65)$$

Довжина хвостовій частині фюзеляжу за формулою 1.1.66:

$$L_{xв} = \lambda_{xв} \cdot D_\phi = 2,5 \cdot 4 = 10,8 \text{ м.} \quad (1.1.66)$$

Визначення геометричних параметрів ГО і ВО.

Так само, як і для крила визначають геометричні параметри оперення.

Площа ГО за формулою 1.1.67:

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S = 0,22 \cdot 214 = 47 \text{ м}^2. \quad (1.1.68)$$

Розмах ГО за формулою 1.1.69:

$$L_{ГО} = \sqrt{\lambda \cdot S_{ГО}} = \sqrt{4,8 \cdot 47} = 16 \text{ м.} \quad (1.1.69)$$

Коренева хорда ГО за формулою 1.1.70:

$$b_{0ГО} = \frac{2S_{ГО}}{L_{ГО}} \cdot \frac{\eta_{ГО}}{\eta_{ГО} + 1} = \frac{2 \cdot 47}{16} \cdot \frac{2,7}{2,7 + 1} = 4,571 \text{ м.} \quad (1.1.70)$$

Кінцева хорда ГО за формулою 1.1.71:

$$b_{кГО} = \frac{b_{0ГО}}{\eta} = \frac{4,571}{2,7} = 1,693 \text{ м.} \quad (1.1.71)$$

Середня аеродинамічна хорда ГО за формулою 1.1.72:

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} b_{0ГО} \cdot \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{\eta_{ГО}(\eta_{ГО} + 1)} = \frac{2}{3} 4,571 \cdot \frac{2,7^2 + 2,7 + 1}{2,7(2,7 + 1)} = 3,352 \text{ м.} \quad (1.1.72)$$

Координата САХ за розмахом ГО за формулою 1.1.73:

$$z_{АГО} = \frac{L_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ГО} + 2}{\eta_{ГО} + 1} = \frac{16}{6} \cdot \frac{2,7 + 2}{2,7 + 1} = 3,39 \text{ м.} \quad (1.1.73)$$

Координата носка САХ по осі ОХ за формулою 1.1.74:

$$x_{АГО} = z_{АГО} \cdot \text{tg}(\chi_{ГО}) = 3,39 \cdot 0,577 = 1,96 \text{ м.} \quad (1.1.74)$$

Площа ВО за формулою 1.1.74:

$$S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} \cdot S = 0,26 \cdot 214 = 55,64 \text{ м}^2. \quad (1.1.75)$$

Розмах ВО за формулою:

$$L_{ВО} = \sqrt{\lambda \cdot S_{ВО}} = \sqrt{1,4 \cdot 55,64} = 8,826 \text{ м.} \quad (1.1.76)$$

Коренева хорда ВО за формулою

$$b_{0ВО} = \frac{2S_{ВО}}{L_{ВО}} \cdot \frac{\eta_{ВО}}{\eta_{ВО} + 1} = \frac{2 \cdot 55,64}{8,826} \cdot \frac{1,65}{1,65 + 1} = 7,851 \text{ м.} \quad (1.1.77)$$

Кінцева хорда ВО за формулою:

$$b_{кВО} = \frac{b_{0ВО}}{\eta} = \frac{7,851}{1,65} = 4,758 \text{ м.} \quad (1.1.78)$$

Середня аеродинамічна хорда ВО за формулою:

$$b_{АВО} = \frac{2}{3} b_{0ВО} \cdot \frac{\eta_{ВО}^2 + \eta_{ВО} + 1}{\eta_{ВО}(\eta_{ВО} + 1)} = \frac{2}{3} 7,851 \cdot \frac{1,65^2 + 1,65 + 1}{1,65(1,65 + 1)} = 6,431 \text{ м.} \quad (1.1.79)$$

Координата САХ за розмахом ВО за формулою 1.1.80:

$$y_{ABO} = \frac{L_{BO} \cdot \eta_{BO} + 2}{6 \cdot \eta_{BO} + 1} = \frac{8,826 \cdot 1,65 + 2}{6 \cdot 1,65 + 1} = 2,026 \text{ м.} \quad (1.1.80)$$

Координата носка САХ по осі ОХ за формулою 1.1.81:

$$x_{ABO} = y_{ADO} \cdot \operatorname{tg}(\chi_{DO}) = 2,02 \cdot 0,649 = 1,31 \text{ м.} \quad (1.1.81)$$

Для трьох опорного шасі потрібно визначити наступні параметри:

- база шасі b , тобто відстань (вид збоку) між осями головного і носового стійок;
- колія шасі B , тобто відстань (вид спереду) між площинами симетрії ведучих коліс (або візків);
- винесення ведучих коліс e , тобто відстань (вид збоку) між вертикаллю, що проходить через центр мас літака і віссю головного;
- винос переднього колеса a , тобто відстань (вид збоку) між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, і віссю переднього колеса;
- висота шасі h , тобто відстані від вузлів кріплення до поверхні аеродрому при стоянчому обтисненні амортизаторів і пневматиків (маса злітна);
- висота центру мас літака H .

Похідними від цих параметрів будуть:

- кут винесення коліс головних стійок;
- кут перекидання (кут торкання хвостовій частині фюзеляжу поверхні злітно-посадкової смуги).

Розмір винесення e найчастіше визначають в частках САХ крила.

Рекомендоване значення знаходиться в наступних межах:

$$e = (0,15 \dots 0,20) \cdot b_a = 0,19 \cdot 5,391 = 1,024 \text{ м.}$$

Кут винесення ведучих коліс повинен бути більше кута торкання хвостовою п'ятою:

$$\gamma = \varphi + (1 \dots 2)$$

Кут торкання хвостовій п'ятої повинен забезпечувати використання заданих посадочних кутів атаки. Для різних за призначенням літаків кут цей кут $10 \dots 18^\circ$. Менші значення кута відповідають неманеврених дозвуковим літакам, великим маневреним дозвуковим і надзвуковим літакам всіх типів.

Виходячи зі статистичних даних, приймаємо $\varphi = 14,42^\circ$.

Тоді $\gamma = 16,31^\circ$.

Базу шасі b треба вибирати з умови забезпечення необхідних експлуатаційних якостей літака при маневруванні по аеродрому. Вона залежить від довжини фюзеляжу:

$$b = (0,3 \dots 0,4) \cdot L_{\phi} = 2,15 \text{ м.}$$

1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонентів

Вибір КСС крила.

Для наближеного вибору КСС крила використовуємо поняття умовного лонжерона, ширина поясів якого b_y становить $0,6b$, де b – хорда крила в розрахунковому перерізі.

Визначаємо товщину пояса умовного лонжерона за формулою 1.1.82:

$$\delta_y = \frac{(p_0 \cdot S \cdot z_A - 2m_i g \cdot z_i - m_{кр} g \cdot z_A) \cdot n^P}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \sigma_P} \quad (1.1.82)$$

$$\delta_y = \frac{(7000 \cdot 214 \cdot 8,958 - 2 \cdot 9936 \cdot 9,8 \cdot 7,2 - 15858 \cdot 9,8 \cdot 8,958) \cdot 3,5}{0,96 \cdot 0,12 \cdot 7,465^2 330} = 17,5 \text{ мм.}$$

Так, як $\delta_y > 3$ мм, то обшивку крила можна виконувати досить товстою з високими критичними напруженнями при стисненні (кесонні і моноблочні крила). Крило в цьому випадку конструюється з обшивкою і стрингерами, що сприймають значну частину згинального моменту, тобто у ваговому відношенні вигідними стають кесонні крила.

Також КСС крила можна вибрати за критерієм інтенсивності моментного навантаження, що діє на нього.

Інтенсивність моментного навантаження для кореневого перетину крила, обчислюється за формулою 1.1.83:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{\left((p_0 \cdot S - m_{кр} g) \cdot z_A - 2m_i g \cdot z_i \right) \cdot n^P}{1,03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3} \quad (1.1.83)$$

$$\frac{M}{H^3} = \frac{\left((7000 \cdot 214 - 15858 \cdot 9,81) \cdot 8,958 - 9936 \cdot 9,8 \cdot 7,2 \right) \cdot 3,5}{1,03 \cdot (0,12 \cdot 7,465)^3} = 43 \text{ МПа.}$$

Так, як $\frac{M}{H^3}$ більше 10, необхідно вибрати кесонне крило.

Лонжерони моноблочних КСС мають ослаблені пояса співмірні з поперечними перетинами стрингерів, весь згинаючий момент сприймають обшивка і стрингери. Крутий момент сприймається контуром кесона, носик і хвостик

розрізані засобами механізації, і в проектувальних розрахунках їх не враховують. Переваги кесонних і моноблочних КСС крил:

- висока твердість крила при крученні за рахунок товстої обшивки;
- гарна якість поверхні;
- зручності для створення паливних відсіків;
- масові переваги в порівнянні з Лонжерон при високій інтенсивності навантажень, коли $c < 8...6\%$.

Недоліки:

- складний контурний стик крила з фюзеляжем або між відсіками крила;
- труднощі організації ніш для прибирання опор шасі (кесон і моноблок розрізати не можна);
- необхідність закриття люків і вирізів в кесонних і моноблочних КСС силовими кришками, що ускладнює експлуатацію та ускладнює конструкцію.

Крило літака високорозташованого, вільнонесуче, стрілоподібної форми. Зовнішні обводи крила по перетинах утворені набором аеродинамічних профілів різної товщини. Поперечний V крила дорівнює 5° . Крило встановлено на фюзеляжі за схемою високоплан. На крилі кріпляться чотири турбореактивних двоконтурних двигуна. Крило має механізацію (закрилки і передкрилки), значно поліпшує злітно-посадочні характеристики і маневрені властивості літака. За розмахом крило ділиться на центроплан і дві консолі.

Конструктивно крило складається з носової, кесонної і хвостовій частин. Кесонна частина є силовою частиною крила і складається з поздовжнього і поперечного силових наборів.

Поздовжній силовий набір складається з переднього і заднього лонжеронів, розташованих на 20% і 70% хорди крила, і 20 стрингерів.

Поперечний силовий набір складається з 62 нервюру, крок між нервюрами № 4 і 12 дорівнює 447 мм, між № 12 і 19 дорівнює 427 мм, між № 19 і 23 дорівнює 347 мм, між № 23 і 30 дорівнює 372 мм, між № 30 і 46 дорівнює 375 мм, між № 46 і 51 дорівнює 386 мм, між № 51 і 62 дорівнює 361 мм. Нервюри розташовані перпендикулярно заднього лонжерона. Нервюри № 7, 9, 12, 13, 17, 19, 21, 23, 25, 30, 35, 38, 40, 46, 49, 51, 54, 57, 60 силові. Нервюра номер 5 коренева. На нервюрах № 9, 12, 13, 19, 23, 30, 38, 46 навішені вузли кріплення закрилків, на нервюрах № 51, 54, 57, 60 навішені вузли кріплення елеронів. На нервюрах № 13, 25 навішені вузли кріплення двигуна.

Центроплан і відокремлені частини крила з'єднані між собою фітингових стиками. Елерони розташовані на крилі уздовж заднього лонжерона. КСС крила представлена на кресленні ВС.141.2000–0000 КСС.

Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу. Фюзеляж призначений для таких цілей:

- розміщення в ньому вантажів, екіпажу, пасажирів, палива, обладнання;
- з'єднання всіх агрегатів в єдине ціле. Вимоги до фюзеляжу:
- конструкція повинна забезпечувати отримання максимальних внутрішніх обсягів, швидкий монтаж і демонтаж його відсіків, механізацію вантажно-розвантажувальних робіт, зручність розміщення пасажирів і екіпажу, зручність входу і виходу, хороший огляд, можливість швидкого безпечного аварійного покидання літака, безпеку пасажирів при аварійній посадці;
- для поліпшення характеристик стійкості, керованості і балансування літака найбільш важкі вантажі слід розміщувати поблизу центру маси, в міру витрати палива, скидання вантажів в повітрі становище Ц.М. не повинно сильно змінюватися і перебувати в заданих межах;
- забезпечувати герметизацію, теплозвукоізоляцію для створення нормальних умов екіпажу і пасажирів.

Конструктивно-силові схеми фюзеляжів мають особливості:

- наявність численних вузлів кріплення агрегатів;
- наявність численних вирізів (до 20% поверхні фюзеляжу мають вирізи);
- технологічні, експлуатаційні та конструктивні роз'єми, що збільшують масу за рахунок вузлів стиків відсіків до 10 ... 15%;
- різноманіття розрахункових випадків навантаження і навантажень від агрегатів, значення коефіцієнтів експлуатаційної перевантаження становлять від 4 до 9 для вузлів навішування двигунів, кріплення крісел пасажирів і ін., різноманітність коефіцієнтів безпеки.

КСС фюзеляжу – полумонокок. У фюзеляжах типу полумонокок сприйняття зовнішніх силових факторів забезпечується спільною роботою поздовжніх елементів і обшивки. Балочно-стрингерного КСС фюзеляжів включають в себе обшивку, що працює при стисненні і зсуві, розвинену мережу стрингерів і шпангоутів.

Переваги балочно-стрингерних КСС фюзеляжів:

- мають мінімальною масою серед балкових фюзеляжів;
- мають хорошу аеродинамічну поверхню;
- внутрішні обсяги великі, компоновка більш вдала.

До недоліків відносяться:

- великий обсяг клепки, висока трудомісткість;
- складні багатоточкові стики відсіків;
- безліч концентраторів напружень (отворів під заклепки);
- немає можливості виконувати великі вирізи, вирізи для дверей, люків, вантажних відсіків необхідно посилювати потужними окантовками, бімсами, закривати силовими кришками.

Поперечний набір складається з нормальних і посиленних шпангоутів.

Шпангоути № 1, 8, 12, 15, 27, 33, 35, 36, 41, 44, 52, 59, 64, 71 - силові.

Між шпангоутами № 8 і 15 розташована ніша носової стійки шасі; між № 33 і 44 - ніша основної стійки шасі. До шпангоутам № 27 і 35 кріпиться центроплан крила.

Поздовжній силовий набір складається з стрингерів з кроком 200 мм. КСС фюзеляжу представлений на кресленні ВС.141.0100-0000 КСС. Вибір конструктивно-силової схеми оперення.

КСС оперення багато в чому аналогічні КСС крил. Особливості:

– наявність ряду зосереджених вузлів, що передають навантаження від рульових поверхонь на кіль і стабілізатор, в місцях навішування ГО на ВО або навпаки, при передачі навантажень на фюзеляж;

– труднощі розміщення центроплана в хвостовій частині фюзеляжу. Вертикальне оперення.

Вертикальне оперення складається з кіля і керма напряму. Кіль лонжеронної конструкції. Поперечний набір кіля становить 22 нервюри, розташованих перпендикулярно заднього лонжерона. У зонах навішування керма напрямлення встановлені посилені нервюри. Необхідна також посилена бортова нервюра в місці перелому лонжеронів №1. Нервюри № 5, 6, 9, 12, 15,

18 силові. Поперечний силовий набір кіля - передній і задній лонжерони, розташовані на 20% і 70% хорд і 20 стрингерів. Навантаження від лонжеронів передаються на посилені шпангоути № 64 і № 71.

КСС вертикального оперення представлений на кресленні ВС.141.3400-0000 КСС.

Горизонтальне оперення складається з стабілізатора і керма висоти, стабілізатор лонжеронної конструкції. Поперечний силовий набір стабілізатора складається з 23 нервюр, розташованих перпендикулярно заднього лонжерона. У зонах навішування керма висоти встановлені посилені нервюри № 2, 4, 10, 16, 22. Необхідна також посилена бортова нервюра в місці перелому лонжеронів № 1. Поздовжній силовий набір складається з переднього і заднього лонжеронів, розташованих на 20% і 70% хорд, і 20 стрингерів з кроком 228 мм. Навантаження від лонжеронів передаються на посилені шпангоути № 99 і 104.

КСС горизонтального оперення представлений на кресленні ВС.141.3100-0000 КСС. Вибір КСС шасі.

Основними елементами конструкції опор шасі є:

– опорні елементи, що забезпечують зіткнення шасі з поверхнею аеродрому, корабля, водною поверхнею;

– стійка - основний силовий елемент, що передає навантаження з опорних елементів на конструкцію планера літака;

– амортизатори, які поглинають і розсіюють кінетичну енергію удару при посадці і русі по нерівностях аеродрому. Якщо амортизатор суміщений з внутрішньою порожниною стійки, то її називають амортизаційної;

– траверса - верхня частина стійки, що забезпечує її кріплення до конструкції планера;

– підкоси - система стрижнів, що підкріплюють і розвантажують стійку;

– циліндр - підйомник, що забезпечує випуск і прибирання опор шасі;

– двохзв'язник (шліц-шарнір) - дві ланки, пов'язані шарнірно і передають крутний момент від штока амортизатора до циліндра амортизаційної стійки;

– демпфер шуми – гаситель коливань типу шіммі;

– візки – пристрої для кріплення чотирьох, шести і восьми коліс до стійки;

– замки випущеного і прибраного положень, що забезпечують фіксацію опори в кінцевих положеннях.

Носова стійка шасі ферменно-балочна - це балкове шасі з декількома підкосами, які розвантажують стійки від вигину. Маса такої стійки зменшується, жорсткість підвищується. Підкоси працюють на розтягнення- стиснення. Для прибирання потрібно ніша менше ферменних.

За способом розміщення амортизатора шасі полуричажне. Так, як літак - високоплан то шасі прибираються в спеціальні ніші з обтічниками в фюзеляжі.

Прибирання передніх опор в фюзеляж здійснюється проти польоту:

– вища безпека (при відмові системи випуску опори відкривають замки фіксації опори в прибраному положенні вручну, під дією сили тяжіння опора вивалюється в повітряний потік і дожимається до крайнього положення швидкісним напором повітря);

– проте центрування літака, його стійкість і керованість змінюються значно.

Прибирання опор здійснюється циліндром випуску і прибирання гідравлічного типу. Після збирання опор шасі ніші закриваються стулками за допомогою спеціальних гідроциліндрів.

З різновидів силових і кінематичних схем випуску і прибирання шасі виділяють чотири групи. Вибираємо другу: характеризується тим, що геометрична незмінність силових схем в випущеному положенні забезпечується нульовими стрижнями з замками або замками, які замінюють силові стрижні. Механізми випуску і прибирання не є стрижнями силових схем. На замки випущеного положення діють навантаження значно менше, ніж на складні підкоси. Найбільш доцільними схем є такі, в яких зусилля механізмів збирання і випуску мало змінюються, а число вузлів найменше, що призводить до зменшення маси шасі. Шасі в прибраному положенні розміщується компактно і займає менший обсяг.

1.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака

При виконанні розрахунків використовується тільки значення площі крила $S = 214 \text{ м}^2$. Схема літака представлена на рисунку 1.2.1.

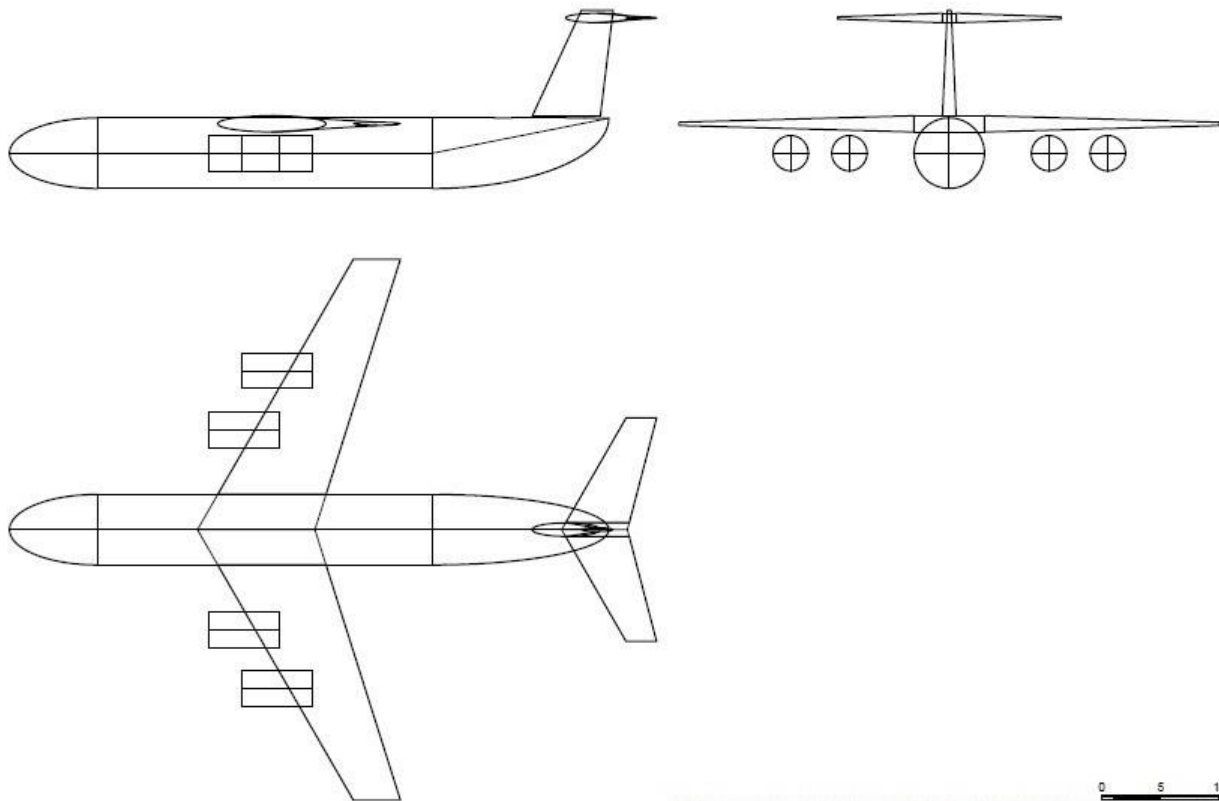


Рисунок 1.2.1 – Схема літака для розрахунку

Конфігурація літака визначається поєднанням положень механізації крила, шасі, зовнішніх підвісок та інших частин і агрегатів літака, що визначають його зовнішні обриси. Залежно від етапу польоту застосовуються такі основні конфігурації літака:

- а) злітна – шасі випущено, механізація крила у злітньому положенні (закрилки, передкрилки відхилені на кути, встановлені для зльоту літака);
- б) польотна – шасі прибрано, механізація крила в польотному положенні; в) посадкова – шасі випущено, механізація крила та аеродинамічні засоби гальмування в посадковому положенні.

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

Відповідно до заданої форми та розмірами літака були розраховані поляр літака в польотній конфігурації та швидкісний системі координат для ряду значень числа $M = 0,2; 0,3; 0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,8$ на висоті польоту $H=0$. Значення аеродинамічних коефіцієнтів в вузлових точках поляр дані в таблицях В.1 у В.2.

Графіки полярв побудовані у вигляді з'єднання вузлових точок ламаної та показані на рисунку 1.2.2.

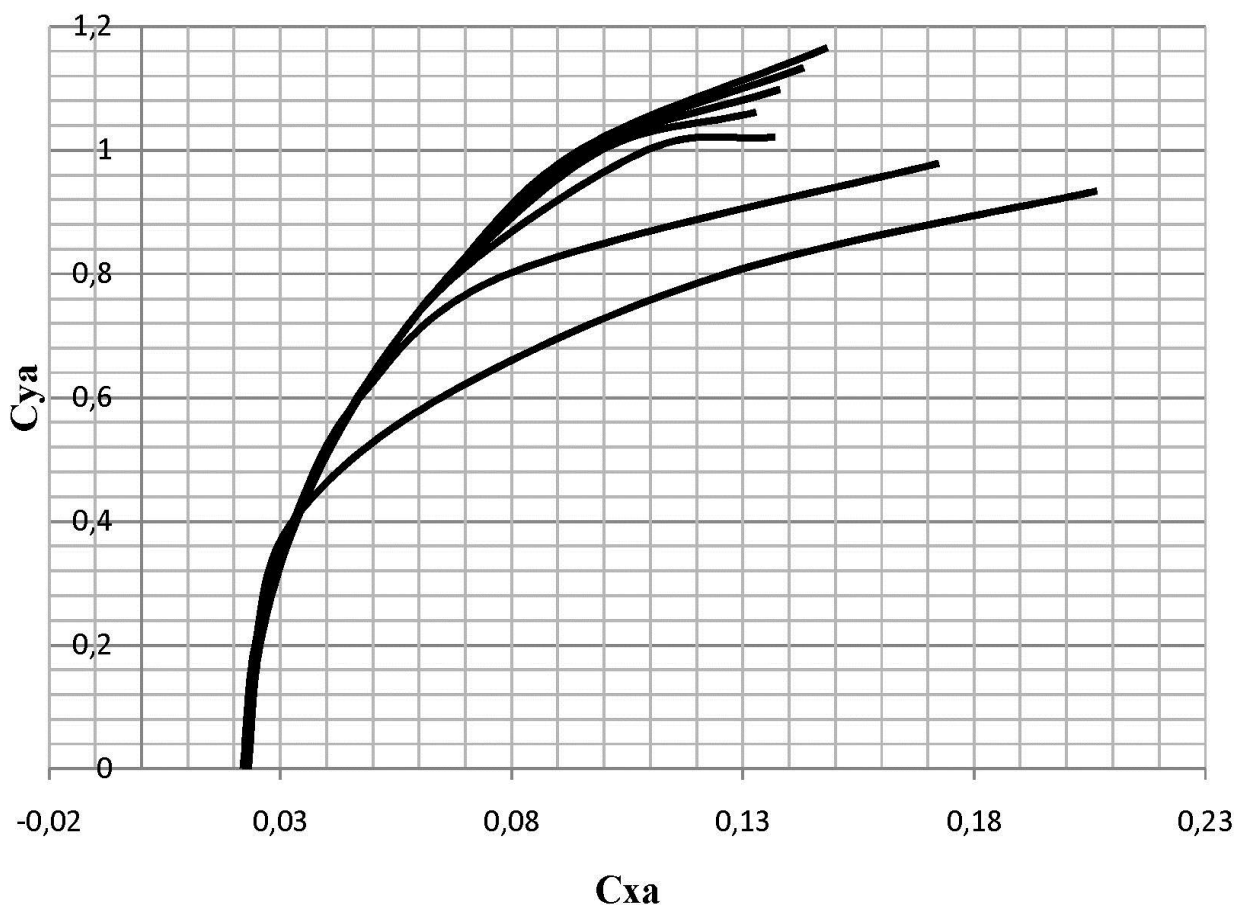


Рисунок 1.2.2 – Полярв літака при числах $M=0,2; 0,3; 0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,8$, на висоті польоту $H=0$

При визначенні масових характеристик літака було прийнято, що повний запас палива дорівнює 20% злітної маси літака, при цьому аеронавігаційний запас палива становить 20% від повного запасу. Маємо, що в польоті в паливних баках знаходиться в середньому 60% повного запасу палива.

При розрахунках злітно-посадочних характеристик літака необхідні його полярв, побудовані з урахуванням випуску шасі, механізації крила, гальмівних пристроїв і т.д. Для побудови таких полярв бажано користуватися точними розрахунками або даними аеродинамічного експерименту для літака з близької геометрією. При відсутності таких даних для наближених розрахунків можна скористатися статистичними матеріалами щодо впливу випуску шасі і механізації крила на полярв та залежність $c_{ya} = f(\alpha)$ для польотної конфігурації з малими дозвуковими числами M .

Будемо вважати, що випуск шасі впливає тільки на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на $\Delta c_{x_{ли}}$. Механізація крила на зльоті та посадці збільшує c_{xa} на $\Delta c_{x_{мех}}$ а c_{ya} на $\Delta c_{y_{мех}}$.

З випуском механізації значення α_0 зсувається в негативну область на $\Delta \alpha_0$, що приводить до збільшення $c_{y_{a \max}}$, причому $c_{y_{a \max}}$ досягається приблизно на тих самих кутах α , що і без механізації. Таким чином, поляри на зльоті та посадці можна отримати зрушенням вихідної поляри для польотної конфігурації вправо на $\Delta c_{xa} = \Delta c_{x_{ли}} + \Delta c_{x_{мех}}$ та вгору на $\Delta c_{y_{мех}}$.

Розрахунок поляри у злітній конфігурації для кожної i -тої точки виконується за формулами 1.2.1, 1.2.2:

$$c_{ya} = (c_{ya})_i + 0,25; \quad (1.2.1)$$

$$c_{xa} = (c_{xa})_i + (0,6 + 0,5)c_{xa0}. \quad (1.2.2)$$

Аналогічно розраховується поляра літака в посадковій конфігурації, за формулами 1.2.3, 1.2.4:

$$c_{ya} = (c_{ya})_i + 0,45; \quad (1.2.3)$$

$$c_{xa} = (c_{xa})_i + (0,6 + 1,4)c_{xa0}. \quad (1.2.4)$$

Вихідні поляри літака в польотної конфігурації представлені в таблиці В.3 та на рисунку 1.2.2. Для розрахунку злітної і посадкової поляри літака використана поляра для $M=0.2$. Результати розрахунку наведені у таблиці 1.2.1 та на рисунку 1.2.3.

Таблиця 1.2.1 – Поляри польотна, злітна, посадкова

№	Польотна		Злітна		Посадкова	
	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}
1	0.0000	0.0231	0.2500	0.0484	0.4500	0.0692
2	0.2000	0.0256	0.4500	0.0510	0.6500	0.0718
3	0.4000	0.0335	0.6500	0.0589	0.8500	0.0797
4	0.6000	0.0471	0.8500	0.0725	1.0500	0.0932
5	0.8000	0.0669	1.0500	0.0923	1.2500	0.1131
6	1.0000	0.0947	1.2500	0.1200	1.4500	0.1408
7	1.1650	0.1482	1.4150	0.1736	1.6150	0.1943

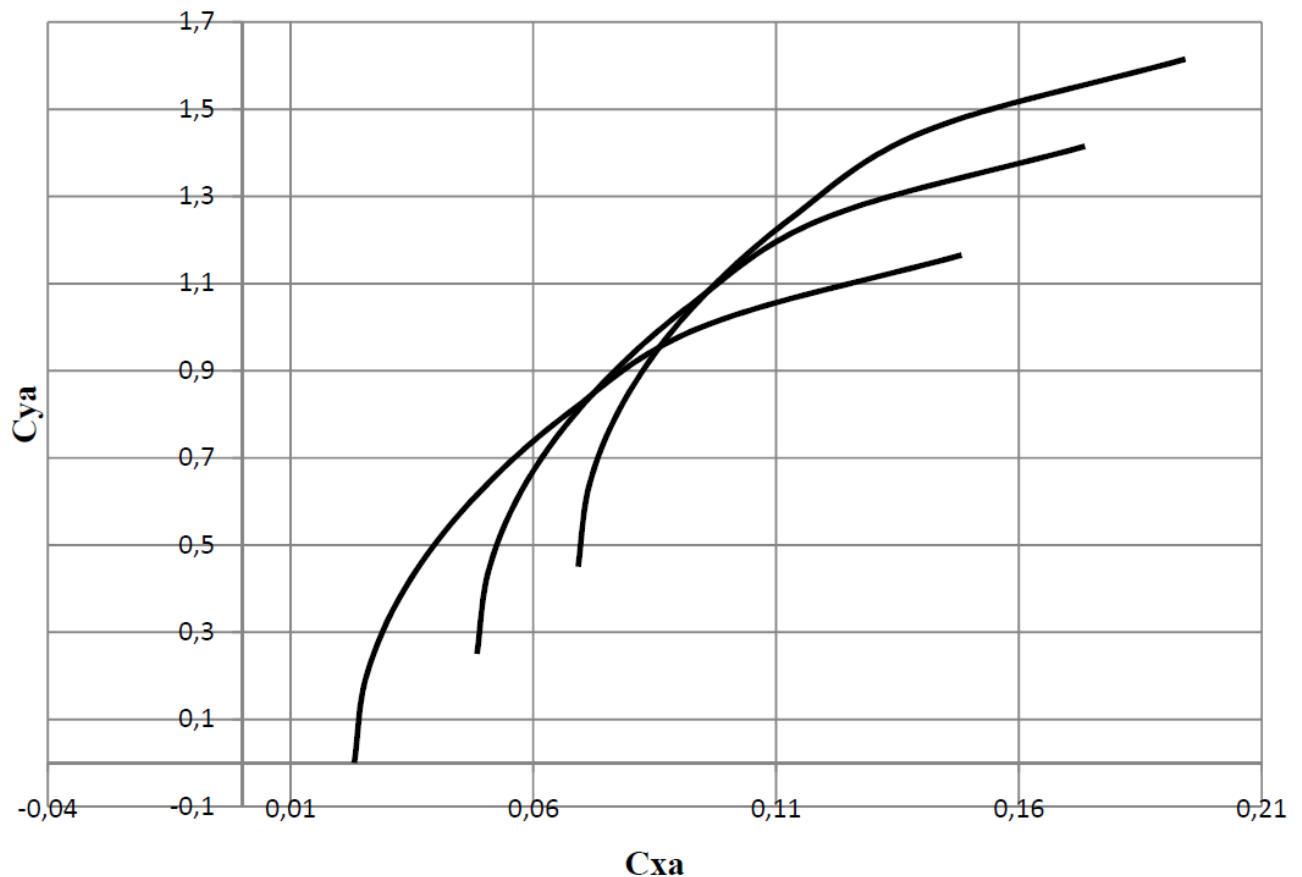


Рисунок 1.2.3 – Поляра літака в польотній конфігурації при $M=0,2$; поляри у злітній та посадковій конфігураціях

Розрахунок польотних поляр виконаний в такій послідовності:

1. Задані 16 значень висоти польоту H от 0 до 15000 м кроком 1000 м, як показано в таблиці Б.3.
2. На кожній висоті задані 8 значень числа M польота, для яких вже розраховані звичайні поляри літака $c_{xa}(c_{ya})$.

3. Для прийнятої розрахункової маси літака на кожній висоті та числі M польоту знайдено потрібне для горизонтального польоту значення $c_{ya \Gamma}$ за формулою 1.2.5:

$$c_{ya \Gamma} = \frac{mg}{0,7 \cdot p_H \cdot M^2 \cdot S}, \quad (1.2.5)$$

- де m – розрахункова маса літака, кг;
 $g=9,81$ – прискорення земного тяжіння, м/с²;
 p_H – атмосферний тиск на висоті H , Па;
 $0,7 \cdot p_H \cdot M^2$ – динамічний напір, Па;
 S – площа крила, м².

Знайдені значення, які показані в таблиці В.5, визначають координати вузлових точок графіків залежностей $c_{ya \Gamma}(H, M_\infty)$. Для побудови графіків вузлові точки для кожної висоти H з'єднуємо ламаною, як показано на рисунку 1.2.4.

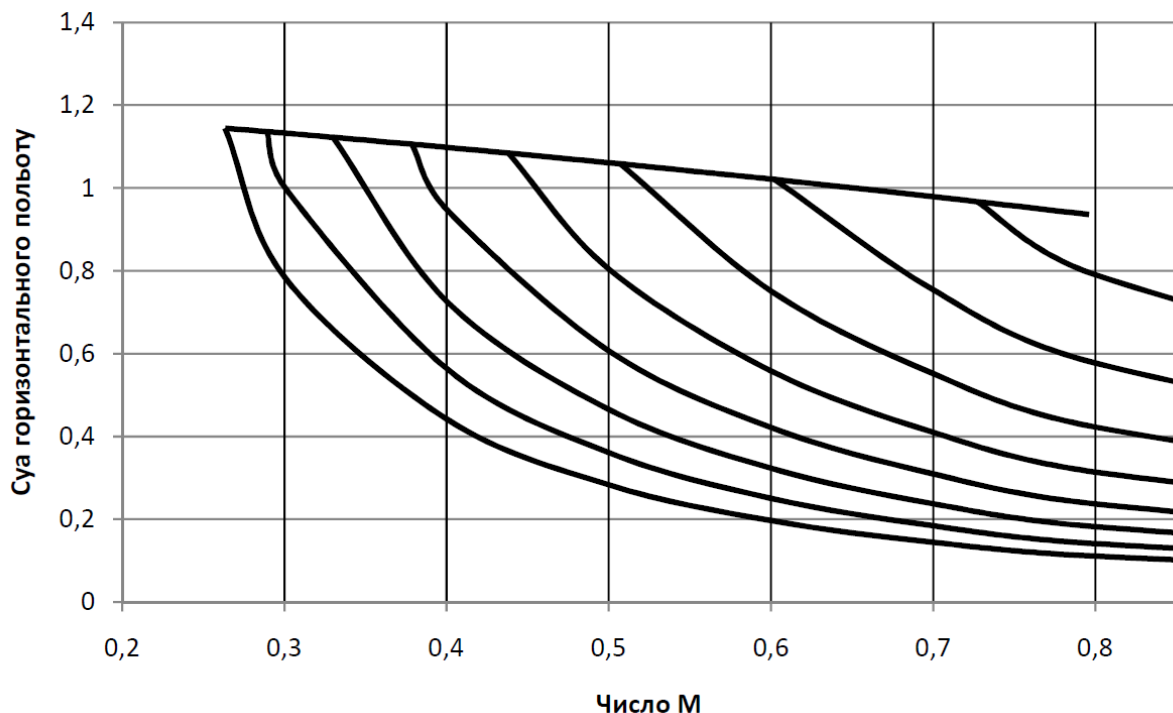


Рисунок 1.2.4 – Залежності $c_{ya \max}(M_\infty)$ та $c_{ya \Gamma}(H, M_\infty)$ на висотах $H=0, 2, 4, 6, 8, 10, 12, 14$ км (перерахування від низу до верху)

4. Визначаємо число M_S – звалювання, мінімальне теоретично можливе число M прямолінійного горизонтального польоту на даній висоті при заданому значенні розрахункової маси літака. Для цього показуємо на графіку та з'єднуємо ламаною певні вузлові точки залежності $c_{ya \max}(M_\infty)$. Далі знаходимо координати точок перетину графіка $c_{ya \max}(M_\infty)$ з графіками $c_{ya \Gamma}(H, M_\infty)$ для кожної розглянутої висоти польоту H . Маємо значення числа M_S звалювання для всіх розглянутих висот польоту, відповідні польоту на критичному куті атаки.

5. Для кожного розрахованого значення коефіцієнта підйомної сили $c_{ya \Gamma}$ визначаємо величину коефіцієнта сили лобового опору $c_{xa \Gamma}$ за звичайною полярною $c_{xa}(c_{ya})$ для відповідного числа M . У разі якщо $c_{xa \Gamma}$ с відповідає критичному куту атаки та числу M_S , величина $c_{xa \Gamma}$ с визначається лінійною інтерполяцією сусідніх значень $c_{ya \text{ крит}}(M_\infty)$ в функції M_S . Результати цього етапу розрахунку представлені в таблиці В.3.

Решта результатів розрахунків польотних поляр дані в таблицях В.4, В.5, В.6. Графіки польотних поляр для висот $H=0, 6000, 12000$ м показані на рисунку 1.2.6.

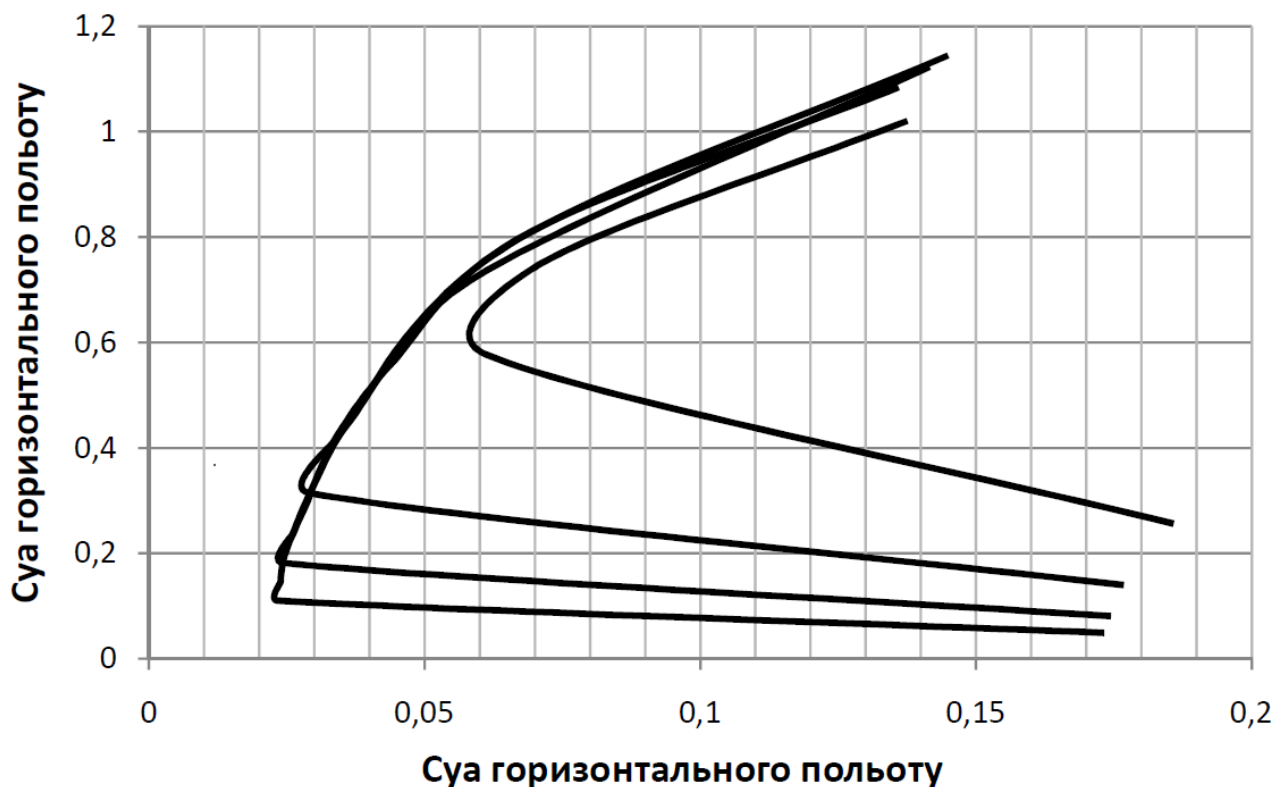


Рисунок 1.2.6 – Польотні поляр для висот $H=0, 4, 8$ і 12 км (знизу вгору та зліва направо)

1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг

Методи тяг і потужностей М.Є. Жуковського засновані на порівнянні тяги потужностей, потрібних для забезпечення горизонтального прямолінійного усталеного польоту літака на заданому режимі (H, M), з розташовуються тягами і потужностями, які можуть розвинути двигуни силової установки.

Розрахунок потрібних тяг і побудова кривих М.Є. Жуковського.

У горизонтальній прямолінійній сталому польоті літака на висоті H з заданим числом M , потрібна тяга в першому наближенні дорівнює величині лобового опору:

$$P_{\Gamma} = X_{a\Gamma}(H, M).$$

Лобовий опір визначається за формулою 1.2.6:

$$X_{a\Gamma} = \frac{m \cdot g}{K} = m \cdot g \cdot \frac{c_{xa\Gamma}}{c_{ya\Gamma}}. \quad (1.2.6)$$

Висотно-швидкісна характеристика ТРДД - це залежність максимально можливої тяги двигуна (P в ньютонках) від числа M , для декількох фіксованих

значень висоти польоту H . Висотно-швидкісна характеристика дана в вигляді залежності коефіцієнта тяги ξ_P від числа M і висоти H польоту:

$$\xi_P(H, M) = \frac{P(H, M)}{P_0}.$$

Отримані розрахунком значення потрібних тяг представлені в таблиці В.7. На рисунку 1.2.7 показані залежності потрібних тяг від числа M для висот $H=0, 3, 6, 8$ і 11 км.

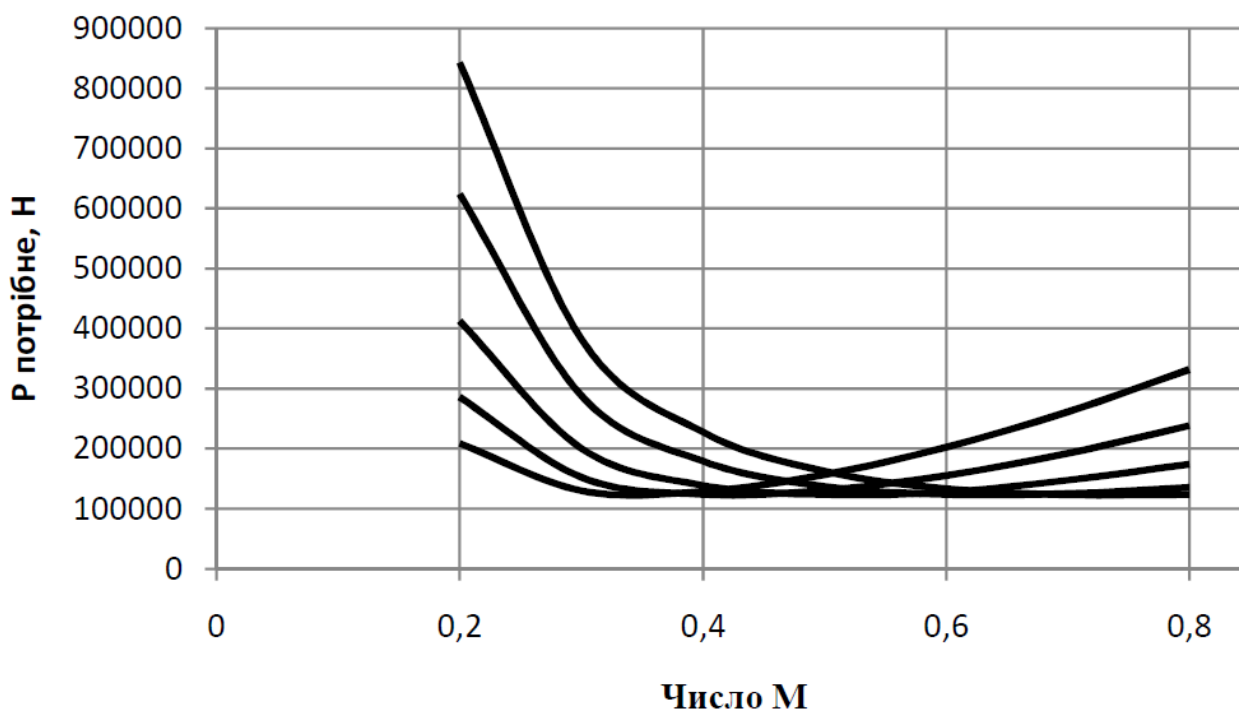


Рисунок 1.2.7 – Потрібні тяги для висот $H=0, 3, 6, 8$ і 11 км (зліва направо)

Наявна тяга – це сумарна тяга всіх двигунів літака при повністю відкритій дросельної заслінки (міра дроселювання $R=1$). Характеристики двигуна потрібно розраховувати на основі його паспортних даних. Стартова тяга на нульових висоті і швидкості визначається згідно з умовою, що двигуни повинні забезпечити отримання на заданій висоті $H^* = 8000$ м заданого максимального числа $M^* = 0,7$. Розрахунок виконаний в такій послідовності:

1) визначена потрібна тяга $P_{нотр}(H, M)$, для режиму (H^*, M^*) (див. таблицю В.7);

2) знайдений коефіцієнт тяги двигунів для режиму (H^*, M^*) за формулами 1.2.7-1.2.8:

$$\xi_P = \xi_M \cdot \xi_H \cdot \xi_{ПЗ}. \quad (1.2.7)$$

3) обчислено стартове значення наявної тяги, за формулою 1.2.8:

$$P_0 = \frac{P_{\text{пот Г}}(H^*, M^*)}{\xi_P}. \quad (1.2.8)$$

Наявні тяги побудовані у вигляді залежностей $P_{\text{наявн}} = f(M)$ для фіксованих висот польоту. Щоб отримати залежність $P_{\text{наявн}} = f(M)$ для фіксованої висоти H і декількох значень числа M , визначають відповідні величини коефіцієнта тяги ξ_P . Наявну тягу обчислюють за формулою 1.2.9:

$$P_{\text{наявн}}(H, M) = P_0 \cdot \xi_P(H, M). \quad (1.2.9)$$

Результати розрахунків представлені в таблицях В.8, В.9 і на рисунку 1.2.8.

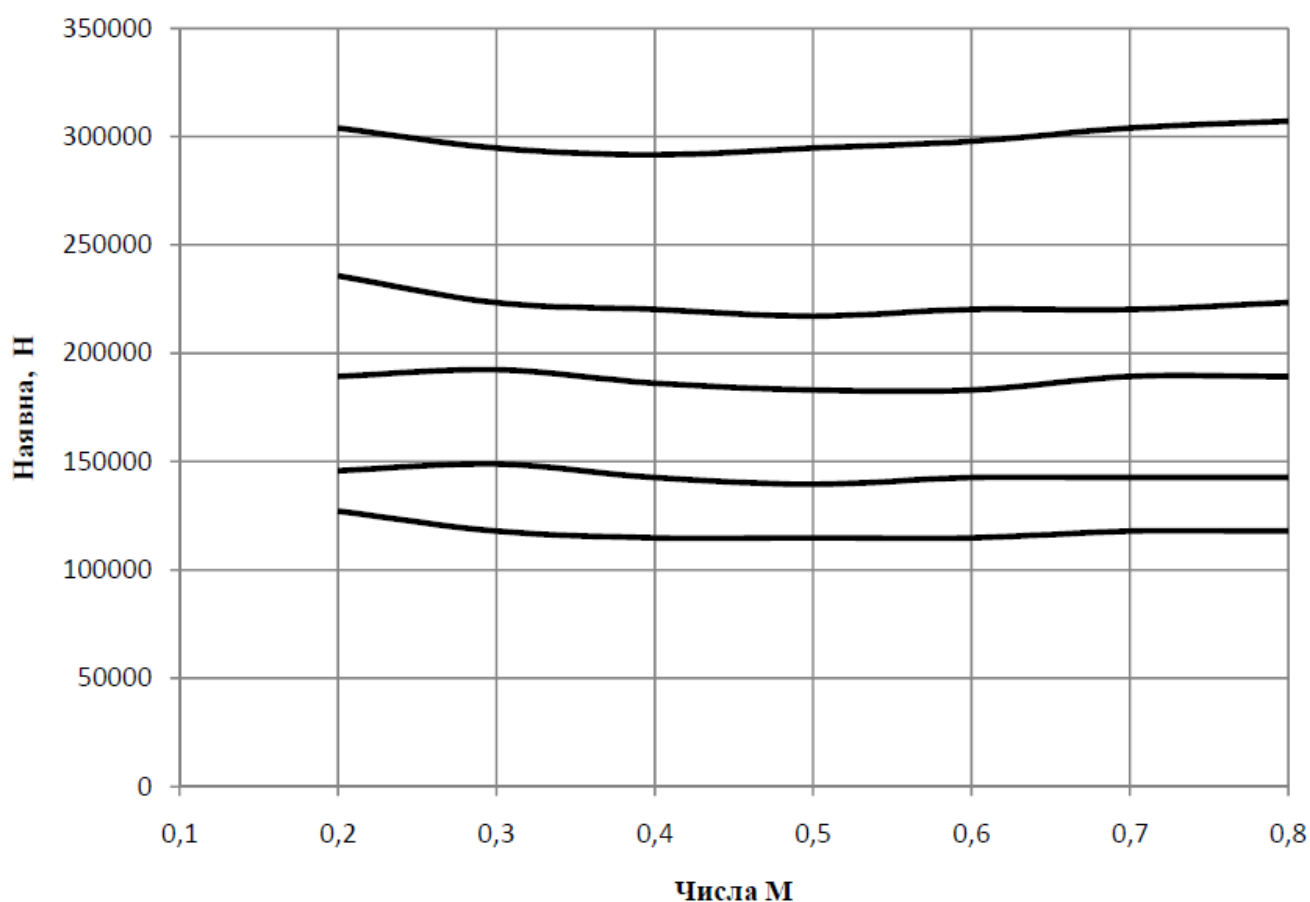


Рисунок 1.2.8 – Наявні тяги для висот $H = 0, 3, 6, 8$ і 11 км (зверху вниз)

1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання крила проектованого літака

1.3.1 Розробка майстер-геометрії агрегату

Майстер-геометрія включає в себе теоретичні поверхні контуру крила, та центральні площини конструктивно силових елементів, таких як нервюри та лонжерони. Опираючись на цю геометрію відбувається побудова та ув'язка деталей.

Побудова майстер-геометрії відбувається за допомогою системи автоматизованого проектування Catia V5, результати представленні на рисунку 1.3.1.

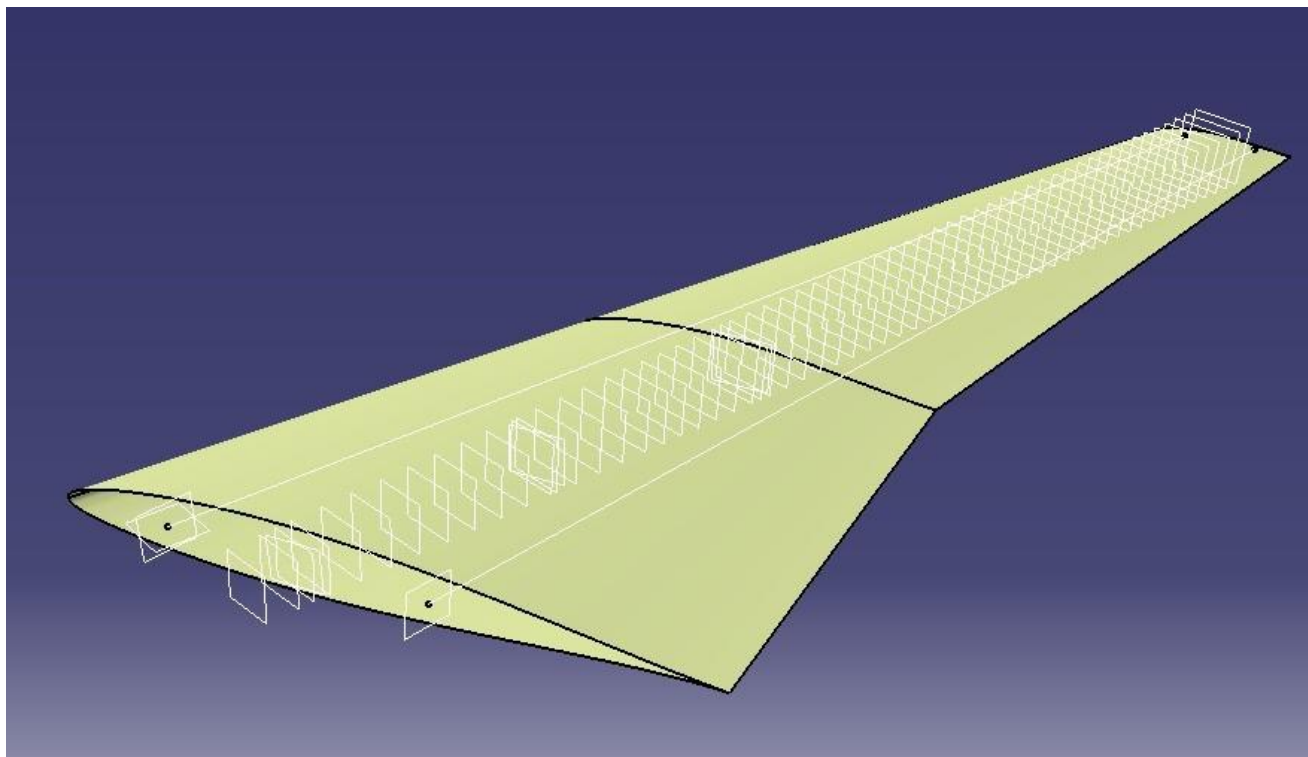


Рисунок 1.3.1 – Майстер-геометрія

1.3.2 Визначення навантажень, що діють на крило літака

На крило впливають розподілені по поверхні повітряні сили та масові сили від конструкції крила і від розміщеного в крилі палива, зосереджені сили від мас агрегатів, розташованих в крилі. Масові сили паралельні повітряним силам, не спрямовані в протилежну сторону.

Паливний бак доцільно розбити на баки-секції і масу кожного бака-секції зосередити в його центрі тяжіння. Тоді розподілене навантаження від палива можна замінити набором зосереджених сил. Для розрахунків стріловидне крило необхідно спрямити, як показано на рисунку 1.3.2.

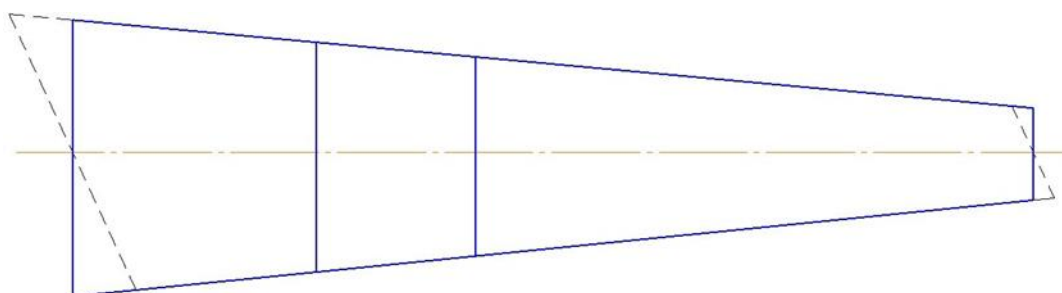


Рисунок 1.3.2 – Пряме крило

По довжині крила навантаження розподіляється по закону відносної циркуляції за формулою 1.3.1:

$$q_{пов}^e = \frac{1,05 \cdot n_{y \max}^e \cdot G_{пол}}{L} \cdot \Gamma(z), \quad (1.3.1)$$

де $\Gamma(z)$ – відносна циркуляція.

Для стріловидного крила відносна циркуляція визначається за формулою 1.3.2:

$$\Gamma(z) = \Gamma_{кр}(z) + \Delta\Gamma_x(z), \quad (1.3.2)$$

де $\Gamma_{кр}(z)$ – циркуляція прямого крила;

$$\Delta\Gamma_x(z) = \Delta\Gamma_{45} \frac{\chi}{45} \text{ – поправка на стрілоподібність.}$$

Погонне навантаження масових сил крила пропорційна хордам, за формулою 1.3.3:

$$q_{кр}^e = \frac{n_{y \max}^e \cdot G_{кр}}{S_{кр}} \cdot b(z) \quad (1.3.3)$$

Для розподілу навантаження від маси палива, необхідно розділити паливний бак на кілька частин, як показано на рисунку 1.3.3.

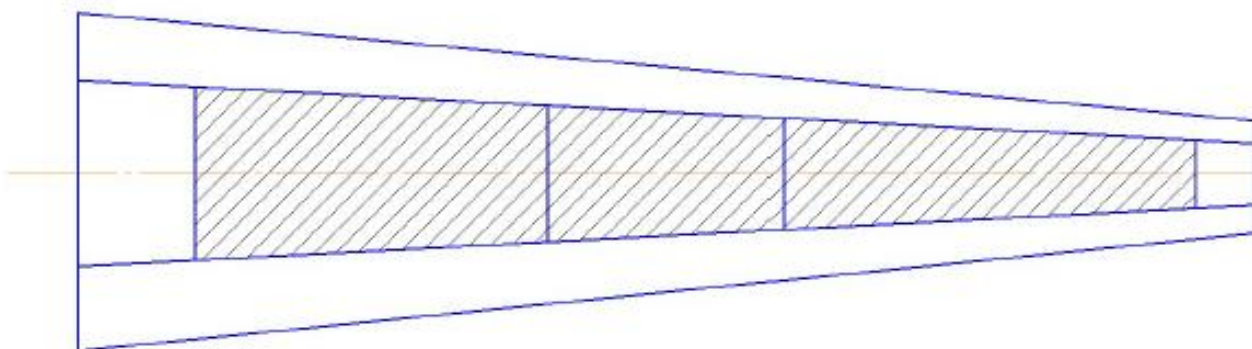


Рисунок 1.3.3 – Розташування баків в крилі

Навантаження обчислюється за формулою 1.3.4:

$$q_m^e = \gamma \cdot g \cdot n_{y \max}^e \cdot S_{\text{бака}}(z), \quad (1.3.4)$$

де $\gamma = 800 \text{ кг/м}^3$ – щільність палива;

$S_{\text{бака}}(z)$ – площа бака в плані.

Так як в нашому розрахунковому випадку ми вважаємо, що баки в крилі заповнені наполовину, то нам необхідно розділити навпіл навантаження від маси палива $q_m^e/2$.

Площа бака показана на рисунку 1.3.4, та обчислюється за формулою 1.3.5:

$$S_{\text{бака}}(z) = \frac{H_1 + H_2}{2} \cdot (b_2 - b_1) \cdot b^2(z) \quad (1.3.5)$$

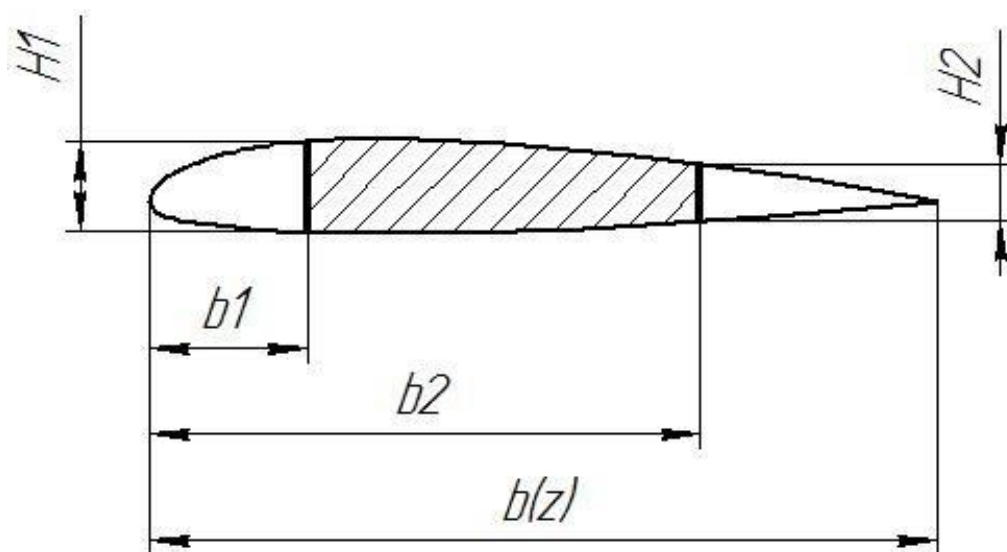


Рисунок 1.3.4 – Площа бака в переріз крила

Маса палива

$$m_n = 2 \cdot \gamma \cdot V_6. \quad (1.3.6)$$

Сумарна погонне навантаження на крило знаходять за формулою 1.3.7:

$$q_\Sigma = q_{пов}^e - q_{кр}^e - q_n^e. \quad (1.3.7)$$

Результати розрахунків заносимо в таблицю Г.1. Розподіл повітряних та масоих навантажень за розмахом крила показані на рисунку 1.3.5.

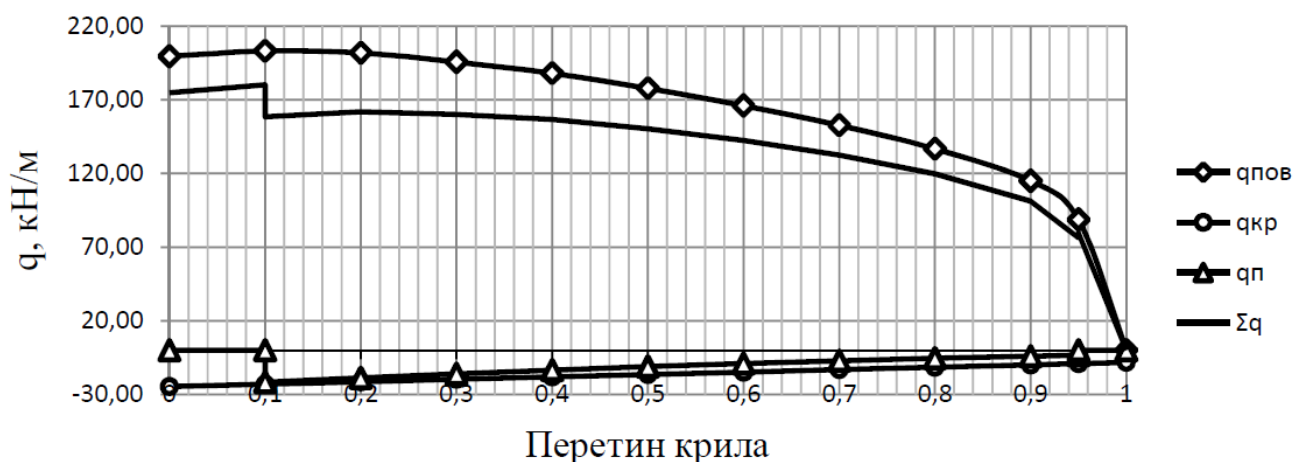


Рисунок 1.3.5 – Навантаження, які діють на консоль крила

При визначенні закону розподілу поперечних сил та згинальних моментів по довжині крила спочатку знаходимо функції $Q(z)$ і $M(z)$ від впливу розподіленого навантаження $q(z)$. Для цього табличним способом обчислюємо інтеграли методом трапецій.

$$Q = \int_{l/2}^z q_\Sigma(z) dz - \sum n_y^e \cdot G_{6,i};$$

$$M = \int_{l/2}^z Q^e(z) dz.$$

Розрахунок проводимо за такими формулами 1.3.9-1.3.11:

$$\Delta \bar{z}_i = (\bar{z}_i - \bar{z}_{i-1}) \cdot \frac{l}{2}; \quad (1.3.9)$$

$$\Delta Q_i = (q_i + q_{i-1}) \frac{\Delta \bar{z}_i}{2}; \quad Q_{11} = 0; \quad (1.3.10)$$

$$Q_i = \Delta Q_{i+1} + Q_{i+1}, (i=10,9,\dots,0). \quad (1.3.11)$$

Аналогічно розраховуємо величини згинальних моментів, за формулами 1.3.12, 1.3.13:

$$\Delta M_i = (Q_i + Q_{i-1}) \frac{\Delta \bar{z}_i}{2}; \quad M_{11} = 0; \quad (1.3.12)$$

$$M_i = \Delta M_{i+1} + M_{i+1}, (i=10,9,\dots,0). \quad (1.3.13)$$

Отримані результати заносимо в таблицю Г.2.

Погонний приведений момент обчислюється за формулою 1.3.14:

$$m_z^e = q_{нов}^e \cdot a_{нов} - q_{кр}^e \cdot a_{кр} - q_n^e \cdot a_n, \quad (1.3.14)$$

де $a_{нов}$, $a_{кр}$, a_n відстані від осі приведення до точок прикладання розподілених навантажень в перетині, які показані на рисунку 1.3.6, вони обчислюються за формулами 1.3.15-1.3.17.

$$a_{нов}(z) = \bar{x}_{нов} \cdot b(z) + \bar{z}_i \cdot l \cdot \tan \gamma; \quad (1.3.15)$$

$$a_n(z) = \bar{x}_n \cdot b(z) + \bar{z}_i \cdot l \cdot \tan \gamma; \quad (1.3.16)$$

$$a_{кр}(z) = \bar{x}_{кр} \cdot b(z) + \bar{z}_i \cdot l \cdot \tan \gamma. \quad (1.3.17)$$

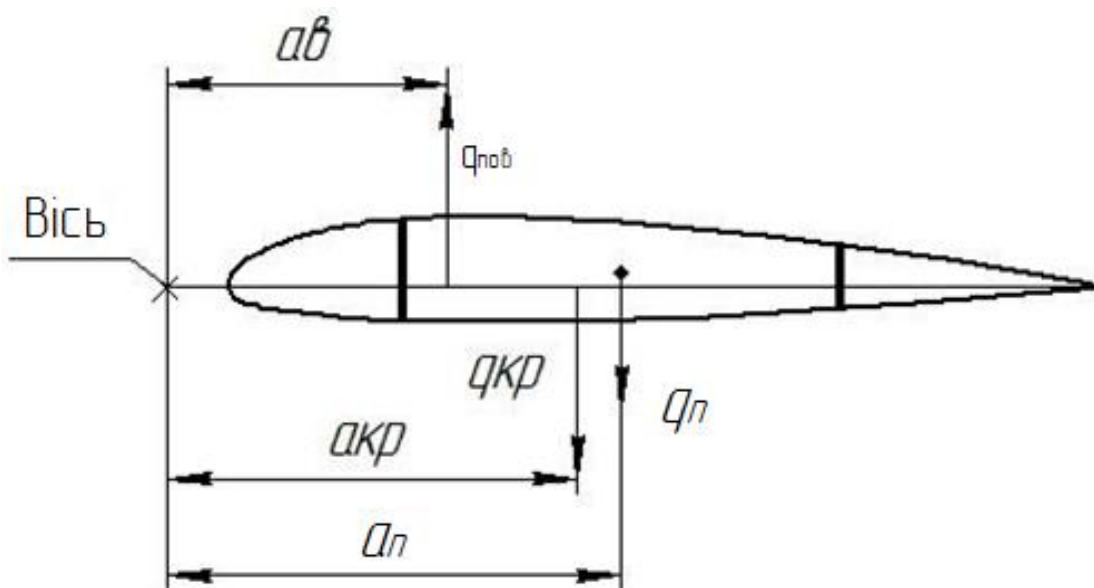


Рисунок 1.3.6 – Положення погонних навантажень щодо осі приведення

Епюру наведених моментів отримаємо шляхом інтегрування епюри m_z^e .

Інтегрування проводимо методом трапеції за формулами 1.3.18,.1.3.19:

$$\Delta M_{z,i} = (m_{z,i} + m_{z,i-1}) \cdot \frac{\Delta \bar{z}_i}{2}; \quad M_{z,11} = 0; \quad (1.3.18)$$

$$M_{z,i} = \Delta M_{z,i+1} + M_{z,i+1}, (i=10,9,\dots,0). \quad (1.3.19)$$

Отримані результати заносимо в таблицю Г.3.

Розрахуємо поперечну силу, згинальний та обертаючий момент від дії зосереджених сил за формулою 1.3.20:

$$P_i = n_y^e \cdot m_\delta \cdot g, \quad (1.3.20)$$

де $m_\delta = 2900$ кг – маса двигуна.

$$P_\delta = 2,5 \cdot 2900 \cdot 9,81 = 71,12 \text{ кН};$$

$$P_{m\Sigma} = P_{\delta 1} + P_{\delta 2} = 142,25 \text{ кН};$$

$$M_x = P_\delta \cdot z_x;$$

$$M_{x1} = 71,12 \cdot 8,82 = 627,3 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$M_{x2} = 71,12 \cdot 13,86 = 985,76 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$M_{x\Sigma} = M_{x1} + M_{x2} = 1613,06;$$

$$M_{zi} = P_{ni} \cdot z_z$$

$$M_{z1} = 71,12 \cdot 0,5 = 35,56 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$M_{z2} = 71,12 \cdot 0,3 = 28,45 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$M_{z\Sigma} = M_{z1} + M_{z2} = 64,01.$$

При побудові епюри наведених моментів спочатку задаємо положення осі приведення. Вона проходить через передню кромку крила паралельно осі z, та показана на рисунку 1.3.7.

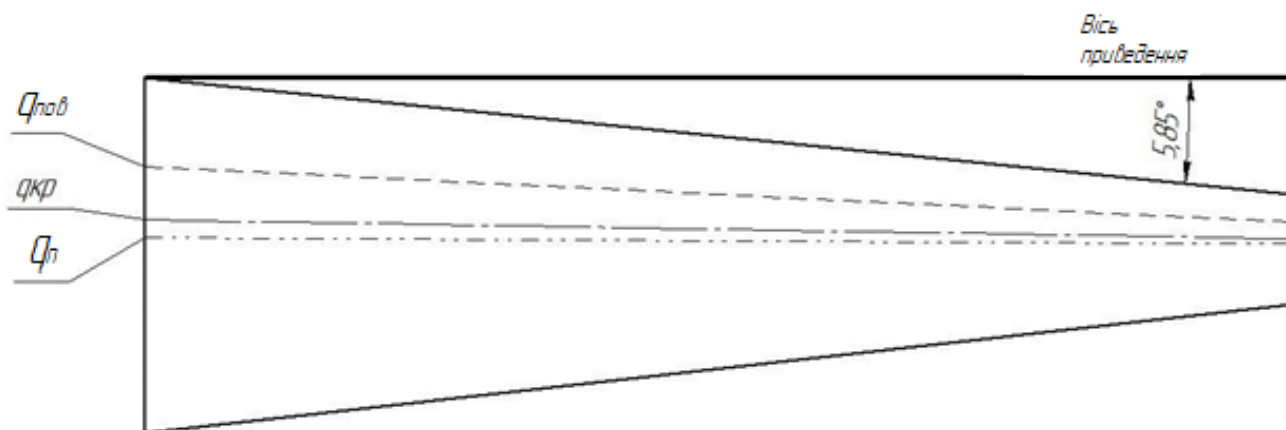


Рисунок 1.3.7 – Ось приведення

Побудовані епюри навантажень по крилу показані на рисунках 1.3.8- 1.3.11.

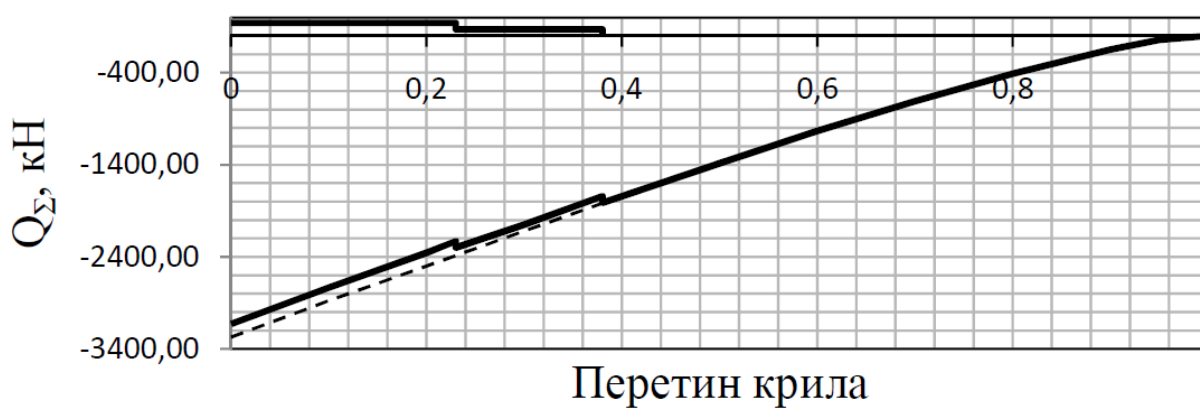


Рисунок 1.3.8 – Епюра розподілу поперечної сили по довжині консолі крила



Рисунок 1.3.9 – Епюра розподілу моменту, що вигинає по довжині консолі крила

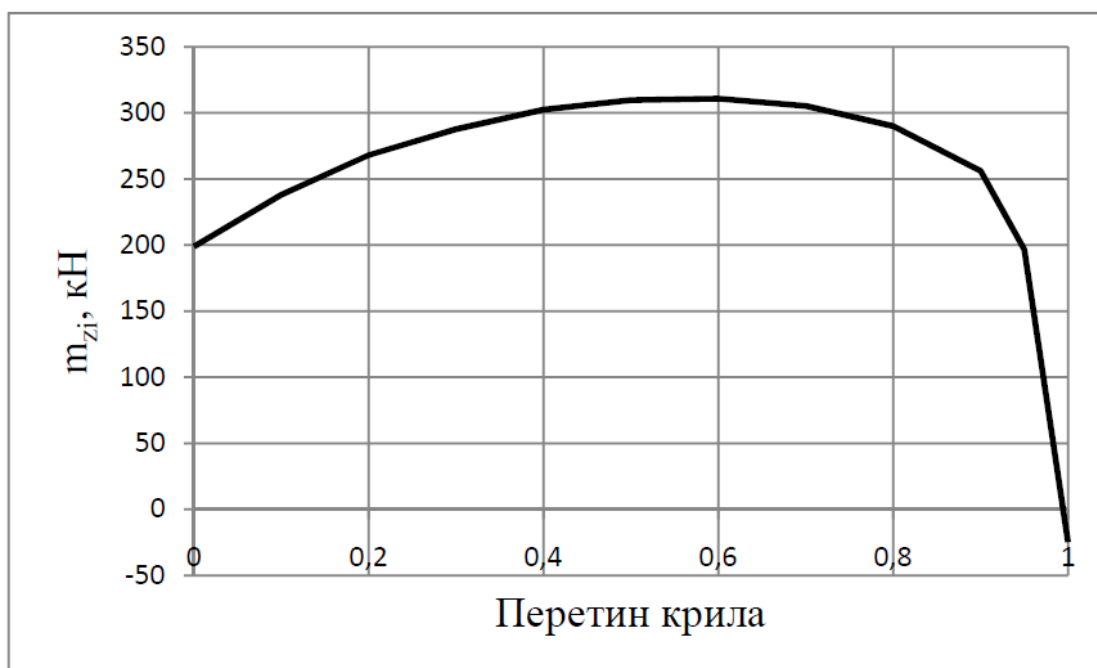


Рисунок 1.3.10 – Епюра розподілу погонних моментів по довжині консолі крила

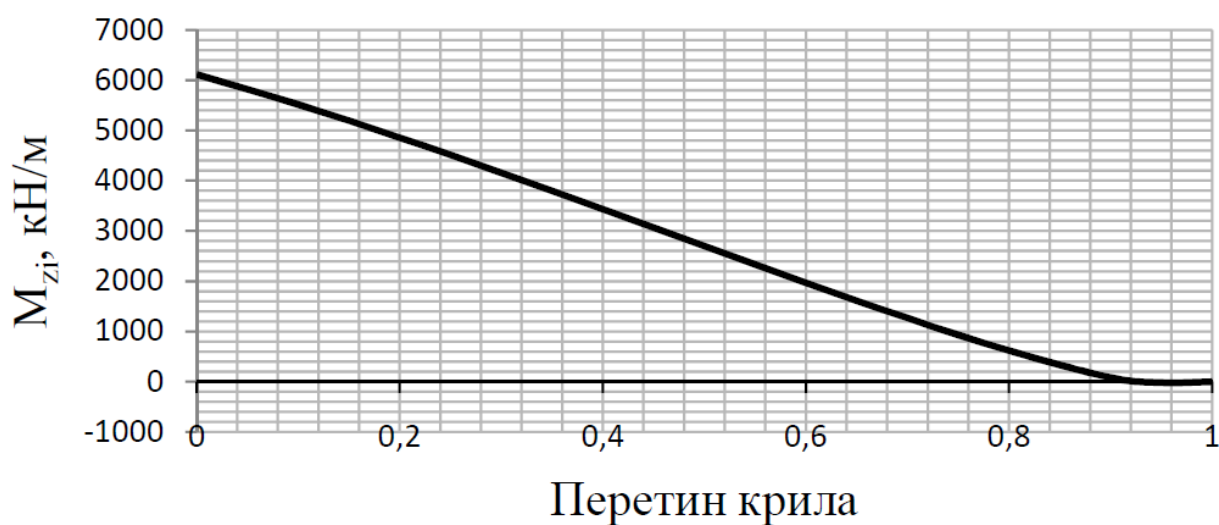


Рисунок 1.3.11 – Епюра розподілу обертаючого моменту по довжині консолі крила

Для того щоб знайти розрахункові навантаження, необхідно експлуатаційні навантаження помножити на коефіцієнт безпеки $f=1.5$. Також знаходимо точки прикладання поперечної сили по хорді крила в розрахунковому перерізі:

$$a_Q = \frac{M_{z.p}}{Q_p} \quad (1.3.21)$$

1.3.3 Проектувальний розрахунок силових елементів регулярної зони в перерізі агрегату

Визначення товщини обшивки та кроку стрингерів в розтягнутій та стиснутій панелях крила. Розрахунок проводимо в перерізі 0.1.

Товщину обшивки в першому наближенні знаходимо за формулою 1.3.22:

$$\delta = \frac{q_0}{\tau_p}; \quad q_0 = \frac{M_{об}}{\Omega}, \quad (1.3.22)$$

де $M_{об} = Q \cdot d = 2388 \cdot 0,598 = 1428$ кН·м – обертаючий момент;

Ω – подвоєна площа перерізу кесона.

$$q_0 = \frac{1428}{2 \cdot 3,329} = 214,48 \text{ кН/м}; \quad (1.3.23)$$

$$\tau_p = \frac{\sigma_b}{3} = \frac{550}{3} = 188,33 \text{ МПа}; \quad (1.3.24)$$

$$\delta = \frac{233,703 \cdot 10^3}{188,33 \cdot 10^6} = 0,001275 \text{ м} = 1,1275 \text{ мм}. \quad (1.3.25)$$

Оскільки для літака обрана монолітна панель, то приймаємо її товщину ближче до реальних розмірів $\delta=7$ мм.

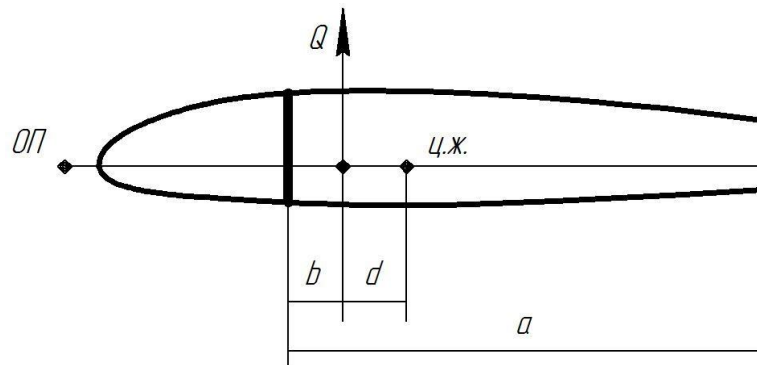


Рисунок 1.3.12 – Розташування центру жорсткості та сили Q в поперечному перерізі

$$a = 3,65 \text{ м};$$

$$b = a_Q - 0,25 \cdot b_k = 0,465 \text{ м};$$

$$d = 0,25 \cdot a - b = 0,448 \text{ м}.$$

Відстань між стрінгерами знайдемо з умови отримання хвилястості обшивки крила не вище певного значення. Величина δ/t повинна задовольняти нерівності, за формулою:

$$\frac{\delta}{t} = \sqrt[3]{\frac{(1-\mu^2) \cdot p_0}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}}, \quad (1.3.26)$$

де t – крок стрінгерів;

$\mu = 0,3$ – коефіцієнт Пуассона;

$E = 0,72 \cdot 10^5$ МПа – модуль пружності матеріалу обшивки;

p_0 – тиск в горизонтальному польоті на розглянутій поверхні крил;

$\bar{y} = 0,002$ – максимальна хвилястість поверхні.

Наближено величини p_n і p_e розраховані за формулою 1.3.27, 1.3.28:

$$p_n = \frac{1}{3} \cdot \frac{G_{пол}}{S} = \frac{1}{3} \cdot \frac{187101 \cdot 9,81}{258} = 2408 \text{ Па}; \quad (1.3.27)$$

$$p_e = \frac{2}{3} \cdot \frac{G_{пол}}{S} = \frac{2}{3} \cdot \frac{187101 \cdot 9,81}{258} = 4816 \text{ Па}. \quad (1.3.28)$$

Визначимо максимальний крок стрінгерів, який забезпечує отримання хвилястості крила не вище допустимого значення, за формулами 1.3.29, 1.3.30:

$$t_n = \frac{\delta}{\sqrt[3]{\frac{(1-\mu^2) \cdot p_n}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}}} = \frac{0,007}{\sqrt[3]{\frac{(1-0,3^2) \cdot 2408}{32 \cdot 7,2 \cdot 10^{10} \cdot 0,002}}} = 0,979 \text{ м} = 979 \text{ мм}; \quad (1.3.29)$$

$$t_e = \frac{\delta}{\sqrt[3]{\frac{(1-\mu^2) \cdot p_e}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}}} = \frac{0,007}{\sqrt[3]{\frac{(1-0,3^2) \cdot 4816}{32 \cdot 7,2 \cdot 10^{10} \cdot 0,002}}} = 0,777 \text{ м} = 777 \text{ мм}. \quad (1.3.30)$$

Приймаємо $t_n = 146$ мм тоді $n_{стр}^n = 24$ шт .

Приймаємо $t_e = 146$ мм тоді $n_{стр}^e = 24$ шт.

Розрахунок площ стрінгерів в розтягнутої та стиснутої панелях крила, підбір стрінгерів по сортаменту авіаційних профілів.

Визначаємо середню висоту розрахункового перерізу, за формулою 1.3.31:

$$H_{cp} = \frac{H_1 + H_2}{2} \cdot \mu = \frac{0,84 + 0,54}{2} \cdot 0,95 = 0,66 \text{ м}, \quad (1.3.31)$$

де H_1 – висота переднього лонжерона;

H_2 – висота заднього лонжерона;

$\mu = 0,9...0,95$ – коефіцієнт який враховує, що відстань між центрами тяжіння полиць лонжерона менше теоретичної висоти профілю в місцях установки лонжерона.

Зусилля які сприймаються панеллю, обчислюємо за формуло 1.3.32:

$$P_{пан} = \frac{M_{зг}}{H_{ср}} = \frac{22473}{0,66} = 34051 \text{ кН.} \quad (1.3.32)$$

Зусилля $P_{пан}$ можливо уявити у вигляді суми зусиль $P_{л}$, навантаження полиць лонжеронів та зусилля $P_{со}$, яке сприймається стрингерами та обшивкою, за формулами 1.3.33, 1.3.34:

$$P_{со} = \eta \cdot P_{пан} \quad (1.3.33)$$

$$P_{л} = P_{пан} - P_{со}. \quad (1.3.34)$$

Введений коефіцієнт η визначає частку від зусилля $P_{пан}$, сприйняту стрингерами та обшивкою, за формулами 1.3.35, 1.3.36. Приймаємо $\eta = 0.65$.

$$P_{со} = 0,65 \cdot 34051 = 22133 \text{ кН;} \quad (1.3.35)$$

$$P_{л} = 34051 - 22133 = 11918 \text{ кН.} \quad (1.3.36)$$

Підбір стрингерів в розтягнутій зоні.

Зусилля, сприймається стрингерами та обшивкою в розтягнутій зоні, позначимо $P_{со}^p$. Воно визначається з рівності 1.3.37:

$$P_{со}^p = n_{стр}^H \cdot \sigma_{стр}^p \cdot (k_2 \cdot F_{стр}^p + k_3 \cdot \varphi^p \cdot \delta_n \cdot t_n) \quad (1.3.37)$$

де $n_{стр}^H = 24$ шт – кількість стрингерів в розтягнутій зоні;

$\sigma_{стр}^p = k_1 \cdot \sigma_{бстр} = 1 \cdot 550 = 550$ МПа – розрахункове руйнівне напруження стрингера в розтягнутій зоні;

$F_{стр}^p$ – площа поперечного перетону одного стрингера;

δ_n і t_n – товщина обшивки та відстань між стрингерами в розтягнутій зоні. Так як панель цільнофрезерована:

$k_1 = 1$ – коефіцієнт, що враховує вплив концентрації напружень в стрингерах при наявності отворів, стрибків жорсткості, зварених швів, для алюмінієвого сплаву Д16;

$k_2 = 1$ – коефіцієнт, що враховує ослаблення поперечного перерізу стрингера отворами під заклепки;

$k_3 = 1$ – коефіцієнт, що враховує ослаблення обшивки отворами під заклепки;

$\varphi^p = \frac{\sigma_{в обш}}{\sigma_{стр}} = 1$ – коефіцієнт, що враховує відмінність в діаграмах σ - ε

стрингерів та обшивки.

Визначимо площу поперечного перерізу стрингерів, за формулою 1.3.38:

$$F_{стр}^p = \frac{P_{co}^p}{n_{стр}^H \cdot \sigma_{стр}^p \cdot k_2} - \frac{k_3 \cdot \varphi^p \cdot \delta_H \cdot t_H}{k_2} = \quad (1.3.38)$$

$$= \frac{22133 \cdot 10^3}{24 \cdot 550 \cdot 10^6} - 1,1 \cdot 0,007 \cdot 0,146 = 6,55 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2 = 655 \text{ мм}^2.$$

За отриманою потрібної площею вибираємо профіль цільнофрезерованої панелі з наступними геометричними параметрами, як показано на рисунку 1.3.13.

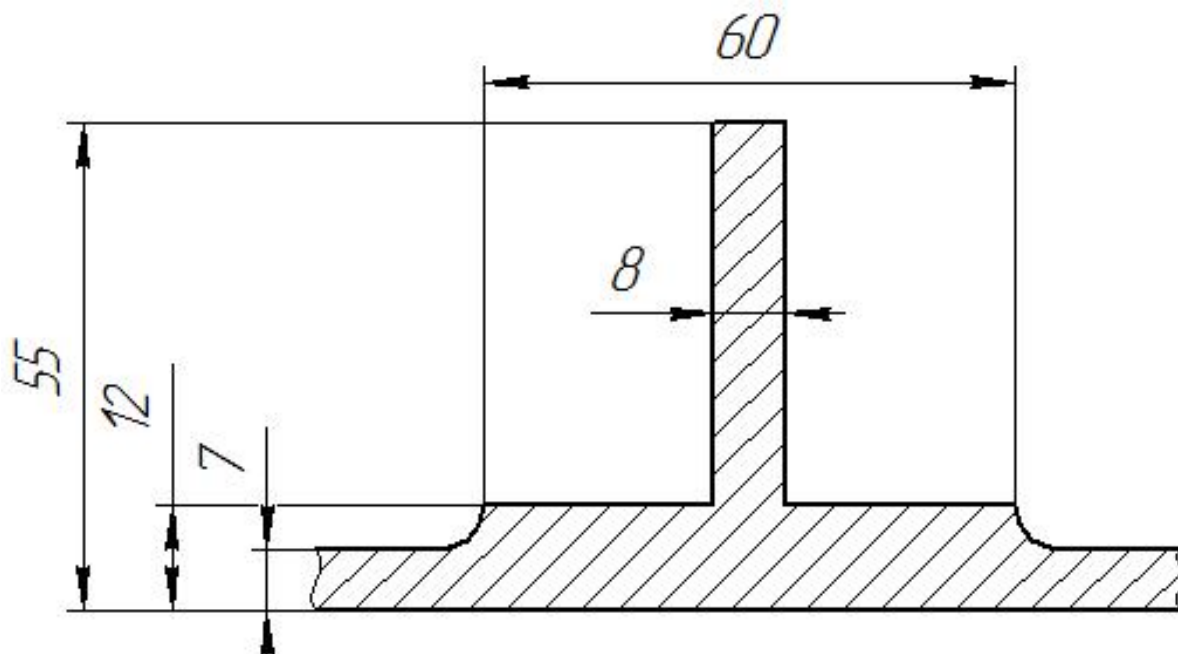


Рисунок 1.3.13 – Профіль перетину в розтягнутій зоні

Перерахунок зусилля визначаються за формулами 1.3.39, 1.3.40:

$$P_{co}^p = n_{стр}^H \cdot \sigma_{стр}^p \cdot \left(k_2 \cdot F_{стр}^p + k_3 \cdot \varphi^p \cdot \delta_H \cdot t_H \right) = \quad (1.3.39)$$

$$= 24 \cdot 550 \cdot 10^6 \cdot (1 \cdot 6,55 \cdot 10^{-4} + 1 \cdot 1 \cdot 0,007 \cdot 0,146) = 22136 \text{ кН}.$$

$$P_l^p = P_{пан} - P_{co}^p = 34051 - 22136 = 11914 \text{ кН}. \quad (1.3.40)$$

Підбір стрингерів в стиснутій зоні.

Зусилля, яке сприймається стрингерами та обшивкою в стиснутій зоні, рахується за формулою 1.3.41:

$$P_{co}^c = n_{стр}^6 \cdot \sigma_{стр}^c \cdot (F_{стр}^c + F_{обш}) \quad (1.3.41)$$

де $n_{стр}^6 = 24$ шт – кількість стрингерів в стиснутій зоні;

$F_{стр}^c$ – площа стрингера в стиснутій зоні;

$F_{обш} = 30 \cdot \delta^2 = 30 \cdot 0,007^2 = 1470 \text{ мм}^2$ – приєднана площа обшивки, що працює з напруженнями стрингера;

$\sigma_{стр}^c = 0,9 \cdot \sigma_{в стр} = 0,9 \cdot 550 = 495 \text{ МПа}$ – розрахункове руйнівне напруження стрингера в стиснутій зоні.

$$F_{стр}^c = \frac{P_{co}^c}{n_{стр}^6 \cdot \sigma_{стр}^c} - F_{обш} = \frac{22133 \cdot 10^3}{24 \cdot 495 \cdot 10^6} - 14,7 \cdot 10^{-4} = 393,1 \text{ мм}^2. \quad (1.3.42)$$

Профіль цільнофрезерованої панелі в стиснутій зоні має наступні геометричні параметри, як показано на рисунку 1.3.14.

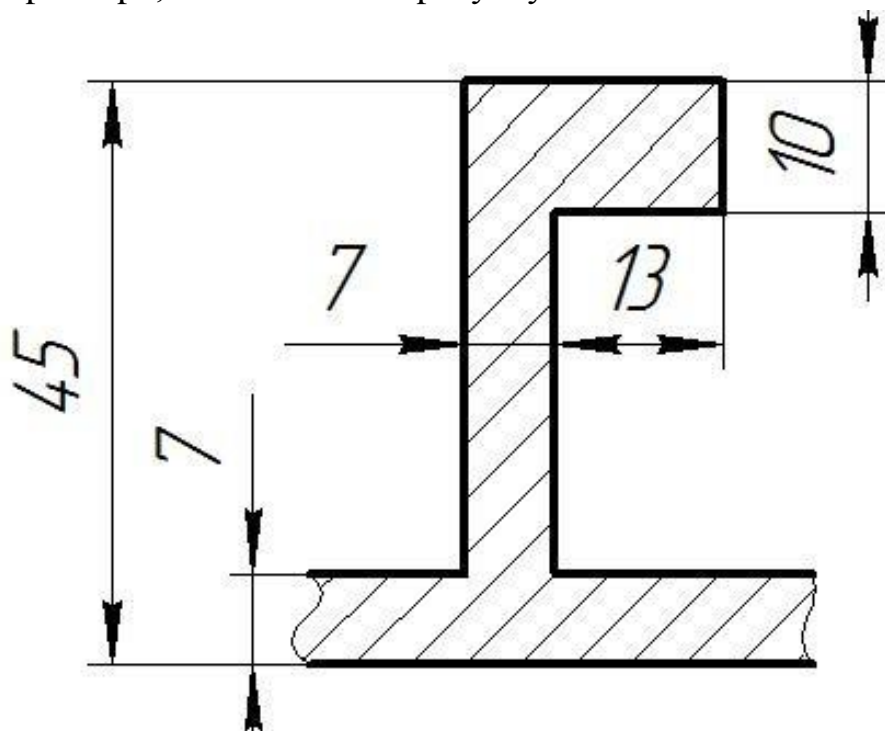


Рисунок 1.3.14 – Профіль перерізу в стиснутій зоні

Визначимо критичні напруження втрати стійкості стрингера, за формулою 1.3.43:

$$\sigma_{кр.стр} = \sigma_{встр} \cdot \frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2}, \quad (1.3.43)$$

де $\nu = \frac{\sigma_{встр}}{\sigma_3}$ – коефіцієнт;

$$\sigma_3 = \frac{k \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} \text{ – Ейлерева критична напруга;}$$

b и δ – ширина та товщина стінки стрингера;

k – коефіцієнт, що враховує умови закріплення граней стінки.

Визначимо критичну напругу для стінки за формулами 1.3.44-1.3.46:

$$\sigma_3 = \frac{4 \cdot 7,2 \cdot 10^{10}}{\left(\frac{0,038}{0,007}\right)^2} = 3664 \text{ МПа;} \quad (1.3.44)$$

$$\nu = \frac{550}{3664} = 0,15; \quad (1.3.45)$$

$$\sigma_{кр.стр} = 550 \cdot \frac{1+0,15}{1+0,15+0,15^2} = 539,4 \text{ МПа.} \quad (1.3.46)$$

Товщина приєднаної обшивки, за формулою 1.3.47:

$$2c' = 1,9 \cdot \delta \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_{кр.стр}}} = 1,9 \cdot 0,007 \cdot \sqrt{\frac{7,2 \cdot 10^{10}}{539,4 \cdot 10^6}} = 0,1537 \text{ м.} \quad (1.3.47)$$

Приєднана площа, розраховується за формулою 1.3.48, 1.3.49:

$$F_{обш} = 2c \cdot \delta = 0,1537 \cdot 0,007 = 0,00108 \text{ м}^2 = 1080 \text{ мм}^2. \quad (1.3.48)$$

Уточнимо силу P_{co}^c :

$$P_{co}^c = 24 \cdot 539,4 \cdot \left(3,96 \cdot 10^{-4} + 10,8 \cdot 10^{-4}\right) = 19109 \text{ кН.} \quad (1.3.49)$$

Розрахунок площ лонжеронів в розтягнутій і стиснутій панелях крила.

Визначимо сумарну площу полиць лонжеронів в розтягнутій зоні, за формулою 1.3.50:

$$P_l^p = \sigma_l^p \cdot F_l^p \cdot k_2, \quad (1.3.50)$$

де $\sigma_l^p = k_1 \cdot \sigma_{\epsilon, l} = 0,95 \cdot 1800 = 1710$ МПа – розрахункове руйнівне напруження розтягнутих полиць;

$k_1 = 0,95$ – коефіцієнт, що враховує вплив концентрації напружень в полиці;

$k_2 = 0,9$ – коефіцієнт, що враховує ослаблення поперечного перерізу полиці отворами під болти та заклепки.

$$F_l^p = \frac{P_l^p}{\sigma_l^p \cdot k_2} = \frac{11915 \cdot 10^3}{1710 \cdot 10^6 \cdot 0,9} = 0,00774 \text{ м}^2 = 7740 \text{ мм}^2. \quad (1.3.51)$$

Розподілимо площі полиць пропорційно квадратам їх висотам, за формулами 1.3.52, 1.3.53:

$$F_{1,l}^p = \frac{F_l^p}{1 + \left(\frac{H_2}{H_1}\right)^2} = \frac{0,00774}{1 + \left(\frac{0,54}{0,84}\right)^2} = 5477 \text{ мм}^2; \quad (1.3.52)$$

$$F_{2,l}^p = F_l^p - F_{1,l}^p = 7740 - 5477 = 2263 \text{ мм}^2. \quad (1.3.53)$$

Визначимо сумарну площу полиць лонжеронів в стиснутій зоні, за формулою 1.3.54:

$$F_l^c = \frac{P_l^c}{\sigma_{\epsilon}} = \frac{14943 \cdot 10^3}{1800 \cdot 10^6} = 0,00830 \text{ м}^2 = 8300 \text{ мм}^2 \quad (1.3.54)$$

Розподілимо площі полиць пропорційно квадратам їх висот, за формулами 1.3.55, 1.3.56:

$$F_{1,l}^c = \frac{F_l^c}{1 + \left(\frac{H_2}{H_1}\right)^2} = \frac{0,00830}{1 + \left(\frac{0,54}{0,84}\right)^2} = 5873 \text{ мм}^2; \quad (1.3.55)$$

$$F_{2,l}^c = F_l^c - F_{1,l}^c = 8300 - 5873 = 2427 \text{ мм}^2. \quad (1.3.56)$$

Визначення товщини стінок лонжеронів крила.

Вважаємо, що центр жорсткості поперечного перетину крила лежить в центрі жорсткості лонжеронів на згин, якій знаходиться за формулою 1.3.57:

$$\bar{d} = \frac{a \cdot I_2}{I_1 + I_2}. \quad (1.3.58)$$

Визначимо моменти інерції лонжеронів I_1 і I_2 щодо центра тяжіння, прийнявши початкової систему координат, що проходить через середину стінки лонжерона, і розраховуються за формулами 1.3.59-1.3.62.

$$y_{ц.м.1} = \frac{F_{1л}^{сж} \cdot \frac{H_{cp}}{2}}{F_{1л}^{сж} + F_{1л}^p} = \frac{0,005873 \cdot \frac{0,66}{2}}{0,005873 + 0,005477} = 0,1708 \text{ м} \quad (1.3.59)$$

$$I_1 = F_{1л}^{сж} \cdot \left(\frac{H_{cp}}{2} - y_{ц.м.1} \right)^2 + F_{1л}^p \cdot \left(-\frac{H_{cp}}{2} - y_{ц.м.1} \right)^2 = \quad (1.3.60)$$

$$= 0,005873 \cdot \left(\frac{0,66}{2} - 0,1708 \right)^2 + 0,005477 \cdot \left(-\frac{0,66}{2} - 0,1708 \right)^2 = 0,00152 \text{ м}^4;$$

$$y_{ц.м.2} = \frac{F_{2л}^{сж} \cdot \frac{H_{cp}}{2}}{F_{2л}^{сж} + F_{2л}^p} = \frac{0,002427 \cdot \frac{0,66}{2}}{0,002427 + 0,002263} = 0,1708 \text{ м} \quad (1.3.61)$$

$$I_2 = F_{2л}^{сж} \cdot \left(\frac{H_{cp}}{2} - y_{ц.м.2} \right)^2 + F_{2л}^p \cdot \left(-\frac{H_{cp}}{2} - y_{ц.м.2} \right)^2 = \quad (1.3.62)$$

$$= 0,002427 \cdot \left(\frac{0,66}{2} - 0,1708 \right)^2 + 0,002263 \cdot \left(-\frac{0,66}{2} - 0,1708 \right)^2 = 0,0006295 \text{ м}^4;$$

$$\bar{d} = \frac{3,65 \cdot 0,0006295}{0,00152 + 0,0006295} = 1,069 \text{ м.}$$

В такому випадку $d = \bar{d} - b = 1,069 - 0,315 = 0,604 \text{ м.}$

Обчислимо значення крутного моменту в перерізі, за формулою 1.3.63:

$$M_{кр} = d \cdot Q = 0,604 \cdot 2388 = 1442,4 \text{ кН} \cdot \text{м.} \quad (1.3.63)$$

Переносячи поперечну силу Q зі статичним нулем в центр жорсткості, помічаємо, що ця сила еквівалента двом силам, за формулами 1.3.64, 1.3.65:

$$Q_1 = Q \cdot \frac{a - \bar{d}}{a} = 2388 \cdot 3,65 = 1688,6 \text{ кН}; \quad (1.3.64)$$

$$Q_2 = Q \frac{\bar{d}}{a} = 2388 \frac{1,069}{3,65} = 699,4 \text{ кН}. \quad (1.3.65)$$

Сили і Q и $M_{кр}$ викликають потоки дотичних зусиль в стінках лонжеронів. Визначимо потоки дотичних зусиль від обертаючого моменту, за формулами 1.3.66-1.3.68:

$$q_0 = \frac{M_{кр}}{\Omega} = \frac{1442,4}{2 \cdot 3,329} = 216,6 \frac{\text{кН}}{\text{м}}. \quad (1.3.66)$$

$$q_{Q_1} = \frac{Q_1}{H_1} = \frac{1688,6}{0,84} = 2010 \frac{\text{кН}}{\text{м}}. \quad (1.3.67)$$

$$q_{Q_2} = \frac{Q_2 + q_0}{H_2} = \frac{699,4 + 917,8}{0,54} = 873,3 \frac{\text{кН}}{\text{м}}. \quad (1.3.68)$$

Знаходимо товщину стінок за формулами 1.3.69-1.3.71:

$$\tau_{раз} = 0,3 \cdot \sigma_6 = 0,3 \cdot 1800 = 540 \text{ МПа}; \quad (1.3.69)$$

$$\delta_{cm1} = \frac{q_{Q_1}}{\tau_p} = \frac{2010,25 \cdot 10^3}{540 \cdot 10^6} = 0,003723 \text{ м} = 3,723 \text{ мм}; \quad (1.3.70)$$

$$\delta_{cm2} = \frac{q_{Q_2}}{\tau_p} = \frac{873,3 \cdot 10^3}{540 \cdot 10^6} = 0,00162 \text{ м} = 1,62 \text{ мм}. \quad (1.3.71)$$

Розрахунок відстані між рядовими нервюрами крила.

Центр тяжіння стрингера та приєднаної обшивки, обчислюється за формулою 1.3.72:

$$y_{ц.м.с} = 0,024 \text{ м};$$

$$y_{ц.м.о} = 0,0035 \text{ м};$$

$$y_{ц.м.сo} = \frac{F_{стр}^c \cdot y_{ц.м.с} + F_{обш}^c \cdot y_{ц.м.o}}{F_{стр}^c + F_{обш}} = \quad (1.3.72)$$

$$= \frac{0,000396 \cdot 0,024 + 0,00108 \cdot 0,0035}{0,000396 + 0,00108} = 0,009 \text{ м.}$$

Момент інерції стрингера з приєднаною обшивкою визначимо за формулою 1.3.73:

$$I_{co} = F_{стр}^c \cdot (y_{ц.м.с} - y_{ц.м.сo})^2 + F_{обш}^c \cdot (y_{ц.м.o} - y_{ц.м.сo})^2 = \quad (1.3.73)$$

$$0,000396 \cdot (0,024 - 0,009)^2 + 0,00108 \cdot (0,0035 - 0,009)^2 = 2,6 \cdot 10^{-7} \text{ м}^4.$$

Відстань між нервюрами визначається з умови рівномірності при місцевій втраті стійкості стрингера та при загальній втраті стійкості стрингера з приєднаною обшивкою, обчислюється за формулою 1.3.74:

$$l = \sqrt{\frac{\mu \cdot \pi^2 \cdot E \cdot I_{co}}{(F_{стр}^c + F_{обш}^c) \cdot \sigma_e}} = \quad (1.3.74)$$

$$\sqrt{\frac{0,7 \cdot \pi^2 \cdot 2,1 \cdot 10^{11} \cdot 2,6 \cdot 10^{-7}}{(0,000396 + 0,00108) \cdot 3664,8 \cdot 10^6}} = 0,2641 \text{ м} = 264,1 \text{ мм}$$

1.4 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання систем силової установки

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

Конструкції кріплення двигуна залежать не тільки від типу двигуна, а й від його розташування на літаку. На більшості транспортних літаках двигуни кріпляться на пілонах під крилом.

Найчастіше конструктивні схеми кріплення двигунів є просторові ферми, що з'єднують двигун з каркасом літального апарату та мають не менше шести стрижнів. При цьому стрижні повинні бути розташовані так, щоб забезпечувалася геометрична незмінність системи. На транспортних літаках встановлюють турбогвинтові та турбореактивні двигуни.

Кріплення ТРДД на літальному апараті здійснюють за допомогою просторових стрижневих систем, з'єднаних з вузлами двигуна. Кріплення може бути фермового та фермово-балочного типу.

Кріплення ТРДД на літальному апараті може бути здійснено за допомогою рам, що складаються зі стрижнів, або, якщо двигун кріпиться на пілоні під крилом або в хвостовій частині фюзеляжу за допомогою вільчатих вузлів, розташованих зверху на корпусі двигуна. Особливістю кріплення ТРД є наявність на самому двигуні силових поясів. Мінімальна кількість силових поясів – два, один з яких є основним.

На основному силовому поясі розташовуються вузли, сприймає навантаження P_x , P_y і P_z , а також моменти M_x і M_y , на додаткових поясах - вузли, що сприймають навантаження P_y і момент. У ТРДД напружений температурний режим, внаслідок чого його корпус схильний до значних температурних розширень. Тому двигун повинен бути закріплений так, щоб компенсувати температурні переміщення корпусу.

1.4.2 Вибір та обґрунтування схеми кріплення двигуна

На кріплення двигуна діють масові та аеродинамічні сили, сила тяги. У випадках зміни траєкторії руху літального апарату на систему кріплення додатково діє гіроскопічний момент.

Оскільки на даний літак встановлюються ТРДД, система кріплення повинна бути досить міцною щоб витримувати великі навантаження, тому необхідно використовувати рами та стрижні.

Рама переднього кріплення має два бокового кронштейна для бокових передніх вузлів підвіски двигуна. Кронштейни сприймають вертикальні навантаження від двигуна через амортизатори з вильчатими різьбовими наконечниками для регулювання положення осі двигуна. Задній вузол кріплення грає роль допоміжної опори, сприймаючи сили від гіроскопічних моментів M_{rY} і M_{rZ} і бічну силу Z . Штанга знімання тяги передає пілон тяги двигуна.

Схема кріплення показана на рисунку 1.4.1.

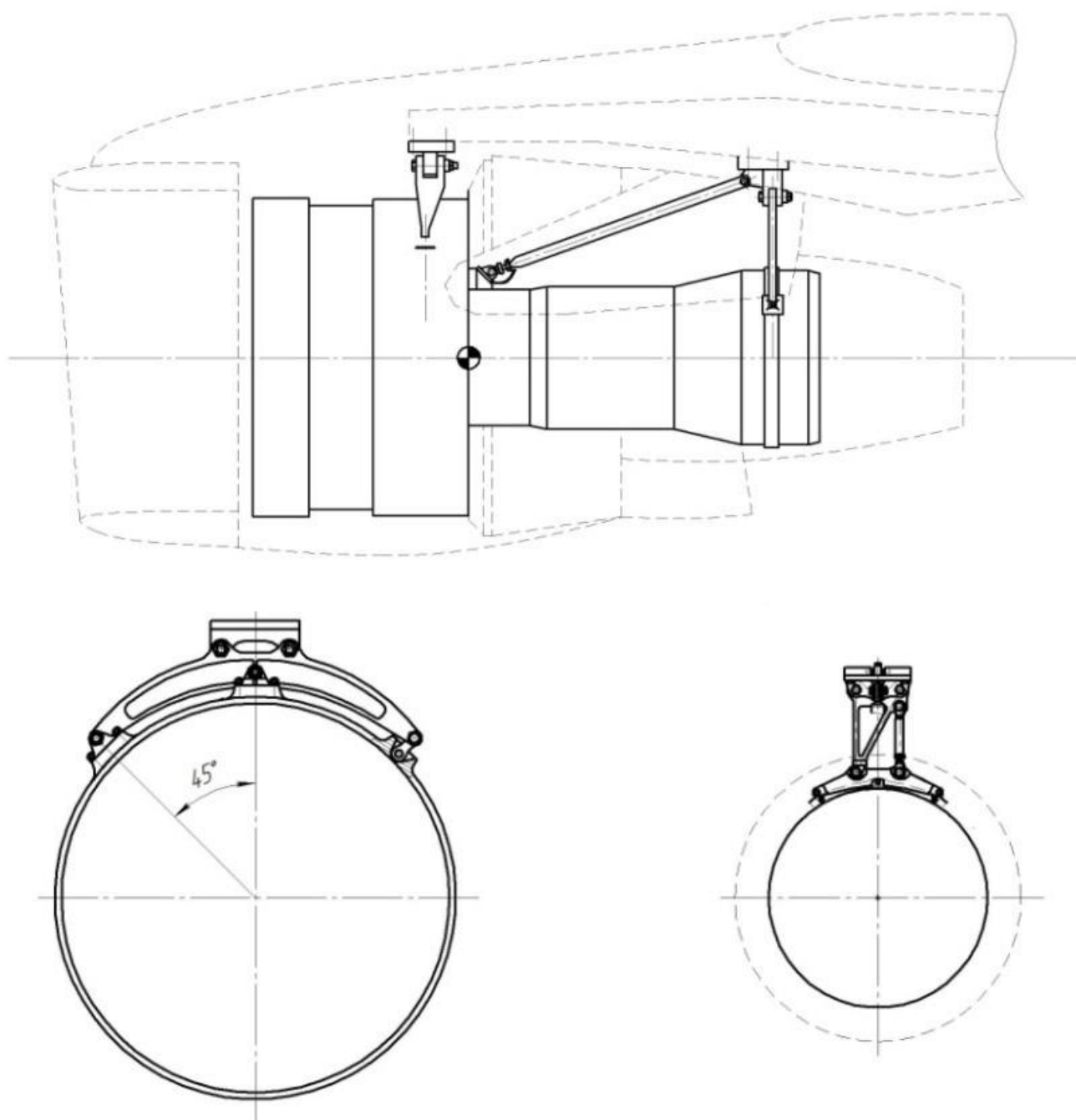


Рисунок 1.4.1 – Схема кріплення двигуна

1.4.3 Визначення навантажень та вибір матеріалу для силових елементів системи кріплення двигуна

Сила тяжіння, що діє на двигун, розраховується за формулою 1.4.1:

$$P_y^p = m_{cy} \cdot g \cdot n_e^{\max} \cdot f = 3220 \cdot 9,8 \cdot 2,5 \cdot 1,5 = 118,3 \text{ кН.} \quad (1.4.1)$$

Сила тяжіння двигуна, обчислюється за формулою 1.4.2:

$$P_x^p = P_0 \cdot f = 150 \cdot 1,5 = 225 \text{ кН.} \quad (1.4.2)$$

Гіроскопічний момент, розраховується за формулою 1.4.3:

$$M_{\Gamma} = I_x \cdot \omega_x \cdot \omega_i \quad (1.4.3)$$

де I_x – масовий момент інерції ротора двигуна;
 ω_x – кутова швидкість обертання частин двигуна;
 ω_i – кутова швидкість обертання літака щодо і-ї вісі.

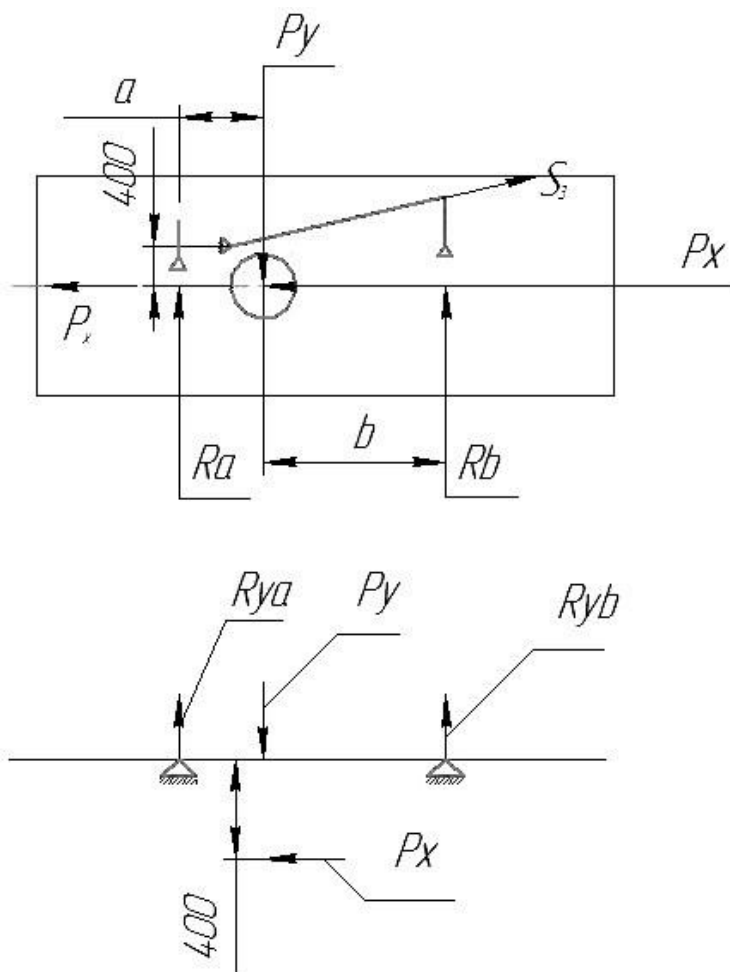


Рисунок 1.4.2 – Схема діючих навантажень

Обчислимо кутову швидкість обертання літака щодо поперечної осі, за формулою 1.4.4:

$$\omega_z = 2,5 \cdot \sqrt{\frac{n_{\max} \cdot S_{кр} \cdot C_{y_{\max}}}{m_0 \cdot g}} = 2,5 \cdot \sqrt{\frac{2,5 \cdot 258 \cdot 0,6}{187101 \cdot 9,81}} = 0,0145 \text{ рад/с.} \quad (1.4.4)$$

Знайдемо кутову швидкість обертання частин двигуна, за формулою 1.4.5:

$$\omega_x = \frac{2\pi}{60} n = \frac{2 \cdot 3,14}{60} 12000 = 1256 \text{ рад/с.} \quad (1.4.5)$$

Визначимо гіроскопічний момент, за формулою 1.4.6:

$$M_{\Gamma} = I_x \cdot \omega_x \cdot \omega_z = 5,5 \cdot 1256 \cdot 0,0145 = 100,17 \text{ Н}\cdot\text{м.} \quad (1.4.3)$$

Оскільки гіроскопічний момент малий, то в розрахунку враховуватися не буде.

Виконуємо розрахунок за методом будівельної механіки. Використовуємо симетрію конструкції - зусилля в першому та другому стрижнях будуть рівні за модулем, так само, як зусилля в шостому та четвертому стрижнях.

Розглянемо дію сили тяжіння, яка розподіляється за правилом важеля між перетинами А та Б сприймається першим та другим стрижнями, а також четвертим, п'ятим та шостим стрижнями. Тягу сприймає тяговий стрижень три. Запишемо рівняння рівноваги моментів щодо перетину А та знайдемо відповідні реакції які показані на рисунку 1.4.3, за формулами 1.4.7-1.4.13.

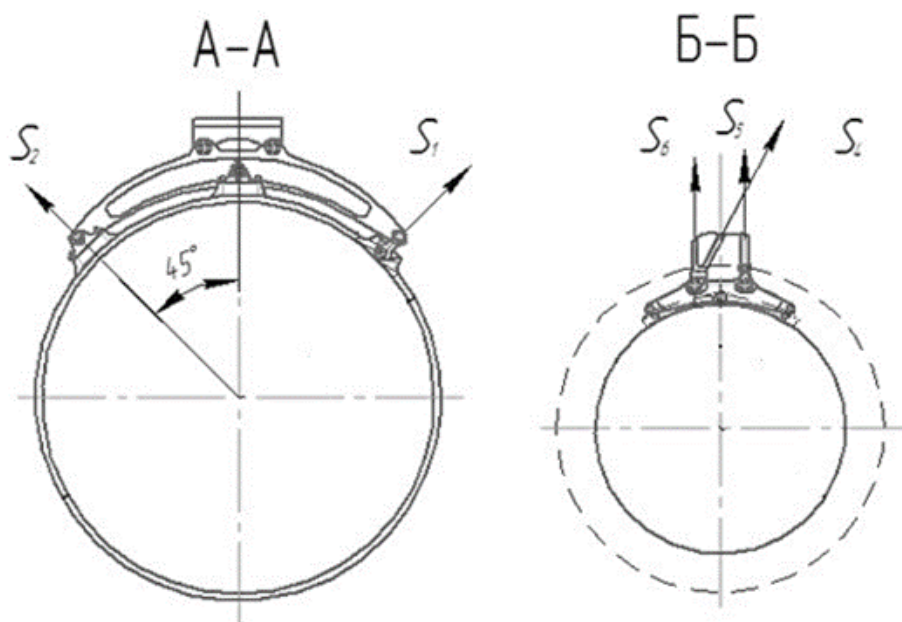


Рисунок 1.4.3 – Реакції діючі на кріплення

$$\sum F_x = -P_x + S_3 \cdot \cos \beta = 0; \quad (1.4.7)$$

$$S_3 = \frac{P_x^p}{\cos \beta} = \frac{225}{\cos 19} = 238 \text{ кН}; \quad (1.4.8)$$

$$\sum M_a = R_b(a+b) - P_y \cdot a - P_x^p \cdot c = 0; \quad (1.4.9)$$

$$R_b = \frac{P_y^p \cdot a + P_x^p \cdot c}{a+b} = \frac{118,3 \cdot 0,225 + 225 \cdot 0,5}{0,225 + 1,5801} = 77,1 \text{ кН}; \quad (1.4.10)$$

$$\sum M_b = R_a(a+b) - P_y \cdot b - P_x^p \cdot c = 0; \quad (1.4.11)$$

$$R_a = \frac{P_y^p \cdot b + P_x^p \cdot c}{a+b} = \frac{118,3 \cdot 1,5801 + 225 \cdot 0,5}{0,225 + 1,5801} = 97,4 \text{ кН}; \quad (1.4.12)$$

$$R_b^\Sigma = R_b + S_3 \cdot \sin \beta = 77,1 + 23,8 \cdot \sin 19 = 154,5 \text{ кН}; \quad (1.4.13)$$

Розрахуємо діючі в стрижнях зусилля на передній вузол навішування двигуна, за формулою 1.3.14:

$$S_1 = S_2 = \frac{R_a}{2 \cos \alpha} = \frac{97,4}{2 \cos 45} = 68,8 \text{ кН}; \quad (1.4.14)$$

Зусилля діючі в стрижнях на задньому вузлі навішування, за формулами 1.3.15-1.3.19:

$$\sum F_y = S_4 + S_5 \cos \beta + S_6 - R_b^\Sigma = 0; \quad (1.4.15)$$

$$\sum F_z = S_5 \sin \beta = 0; \quad (1.4.16)$$

$$\sum M_{x6} = S_4 \cdot 210 - S_5 \cdot 210 \cdot \cos \gamma - S_6 \cdot 210 = 0; \quad (1.4.17)$$

$$\sum F_y = S_4 + S_5 \cos \beta + S_6 - R_b^\Sigma = 0; \quad (1.4.18)$$

$$S_4 = S_6 = \frac{R_b^\Sigma}{2} = \frac{154,5}{2} = 77,3 \text{ кН}. \quad (1.4.19)$$

1.4.4 Визначення геометричних параметрів і розробка конструкції силових елементів системи кріплення двигуна

Тяги працюють на розтягування – стиснення. Оскільки стиснення є більш небезпечним, то підбір оптимальних геометричних параметрів будемо проводити для даного виду навантаження. При розрахунку тяги, що працює на стиснення, вихідними даними є:

Тяговий стрижень 3.

$P=238$ кН – зусилля розтягування;

$L=1,396$ м – довжина стержня;

$C=1$ – коефіцієнт защемлення;

$E=200000$ МПа – модуль пружності матеріалу тяги.

При загальній втраті стійкості в межах застосування формули Ейлера критична сила визначається виразом 1.3.20:

$$P_{кр} = \frac{C \cdot \pi^2 \cdot E \cdot I}{L^2}, \quad (1.4.20)$$

де I – момент інерції перерізу.

Знаючи зусилля розтягування, знайдемо мінімальний необхідний момент інерції кільцевого перерізу, за формулою 1.4.21:

$$I = \frac{P \cdot L^2}{C \cdot \pi^2 \cdot E} = \frac{238 \cdot 1,396^2}{3,14 \cdot \pi^2 \cdot 200000} = 2,352 \cdot 10^{-7} \text{ м}^4 = 235200 \text{ мм}^4. \quad (1.4.21)$$

Для кільцевого перерізу момент інерції, рахується за формулою 1.4.22:

$$I = \frac{\pi \cdot D^4}{64} - \frac{\pi \cdot d^4}{64}; \quad (1.4.22)$$

де D – зовнішній діаметр перерізу;

d – внутрішній діаметр мм.

Задаємо співвідношення $\alpha = \frac{d}{D} = 0,50$, тоді:

$$D = \sqrt{\frac{64 \cdot I}{\pi(1-\alpha^4)}} = \sqrt{\frac{64 \cdot 235200}{3,14(1-0,5^4)}} = 93,58 \text{ мм}; \quad (1.4.23)$$

$$d = \alpha \cdot D = 0,5 \cdot 93,58 = 46,8 \text{ мм}; \quad (1.4.24)$$

$$\delta = \frac{D-d}{2} = \frac{93,58 - 46,79}{2} = 9,358 \text{ мм}. \quad (1.4.25)$$

Стрижні 4 и 6.

$P=77,3$ кН – зусилля розтягування;

$L=0.403$ м – довжина стержня;

$C=1$ – коефіцієнт защемлення;

$E=200000$ МПа – модуль пружності матеріалу тяги.

При загальній втраті стійкості в межах застосування формули Ейлера критична сила визначається виразом 1.4.26:

$$P_{кр} = \frac{C \cdot \pi^2 \cdot E \cdot I}{L^2}, \quad (1.4.26)$$

де I – момент інерції перерізу.

Знаючи зусилля розтягування, знайдемо мінімальний необхідний момент інерції кільцевого перерізу, за формулою 1.4.27:

$$I = \frac{P \cdot L^2}{C \cdot \pi^2 \cdot E} = \frac{77,3 \cdot 0,403^2}{3,14 \cdot \pi^2 \cdot 200000} = 6364,3 \text{ мм}^4. \quad (1.4.27)$$

Для кільцевого перерізу момент інерції, рахується за формулою 1.4.28:

$$I = \frac{\pi \cdot D^4}{64} - \frac{\pi \cdot d^4}{64}; \quad (1.4.28)$$

Задаємо співвідношення $\alpha = \frac{d}{D} = 0,50$, тоді за формулами 1.4.29-1.4.30.:

$$D = \sqrt{\frac{64 \cdot I}{\pi(1-\alpha^4)}} = \sqrt{\frac{64 \cdot 2877,93}{3,14(1-0,5^4)}} = 37,96 \text{ мм}; \quad (1.4.29)$$

$$d = \alpha \cdot D = 0,5 \cdot 37,96 = 18,98 \text{ мм}; \quad (1.4.30)$$

$$\delta = \frac{D-d}{2} = \frac{37,96-18,98}{2} = 9,505 \text{ мм}. \quad (1.4.31)$$

Так як розглядаються тяги які мають на кінцях вільчаті наконечники, їх необхідно розрахувати на зріз та на зминання.

У разі виходу літака з пікірування, коли на систему кріплення двигуна діє тільки сила тяжіння, стрижні системи кріплення будуть знаходитися у розтягнутому стані.

Схема вушка показана на рисунку 1.4.4.

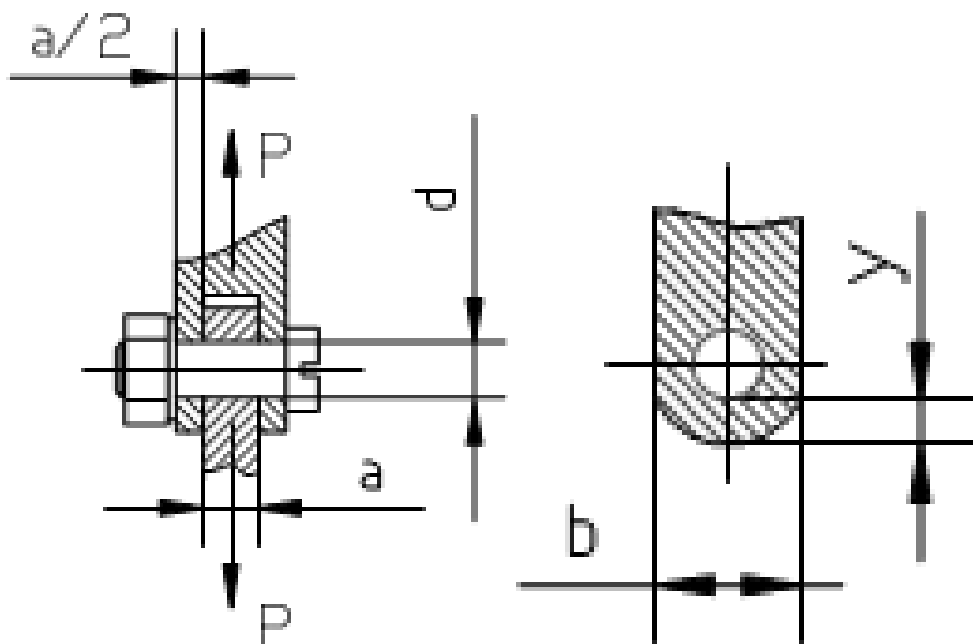


Рисунок 1.4.4 – Розрахункова схема вушка кріплення стрижнів

Сила, що викликає розрив вушка, обчислюється за формулою 1.4.32:

$$P = \frac{P_y \cdot b}{2 \cos 33(a+b)} = \frac{118,3 \cdot 1,5801}{2 \cos 33(0,225 + 1,5801)} = 61,8 \text{ кН}; \quad (1.4.32)$$

Так як число вушок дорівнює двом, то число поверхонь зрізу болта дорівнює двом. Використовуваний болт виконаний зі сталі 30ХГСА:

$$\sigma_g = 1100 \text{ МПа}; \quad \tau_g = 0,6 \cdot \sigma_g = 660 \text{ МПа}.$$

Визначимо площу перерізу болта з умови роботи на зріз, за формулою 1.4.33:

$$F = \frac{P}{\tau_g \cdot m} = \frac{61,8 \cdot 10^3}{660 \cdot 2} = 46,78 \text{ мм}^2 \quad (1.4.33)$$

Визначимо діаметр болта, за формулою 1.4.34:

$$d = \sqrt{\frac{4F}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 46,78}{3,14}} = 7,42 \text{ мм}. \quad (1.4.34)$$

За довідником підберемо болт з діаметром 8 мм.

З умови роботи вушка на зминання визначимо її товщину а.

Для цього обчислимо:

$$\sigma_{cm} = 1,1 \cdot \sigma_g = 1210 \text{ МПа}.$$

З виразу для площі зминання знаходимо товщину за формулами 1.4.35, 1.4.36:

$$F_{3M} = a \cdot d = \frac{P}{\sigma_{3M}}; \quad (1.4.35)$$

$$a = \frac{P}{d \cdot \sigma_{3M}} = \frac{61,8 \cdot 10^3}{8 \cdot 1210} = 6,3 \text{ мм.} \quad (1.4.36)$$

Приймаємо, $a=6.5$ мм.

1.4.5 Вибір та обґрунтування складу силової установки літака

Силова установка даного літака включає в себе чотири двоконтурних турбореактивних двигунів, встановлених на крилі по два двигуна на кожній консолі, а також агрегати, системи та пристрої, що забезпечують їх надійну роботу в заданих умовах експлуатації, такі як:

- агрегати та системи запуску, управління та контролю роботи;
- вузли для установки та кріплення двигунів;
- вхідні та вихідні пристрої двигунів;
- протипожежна система;
- система охолодження двигунів та їх агрегатів;
- протикригова система;
- систем живлення паливом та інші.

Самі двигуни служать для створення сили тяги, необхідної для польоту літака на всіх режимах. Крім того, двигуни використовуються для приводу генераторів, насосів паливної системи та енергетичних систем літака, а також для живлення стисненим теплим повітрям системи життєзабезпечення та протикригових систем літака. Система також має допоміжну силову установку, яка встановлена в хвостовій частині фюзеляжу та призначена для приводу агрегатів системи кондиціонування повітря на землі і генераторів електричної системи.

1.4.6 Проектування паливної системи

Паливо розміщується в чотирнадцяти кесонних баках, розташованих по всьому розмаху крила між переднім і заднім лонжеронами. Всі баки утворюють чотири ізольовані групи (по числу двигунів), як показано на рисунку 1.4.5. У кожену групу входять головний бак, додатковий та резервний. Кожен двигун живиться від своєї групи баків. Паливо подається до двигуна насосами підкачки по окремих трубопроводах, які з'єднані між собою електрокранами кільцювання. Електрокрани

кільцювання дають можливість при необхідності здійснити харчування двигунів паливом з будь-якого поєднання груп баків.

Паливо з баків кожної групи перекачується в герметичний видатковий відсік головного бака в першу чергу з резервного бака, в другу чергу - з додаткового бака, в третю чергу - з головного.

Паливні баки обладнані системою дренажу, виконаної окремо для баків лівого та правого напівкрила. У кінцевій частині кожного полукрила розташований дренажний бак для збору палива, що потрапляє в дренажний трубопровід.

Заправка паливних баків здійснюється знизу під тиском через два стандартних заправних штуцера в обтічнику правих головних ніг шасі.

Для зливу палива в кожному баку є окремий зливний кран. Крім того, можливий злив палива з окремої групи баків через зливні крани, встановлені на двигунах. У цьому випадку паливо зливається самопливом або за допомогою насосів підкачування.

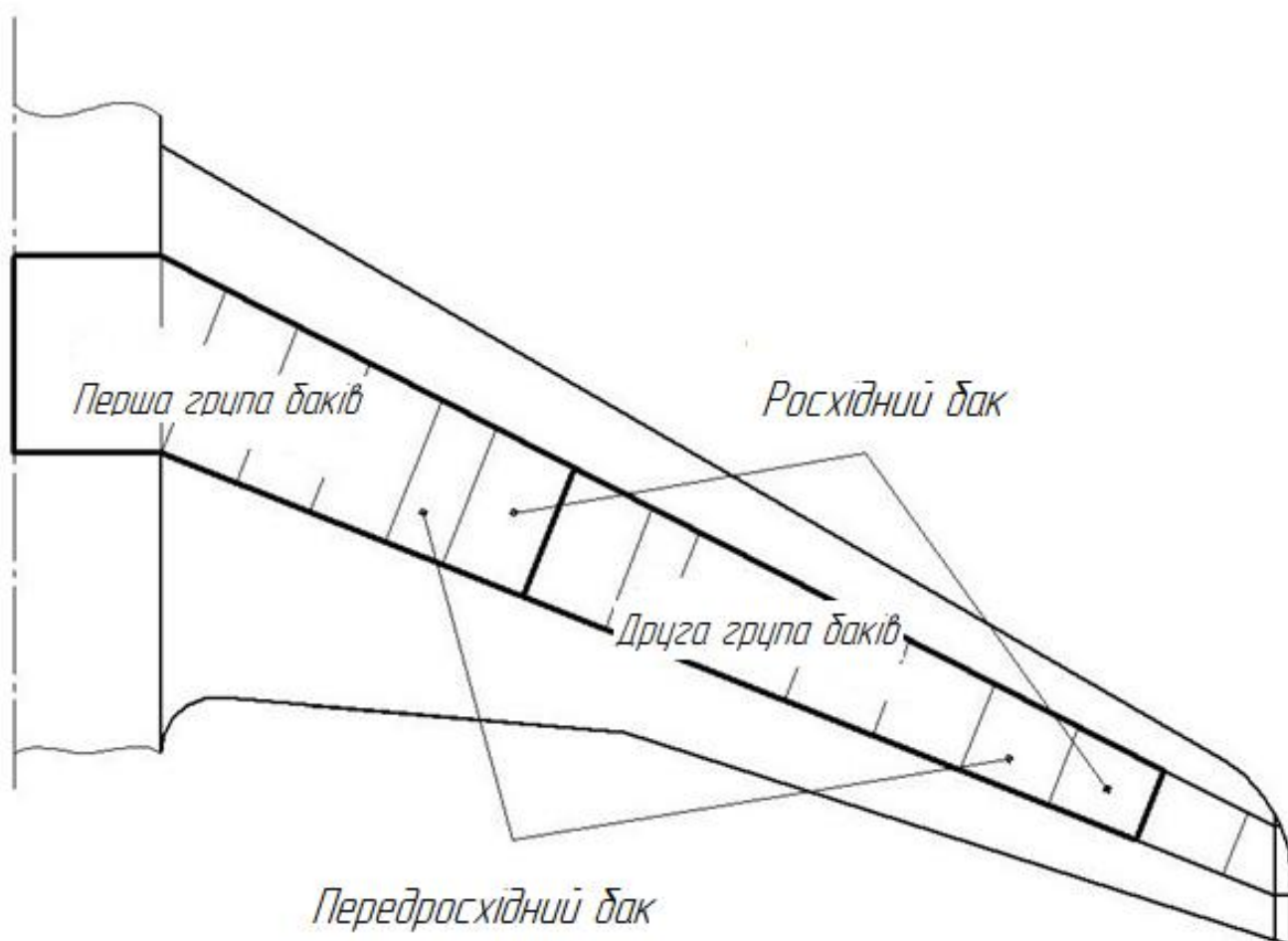


Рисунок 1.4.5 – Розміщення баків у крилі

1.4.7 Проектування протипожежної системи силової установки

Протипожежна система силової установки призначена для сигналізації про виникнення пожежі, своєчасної локалізації та гасіння. Включає системусигналізації та систему гасіння.

Система складається з балонів, крана, перепускних клапанів, колектора форсунок.

У двигуні колектори розташовані в зоні редуктора та в зоні форсунок, де здійснюються впорскуванням паливної суміші. Таке розташування дозволяє швидкото ефективно локалізувати пожежу в гондолі двигуна.

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

1.4.8 Проектування масляної системи

Масляна система призначена для забезпечення змащування поверхонь двигуна і відведення тепла від його агрегатів та деталей, що викликається тертям.

Припинення подачі масла, навіть короткочасне, призводить до перегріву двигуна, руйнування його підшипників, заклинювання поршнів, ротора, обриву шатунів і в підсумку до руйнування двигуна.

Масло в силових установках використовується також в якості робочої рідини різних автоматичних пристроїв, механізмів кута установки лопатей гвинта, командно-паливних агрегатів, регуляторів обертів і т.п.

Маслосистема літака складається з двох ділянок: зовнішнього та внутрішнього. Зовнішній ділянку є складовою частиною силової установки, внутрішній складовою частиною безпосередньо двигуна. Розглянемо пристрій та роботу зовнішнього ділянки масляної системи.

На даному літаку застосована двоконтурна короткозамкнена схема маслосистеми, в якій можливо задовільне очищення масла від повітря за допомогою центрифуги, без пропускання циркулюючого об'єму масла через маслобак.

Масло в основному циркулює по контуру «двигун відкачуючий насос центрифуга радіатор нагнітаючий насос двигун». Поповнення двигуна маслом проводиться через ежектор.

Така схема забезпечує:

- швидкий прогрів масла (внаслідок того, що за основним контуру циркулює тільки масло, що знаходиться в двигуні, трубопроводах та агрегатах);
- хорошу висотність (завдяки можливості створити підпір на вході в основний насос);

– невелика місткість маслобака (оскільки спінене масло в бак, не повертається, то він є резервуаром для зберігання запасу масла, що витрачається в польоті). Невелика ємність маслобака є в той же час і недоліком, так як бак не використовується для охолодження масла, в зв'язку з чим потрібна велика поверхня охолодження радіатора, збільшуються його вага і габарити.

При поповненні маслом двигуна не через ежектор, а за допомогою насоса, що підкачує висотність короткозамкненої маслосистеми збільшується. Це досягається за рахунок певного надлишкового тиску перед нагнітаючим насосом, завдяки чому виключається можливість утворення на вході у насос повітряних пробок.

Схема маслосистеми представлена на рисунку 1.4.6.

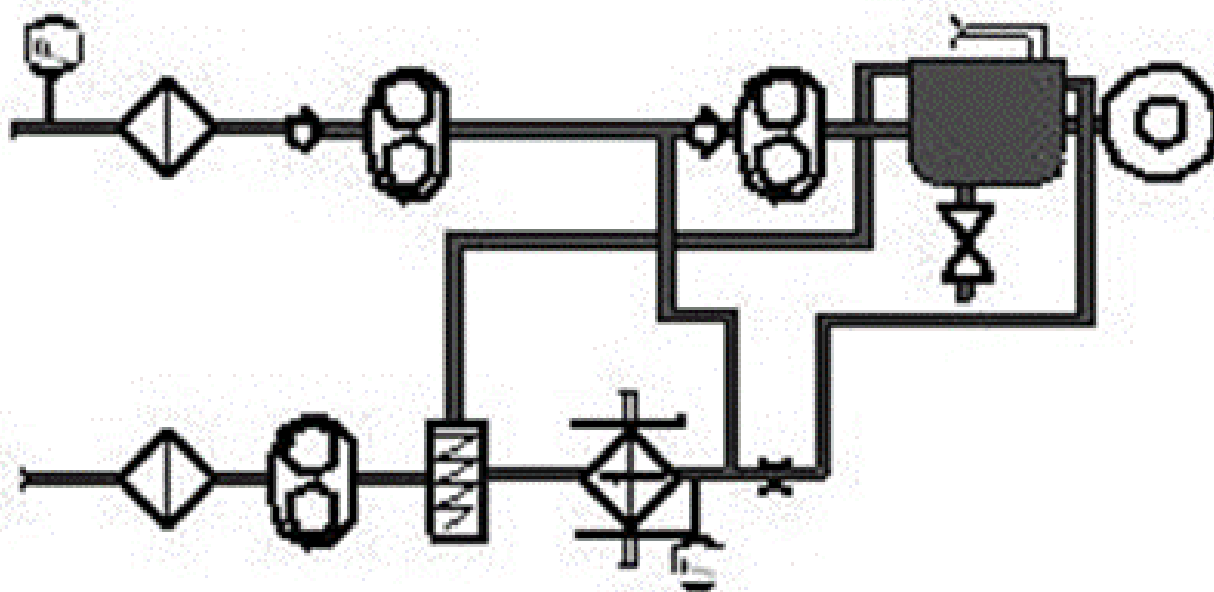


Рисунок 1.4.6 – Схема масляної системи

2 ЕКОНОМІЧНУЙ РОЗДІЛ

2.1 Конкурентні переваги літака, що проєктується і оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту

Для того щоб літак був конкурентно спроможним при проєктуванні потрібно використовувати сучасні матеріали, двигуни, та конструктивні рішення. Також необхідно постійно слідкувати та проводити аналіз ринку.

До конкурентних переваг можна віднести такі показники як:

- величина комерційного навантаження;
- економічні показники двигуна;
- злітна маса;
- клас злітно посадкових смуг потрібних ЛА;
- злітно посадкові характеристики ЛА;
- час потрібний на обслуговування ЛА в аеропорту.

2.1.1 Характеристика тактико-технічних показників літака, що проєктується

Транспортний літак, що проєктується, призначений для перевезення різноманітних вантажів. Літак має класичну аеродинамічну схему, з високо розташованим крилом та Т-образним оперенням.

Призначений для експлуатації на бетонованих і ґрунтових аеродромах з міцності не нижче 0.6 МПа, здатний виконати посадку на льодовий аеродром.

Тактико-технічні показники літака, що проєктується, представлені у таблиці 2.1.1.

Таблиця 2.1.1 – Тактико-технічні показники літака

Тип параметра	$V_{кр.}$, км/год	L, км	m_B , кг	$H_{кр.}$, км
Транспортний літак	850	5000	45000	11

2.1.2 Споживчі якості літака

У проєктованому ЛА довжина пробігу і розбігу менше ніж у аналогів, тобто конкурентів, завдяки сучасному аеродинамічному профілю крила, та новим економічним але потужним двигунам, тим самим досягається в розрахунках менше витрати на випробування зразків.

Маса планера і конструкції менше ніж у аналогів, завдяки використанню сучасних матеріалів та конструктивних рішень, тим самим вага ЛА менше, собівартість теж менше.

Хоча комерційне навантаження проектного літака менше чим у літаків аналогів, але при він цьому має менші габарити, що полегшує вирулювання і маневрування в аеропорту.

Літак має сучасну систему керування, яка знімає частину навантаження з пілотів, та полегшує їхню роботу.

2.1.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень

Метою проектування є створення ЛА, здатного в процесі експлуатації виконати поставлене замовником завдання з максимально можливою ефективністю. З урахуванням цього критерію оцінки виробляється загальна концепція проекту нового ЛА, його вигляд, вибираються розміри і основні технічні дані.

Завдання проектування: створення ЛА з оптимальними параметрами; спроектувати ЛА з кращими характеристиками по відношенню до конкурентів; необхідно досягти високої аеродинамічної, об'ємно-вагової, конструктивно-силової і технологічної досконалості.

Зарубіжні ринки збуту жорстко контролюються західними виробниками, роблячи практично неможливим вихід нових вітчизняних літаків на ринок Європи, Північної і Південної Америки.

Внутрішній ринок цивільної авіаційної техніки країн СНД знаходиться в затяжній кризі. Авіаційні компанії вважають за краще максимально використовувати застарілу, але перевірену радянську техніку, яка потребує значних вкладень. Основна причина такої ситуації, полягає у відсутності у регіональних авіакомпаній фінансових коштів для закупівель нової техніки.

На даний час основні конкуренти на ринку це Boeing, Airbus, Антонов та Ілюшин. Але з такими компаніями немає можливості для конкуренції, коли Boeing за один рік може випустити 762 літаків, а Airbus 635 літаків на 2015 рік. Основним ринком збуту для проектного літака будуть місцеві авіалінії України та країн СНД.

2.2 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення ЛА

2.2.1 Дані для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро

Перелік і чисельні величини основних показників представлені у таблиці 2.2.1, для розрахунку ефективності створення ЛА на етапах: проектування конструкції ЛА, виготовлення дослідного зразка і випробування.

Дані було взято згідно технічного завдання, зібраних статистичних даних, та проведених розрахунків.

Таблиця 2.2.1 – Дані для розрахунку

Тип даних	Числова величина	Тип даних	Числова величина
$L_{зл}$	1343 м	m_{cy}	13380 кг
$m_{пл}$	139100 кг	m_k	45000 кг
$m_{ек}$	240 кг	$M_{крей}$	0.687

2.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво ЛА

Для формування цих даних слід використовувати матеріали переддипломної практики на літакобудівному підприємстві і публікації, розміщені в різноманітних офіційних виданнях про виробництво аналогічних ЛА.

Серед цих даних основним можна вважати кількість продукції яка випускається за рік, було взяте значення, коли компанія ГП «Антонов» починала своє виробництво.

Необхідні дані:

- 1) $n = 4$ – кількість двигунів;
- 2) $V_{max} = 880$ км/год – максимальна швидкість польоту;
- 3) $N = 50$ – кількість продукції, що випускається на рік (взято з реалізації продукції конкурентів «Антонова»).

2.3 Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування і виробництва ЛА

2.3.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро

Витрати на розробку креслень конструкції ЛА визначаються за формулою 2.3.1:

$$C_{пр} = 1,5 \cdot K_{НВО} \cdot m_{пл}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma(M+1)}{a^{M+1}}; \quad (2.3.1)$$

$$C_{пр} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 139,1^{0,1} \cdot \frac{0,93138}{0,01515^{1,687}} = 729 \text{ тис. дол.}$$

де $C_{пр}$ – витрати на проектування, тис.дол;

$K_{НВО}$ – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески, відрахування, $K_{НВО} = 1,61$;

$m_{пл}$ – маса планера літака з обладнанням, включаючи масу службового навантаження і екіпажу без маси силових установок;

$\Gamma(M+1)$ – гамма-функція, $\Gamma(M+1)=0,93138$;

M – максимальне число M польоту;

a – параметр, що характеризує ймовірне відхилення випадкової величини від числа M , $a=0.01515$.

Витрати на виготовлення кожного з дослідних зразків визначаються за виразом 4.3.2:

$$C_{N_{\text{виг}}} = 1,5 \cdot K_{\text{НВО}} \cdot m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699} \cdot N^{-0,2}; \quad (2.3.2)$$

де V_{max} – максимальна швидкість польоту літака, $V_{\text{max}} = 850$ км/год;

N – порядковий номер дослідного зразка;

$$C_{1_{\text{виг}}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 65,809^{1,237} \cdot 850^{0,699} \cdot 1^{-0,2} = 120747 \text{ тис.дол.};$$

$$C_{2_{\text{виг}}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 65,809^{1,237} \cdot 850^{0,699} \cdot 2^{-0,2} = 105116 \text{ тис.дол.};$$

$$C_{3_{\text{виг}}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 65,809^{1,237} \cdot 850^{0,699} \cdot 3^{-0,2} = 322792 \text{ тис.дол.}$$

Сума витрат на виготовлення трьох дослідних зразків, розраховується за формулою 3.3.3:

$$C_{\text{изг}} = \sum_{N=1}^7 C_{N_{\text{изг}}} = 322792 \text{ тис.дол.} \quad (2.3.3)$$

Витрати на доведення і випробування дослідних зразків визначаються за формулою 4.3.4:

$$C_{\text{вип.д}} = 1,5 \cdot K_{\text{нво}} \cdot 10^4 \cdot n_{\text{ло}}^{-0,9} \cdot [1 + 0,01 \cdot (n_{\text{ло}} - 1)] \cdot K, \quad (2.3.4)$$

де $K = (L_{\text{зл}})^{-0,08} = (1343)^{-0,08} = 0,56$, т.я. $L_{\text{зл}} > 1$ км.

$n_{\text{ло}} = 3$ – число льотних зразків,

$$C_{\text{вип.д}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 10^4 \cdot 3^{-0,9} \cdot [1 + 0,01 \cdot (3 - 1)] \cdot 0,56 = 5150,651 \text{ тис.дол.}$$

Загальні витрати ОКБ визначаються за формулою:

$$C_{\text{ДКБ}} = C_{\text{пр}} + C_{\text{виг}} + C_{\text{вип.д}} = 7297 + 322792 + 5151 = 335240 \text{ тис.дол.}$$

2.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво ЛА

Повна середня собівартість одного літака з річного випуску в $N = 110$ штук визначається наступним чином:

$$C_n = C_3 + BP, \text{ дол,}$$

де C_3 – заводська середня вартість одного літака з річного випуску в N штук;
 BP – внутрішньовиробничі витрати, плановані в розмірі 1% від заводської собівартості;
 Тоді:

$$C_{\Pi} = 1,1 \cdot C_3.$$

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу в N штук без собівартості двигунів визначається за формулою:

$$C_3 = M_o + ПВР + CO_c + ПВ + СВ + Z_0 + KP_u + OBZ + ПДВ;$$

де M_o – вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення і вартість покупних напівфабрикатів;

$$M_o = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_k^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \cdot \ln N}$$

де m_k – маса конструкції літака,
 N – річний обсяг випуску літаків, $N=50$.

$$M_o = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 152,48^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \cdot \ln 110} = 1154,314 \text{ тис. дол;}$$

$ПВР$ – вартість покупних виробів;

$$ПВР = 1,95 \cdot (-1280 + 2,37 \cdot V_{max} + 14,15 \cdot m_{nl}) \cdot N^{-0,137},$$

V_{max} – максимальна швидкість літака 850 км/год;

$m_{nl} = 93,86$ – маса порожнього літака;

$$ПВР = 1,95 \cdot (-1280 + 2,37 \cdot 850 + 14,15 \cdot 37,45) \cdot 110^{-0,137} = 2,828 \text{ тис. дол;}$$

CO_c – витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, що списується на програму перших двох років серійного випуску літака.

Витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення визначаються за формулою:

$$T_K = (2,943 + 0,775 \cdot m_{nc} - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot m_{nc}) 1,05^n.$$

де n – кількість двигунів, $n=4$;

$$T_K = (2,943 + 0,775 \cdot 37,45 - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot 37,45) 1,05^4 = 12,39 \text{ млн. нормогодин.}$$

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення складають:

$$T_{осн} = T_K \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5,$$

де K_1 – враховує обсяг випуску,

$$K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 110 + 0,64 = 0,889;$$

K_2 – враховує рівень застосування нормалізованої оснащення,

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

χ – рівень застосування нормалізованої оснастки в %, $\chi=25\%$ – на серійних заводах;

K_3 – враховує рівень спадкоємності створюваної конструкції,

$$K_3 = 10^{-2} \left[220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2} \right] = 0,982;$$

де X – відсоток деталей, які перейшли з попередньої продукції, що виготовляється на цьому заводі конструкції, $X=1$.

K_4 – враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення.

$$K_4 = 1,48;$$

K_5 – враховує тип літака СВВП, $K_5 = 1$;

$$T_{осн} = 7,09 \cdot 0,889 \cdot 1,075 \cdot 0,982 \cdot 1,48 \cdot 1 = 14,58 \text{ млн. нормогодин.}$$

Величина витрат на виготовлення спецоснащення:

$$CO = T_{осн} \cdot \bar{C},$$

де \bar{C} – вартість нормогодини роботи спеціального технологічного оснащення, що дорівнює 2.5-2.7 дол,

$$CO = 10,24 \cdot 10^6 \cdot 2,5 = 36,46 \text{ дол.}$$

Тоді:

$$CO_c = \frac{CO}{(N_1 + N_2)},$$

де N_1, N_2 – кількість літаків, запланованих до випуску в перший і другий роки серійного виробництва, $N_1 = 55, N_2 = 55$.

$$CO_c = \frac{25,6 \cdot 10^6}{110} = 232,7 \text{ тис. дол.};$$

PB – постановочні витрати, викликані освоєнням в серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення;

CB – спецвитрати (витрати на проведення випробувань серійних літаків).

Постановочні витрати і спецвитрати:

$$PB = 0,43 \cdot CO_c = 0,43 \cdot 232,7 = 100 \text{ тис. дол.};$$

$$CB = 0,3 \cdot CO_c = 0,3 \cdot 232,7 = 218,7 \text{ тис. дол.};$$

Z_0 – витрати на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників;

$$Z_0 = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot m_k^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{np},$$

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

$$K_{np} = 1,08^{-t} = 1,08^{-7} = 0,5835 \text{ – для важких літаків,}$$

$$Z_0 = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot 29,448^{0,903} \cdot 0,78^{0,42} \cdot 110^{-0,32} \cdot 0,5835 = 112 \text{ тис. дол.};$$

Непрямі цехові і загальнозаводські витрати дорівнюють:

$$KP_y = 1,92 \cdot 3,04 \cdot Z_0 \cdot N^{-0,129} = 1,92 \cdot 3,04 \cdot 112 \cdot 110^{-0,129} = 356,5 \text{ тис. дол.};$$

$$KP_z = 1,92 \cdot 3,701 \cdot Z_0 \cdot N^{-0,359} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot 112 \cdot 110^{-0,359} = 120,9 \text{ тис. дол.};$$

Розрахункова величина обов'язкових внесків на річну програму випуску літаків визначається наступним чином:

$$OBZ = \frac{(l_{OBZ} + l_{pz}) \cdot Z_{неп} \cdot N}{100},$$

$l_{OBЗ} = 22\%$ – сумарна ставка обов'язкових внесків від витрат на оплату праці всіх категорій працюючих;

$l_{pz} = 1\%$ ставка відрахувань від витрат праці працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу;

$Z_{нен}$ – витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу, що включаються в заводську середню собівартість одного літака,

$$Z_{нен} = K_{Знен} \cdot (CO_c + ПВ + СР + Z_0 + KP_u + KP_z)$$

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

$$Z_{нен} = 0,235 \cdot (232,7 + 100 + 69,8 + 112 + 356,5 + 120,9) = 233 \text{ тис. дол.};$$

$$OBЗ = \frac{(0,22 + 0,01) \cdot 233 \cdot 110}{100} = 15316 \text{ тис. дол.};$$

Податок на додану вартість:

$$ПДВ = \frac{l_{ПДВ} \cdot Z_{нен} \cdot N}{100};$$

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

$$ПДВ = \frac{0,2 \cdot 233 \cdot 110}{100} = 13318 \text{ тис. дол.};$$

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу випуску в 110 штук становить:

$$C_3 = M_o + ПВР + CO_c + ПВ + СВ + Z_0 + KP_u + OBЗ + ПДВ = 35459 \text{ тис. дол.}$$

Підсумувавши витрати по всіх статтях, отримуємо величину повної середньої собівартості літака з річного обсягу випуску в 55 штук:

$$C_{II} = 1,1 \cdot C_3 = 1,1 \cdot 35459 = 39005 \text{ тис. дол.}$$

Планований прибуток серійного заводу від реалізації одного літака без вартості двигуна визначається наступним чином:

$$\Pi = \frac{P \cdot C_{\Pi}}{100},$$

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

$$\Pi = \frac{25 \cdot 39005}{100} = 9751 \text{ тис. дол.}$$

З урахуванням податку на прибуток, що становить 18% до її величині, в розпорядженні заводу залишається чистий прибуток, що дорівнює:

$$\Pi_{\text{ч}} = 0,82 \cdot \Pi = 0,82 \cdot 9751 = 7997 \text{ тис. дол.}$$

Розрахункова середня ціна літака без двигунів визначається з виразу:

$$C_{\text{л}} = C_n + \Pi = 39005 + 7997 = 47002 \text{ тис. дол.}$$

Вартість двигунів розраховується за формулою:

$$C_{\text{дв}} = 61,183 \cdot K_{\text{нво}} \cdot N_{E_{\text{max}}},$$

де $N_{E_{\text{max}}} = 13598$ кВт – злітна потужність одного двигуна.

Тоді вартість ТРДД дорівнює:

$$C_{\text{дв}} = 61,183 \cdot 1,61 \cdot 13598 = 1339 \text{ тис. дол.}$$

Розрахункова середня ціна літака з двигунами дорівнює:

$$C = C_{\text{л}} + 4 \cdot C_{\text{дв}} = 47002 + 4 \cdot 1339 = 52358 \text{ тис. дол.}$$

2.4 Оцінка ефективності виробництва ЛА в залежності про обсягів їх реалізації на ринках збуту

2.4.1 Визначення точки беззбитковості виробництва ЛА

Точкою беззбитковості називається той обсяг $Q_{\text{ен}}$, вироблених і реалізованих на ринку збуту ЛА, при якому досягається повне погашення інвестиційних витрат і надалі весь прибуток від продажів остається в розпорядженні підприємства.

Оскільки витрати в собівартості можна розділити на змінні, які залежать від обсягу випущених ЛА (сировина, матеріали, комплектуючі вироби, заробітна плата виробничих робітників, амортизація обладнання) і постійні, що не залежать від обсягів виробництва (заробітна плата адміністративним робітникам і іншим

штатним категоріям, загальнозаводські і загальноцехові витрати), то аналітичне рівність виручки Q_{zn} і витрат Z записується в такий спосіб:

$$Q_{zn} \cdot C_{zn} = Z_{пост} + Z_{зм} \cdot Q_{zn},$$

де $Z_{пост} = 335,24$ млн. дол.;

$Z_{зм} = 35,46$ млн. дол.;

$C_{zn} = 51,32$ млн. дол.

Звідки об'єм реалізованих ЛА в точці беззбитковості:

$$Q_{zn} = \frac{Z_{пост}}{C_{zn} - Z_{зм}} = \frac{335,24}{51,32 - 35,46} = 22 \text{ шт}$$

Визначаємо беззбитковість графічно, рисунок 3.4.1.

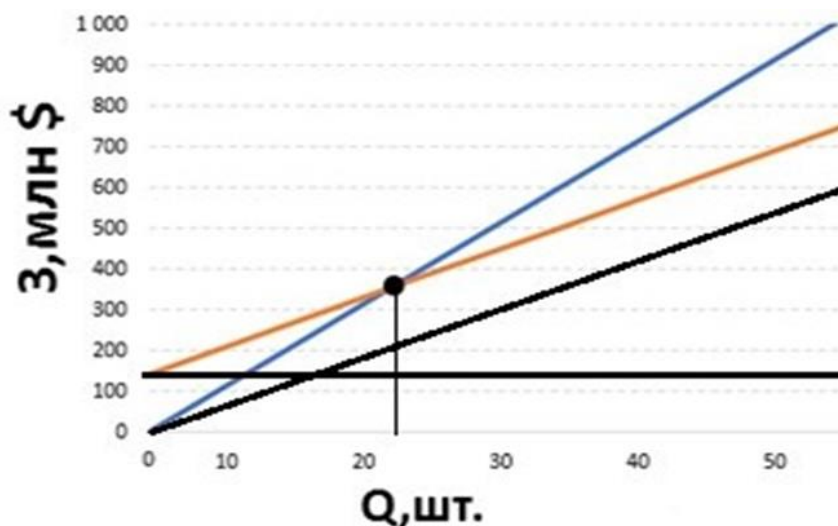


Рисунок 3.4.1 – Графік беззбитковості

2.5 Висновок економічної частини

Економічна ефективність проектування даного літака становитиме: чистий прибуток від продажу одного літака становить $\Pi_q = 80$ млн. дол., Дохід підприємства буде перевищувати витрати на виробництво при програмі випуску 22 літаки. Витрати на виробництво до точки беззбитковості складають 385 млн. дол. Загальні витрати ОКБ на проектування літака складають 335 млн.дол. Загальні витрати на виробництво одного літака в рік складають $C_{п}=39$ млн.дол. Ціна одного літака при прибутку 25% в рік без двигунів становить $C_{л} = 47$ млн.дол., Z двигунами $C = 52.36$ млн.дол.

3 СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛВУ МАСУ ТА ШВИДКОСТІ НА КІНЕТИЧНУ ЕНЕРГІЮ ЛІТАКА ПІД ЧАС ПРОБІГУ ПО ЗЛІТНО-ПОСАДКОВІЙ СМУЗІ (ЗПС) ПІД ЧАС ПОСАДКУ.

(SPECIAL TASK. A STUDY OF THE EFFECT OF MASS AND SPEED ON THE KINETIC ENERGY OF AIRCRAFT DURING A LANDING RUN ON THE RUNWAY)

3.1 Peculiarities of using medium-haul transport aircraft.

Their purpose:

- Medical evacuation and humanitarian support.
- Refueling in the air / refueling planes.
- Rescue operations.
- Transportation of operational, tactical and strategic cargoes.
- Transportation of troops, paratroopers.
- Transportation of weapons.
- Transportation of other military weapons.
- Air reconnaissance and observation.

It should be noted that the performance of such transportation can take place in extremely difficult conditions: on shortened or poorly prepared runways, in mountainous conditions, at maximum loading, etc.

The task remains quite acute, in these cases the use of wheel brakes in the main landing gear struts is effective.

The problem of braking when the aircraft is on the runway occurs after the first touchdown of the main landing gear with the runway surface.

At this moment, the aircraft bounces and it is forbidden to engage the wheel brakes, they can be broken in this way, and the aircraft will roll out of the runway.

To prevent such flight accidents, the wheel brakes of the main landing gear struts are activated when they do not lift off the runway at a speed of approximately $0.2 V_{\text{cruise}}$.

Such a run can be realized if the aircraft is fully loaded, i.e. at M_{B3} .

When solving the problem, we will proceed from the fact that the full kinetic energy before the start of braking is calculated by the ratio

$$E = M_{\text{TO}} \cdot (0.2 V_{\text{cruise}})^2$$

Where E is the kinetic energy of the longitudinal movement of the aircraft along the runway before engagement of the brakes of the main landing gear wheels.

In this particular case, we are talking about a medium-haul transport aircraft with four turboprop engines, the take-off weight of which varies from 201,500 to 175,100 kg

at the same cruising speed $V_{\text{cruise}} = 800 \text{ km/h}$. It is this factor that determines the kinetic energy E , which must be absorbed by the brakes of the main landing gear wheels.

Among the medium-haul transport aircraft, the Il-76 aircraft is also intensively used.

The Il-76 aircraft has the largest number of modifications among heavy transport aircraft (Table 3.1):

-Il-76 (modified) – an aircraft with a reinforced fuselage; load capacity is increased to 42 tons;

-Il-76T – public modification of Il-76M;

-Il-76MD is a modified version of Il-76M. The structure of the airframe and landing gear has been strengthened. The carrying capacity has been increased to 48 tons, the maximum take-off weight has been increased to 190 tons. The flight range with a load of 40 tons has been increased to 4,200 km, the autonomous operation time has been increased to two months;

-Il-76TD (long-range transport version) – a civilian modification of the Il-76MD, the military equipment was dismantled, the carrying capacity was 50 tons, the maximum take-off weight was 190 tons, the flight range with the maximum load was 3,600 km;

-Il-78 is a refueling aircraft based on the Il-76MD.

In Ukraine, a modification of this Il-76MD aircraft is used for civil and military purposes, the main parameters of which are given in Table 3.1. The maximum amount of kinetic energy of this modification $E_{(MD)}$ is determined by the take-off mass $m_{to} = 190,000 \text{ kg}$, and the speed of the landing run before the wheel brakes are activated is $0.2_{\text{cruis}} = 160 \text{ km/h}$.

So,

$$E (\text{Il76MD}) = 190000 \text{ kg} (160 \text{ km/h})^2 = 486400 \frac{\text{kg} \cdot \text{km}^2}{\text{r}^2}$$

It is this kind of kinetic energy that must be absorbed by all brake wheels during the braking distance of the Il-76MD aircraft.

If we take into account that according to AP-25 standards, the safety factor for landing gear struts is $f = 1.5$, then in the calculations of the energy capacity of wheel brakes, the above kinetic energy should be increased by one and a half times.

The reason for carrying out these calculations is that the brake wheels are the most low-resource unit of the main landing gear struts, and during the war, Russia (as a supplier of brake wheels) stopped supplying them to Ukraine, which significantly reduces and even stops the use of the Il-76MD aircraft.

Under such circumstances, the urgent task of the Ukrainian industry is to develop the rules and technology for the production of domestic brakes and brake wheels in order

to ensure the sustainable operation of aircraft used for civil and military purposes, including Il-76MD.

Table 3.1 – Main parameters of some modifications of the IL-76 aircraft

Designation of the aircraft (modification)	IL-76	IL-76MF	IL-76MD	Vl-78 (refueling plane)
Development (year)	1971	1981	1982	1983
Specifications				
Crew, (persons)	7	5-7	7	6
Payload	135 soldiers or 110 paratroopers	150 soldiers or 135 paratroopers, or 40-45 tons of cargo	140 soldiers or 128 paratroopers	The maximum load is 65 tons of fuel. Typical load: wing tanks are 14.8 tons; fuselage tanks are 28 tons.
Length (m)	46.6	53.2	46,59	46,59
Wing span, (m)	50.5	50.5	50.5	50.5
Height, (m)	14.76	14.76	14.76	14.76
Wing area, (m)	300	300	300	300
Empty weight, (kg)	90000	94000	89500	89100
Nominal take-off weight, (kg)	201500	199800	175100	177900
Maximum take-off weight, (kg)	201700	210,000	190,000	190,000
Mass return, (%)	61	65	62	63
Power plant	4xД-30КП	4xТРДД ПС-90А	4xТРДД Д-30КП-2	4xТРДД Д-30КП
Flight characteristics				
Maximum speed, (km/h)		850	850	850
Cruising speed, (km/h)		800	750-800	800 (speed when refueling 400 600)
Practical range, (km)		7700	10000	7300

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПУСОК

1. Приближенное определение основных параметров самолета. Учеб. пособие / В.Н.Клименко, А.А. Кобылянский, Л.А. Малашенко. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1986. -40 с.
2. Приближенное определение основных параметров самолета. Учеб. пособие / В.Н.Клименко, А.А. Кобылянский, Л.А. Малашенко. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1989. -54 с
3. Житомирский Г.У. Конструкция самолетов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. – М.: Машиностроение, 1991. -400 с.: ил.
4. Проектирование самолетов. Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф. и др. - М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.
5. Шульженко М.Н. Конструкция самолетов. – М., Машиностроение, 1971, 416с.
6. Проектирование лонжеронов крыла самолета. Л.В.Капитанова, А.А.Редько, Рябков В.У., С.В.Трубаев, Цепляева Т.П. – Харьков: ХАУ, 2006. – 67с.
7. Системы крепления двигателя на самолете / Лебединский А.Г. – Х.: Харьк. авиац. ин-т., 1980 – 33с.
8. Евсеев Л.А. «Расчет на прочность крыла большого удлинения», Харьков ХАУ 1985.
9. Авиационные правила. Часть 1. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. - М. МАК , 1993. - 483 с .
10. Стригунов В. М. Расчёт самолёта на прочность : Учебник для вузов. - М. : Машиностроение, 1984. - 376 с.
11. С.А. Лобов, А.В. Бетин, В.В. Вамболь, В.Н. Кобрин. Устройство систем жизнеобеспечения объектов аэрокосмической техники: учебное пособие. – Харьков: ХАУ, 2004. – 144 с.
12. Рудман Л.У. Справочник конструктора штампов.– М.:Машиностроение,1988г. 460с.
13. Кононенко В.Г. Технология производства ЛА: Киев: Вища школа, 1974г., 224 с.
14. Техничко-экономическое обоснование самолетов и двигателей в дипломных проектах: учебное пособие / А.У. Бабушкин, В.А. Пильщиков, В.А. Резчик – Харьков: Харьковский авиационный институт. 1995 г. -38стр.
15. Летно-технические характеристики, продольная устойчивость и управляемость самолета. Г.П.Курочка – Х. ХАУ, 1999г. – 188с.

ДОДАТОК А

Статистичні дані літаків аналогів

Таблиця А.1 – Необхідні статистичні дані літаків аналогів

	Найменування літака	Іл-76	Boeing C-17	Boeing 767-300	Lockheed C-141	McDonnell Douglas KC-10	МК-1
Льотні дані	V_{\max} , км/Г	875	830	830	910	950	920
	H_{\max} , км	13	13.7	12	11.6	12.6	12.2
	$V_{\text{крейс}}$, км/ч	850	804	805	824	908	880
	$H_{\text{крейс}}$, км	10.6	8.5	11	11	12	11
	$V_{\text{зл}}$, км/Г	260	220	200	280	220	270
	$L(m_{\text{T max}})$, км	5300	9430	4800	10280	7030	8000
	$L(m_{\text{ц max}})$, км	4100	4445	3700	4725	3420	4500
	$L_{\text{розб}}$, м	1500	1200	1100	1700	1850	1600
	$L_{\text{проб}}$, м	950	870	830	1000	1100	950
Масові дані	$m_0(m_{\text{зл}})$, кг	157000	263000	186880	153220	248500	187101
	$m_{\text{ц-ком}}$, кг	40000	43907	31000	41000	–	45000
	$m_{\text{порож}}$, кг	121500	34598	47400	44950	–	84150
	$N_{\text{ек}}$, люд	7	3	4	4	4	3
	m_{T} , кг	26300	28495	23700	69650	–	63199
	Кількість і тип двигуна	4 ТРДД	2 ТРДД	4 ТРДД	4 ТРДД	3 ТРДД	4 ТРДД
	P , даН	12000	11345	7250	9240	23814	14968
Дані СУ	$m_{\text{дв}}$, кг	2520	3960	1510	1940	2680	3329
	S , м ²	280	167	162	230	210	258
	L , м	48.47	39.3	33.65	48.7	47.34	46
Геометричні дані	χ	30	5.9	6	34	30	35
	λ	8.5	9.45	7,03	7.8	8.2	8.2
	η	4.05	4.04	3.8	3.3	2.6	3.2
	$L_{\text{ф}}$, м	46.6	40.1	37.8	49.8	55.35	51
	$D_{\text{ф}}$, м	5.4	5.4	5.48	5.45	5	5.5
	$\lambda_{\text{ф}}$, м	8.62	7.4	6.9	9.1	7.8	8.5
	$S_{\text{ф}}$, м ²	48.8	33.5	35.6	50.6	35.2	40
	$\Sigma S_{\text{МД}}$, м ²	67.6	33.5	35.6	37,1	34,7	–
	$S_{\text{ГО}}$	0.23	0.42	0.38	0.22	0.24	0.3
	$S_{\text{ВО}}$	0.23	0.3	0.29	0.23	0.23	0.22
	$p_0 = m_0 g / 10 S$, даН/м ²	523	586	420	663	618	–
	$t_0 = 10 P_0 / m_0 g$	0.32	0.3	0.322	0.24	0.31	0.32

Продовження таблиці А.1

Похідні	$\gamma_{дв}=m_0g/P_0$	0.21	0.171	0.207	0.21	0.201	0.23
	$K_B=m_v/m_0$	0.254	0.45	0.287	0.26	0.296	0.264

Примітки

- 1 V_{max} – максимальна швидкість польоту
- 2 H_{max} – висота польоту з максимальною швидкістю
- 3 $V_{крейс}$ – крейсерська швидкість польоту
- 4 $H_{крейс}$ – висота крейсерського польоту
- 5 $V_{взл}$ – злітна швидкість
- 6 $L(m_{г max})$ – дальність польоту з максимальним запасом палива
- 7 $L(m_{гр max})$ – дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням
- 8 $L_{разб}$ – довжина розбігу при злеті
- 9 $L_{проб}$ – довжина пробігу при посадці
- 10 $m_0(m_{взл})$ – максимальна злітна маса літака
- 11 $m_{гр-ком}$ – маса комерційного навантаження
- 12 $m_{пуст}$ – маса порожнього спорядженого літака
- 13 $N_{ек}$ – кількість членів екіпажу
- 14 $m_{г}$ – маса палива
- 15 P – тяга (потужність) двигуна
- 16 $m_{дв}$ – маса двигуна
- 17 S – площа крила
- 18 L – розмах крила
- 19 χ – угол стрілоподібності крила
- 20 λ – подовження крила
- 21 η – звуження крила
- 22 $L_{ф}$ – довжина фюзеляжу
- 23 $D_{ф}$ – діаметр фюзеляжу
- 24 $\lambda_{ф}$ – подовження фюзеляжу
- 25 $S_{ф}$ – площа фюзеляжу
- 26 $\Sigma S_{муд}$ – сума міделєвих перерізів фюзеляжу
- 27 $\bar{S}_{го}$ – відносна площа горизонтального оперення
- 28 $\bar{S}_{во}$ – відносна площа вертикального оперення
- 29 p_0 – питома навантаження на крило під час зльоту
- 30 t_0 – стартова тягозброєність
- 31 $\gamma_{дв}$ – питома маса двигуна
- 32 K_B – коефіцієнт корисного навантаження

ДОДАТОК Б

Розрахунок маси в трьох наближеннях

Усходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 8.50; ТК= 3.00; ХР= 30.00 град; LZ= 0.80;
 BZ= 0.26; DZB= 20.00 град; KZ= 0.12; LP= 0.80; КР= 0.15;
 DCY= 3.00; AOT= 10.00 град; MOT= 0.27; DF= 6.00 м; LF= 9.00;
 KMI= 5545.00 Дан/мя; KIN= 1.00; КОР= 1.52; МКО= 45.00 т; KOTD= 0.24;
 HOT= 1.11; LOT= 6.34;
 ND= 4; ZW= 0.98; ZDO= 0.85; ZD= 0.55; DM= 6.00;
 MX= 0.80; HN= 8.00 км; НК= 11.00 км; FTR= 0.03; LR= 1600.00 м;

Результаты расчета :

Стартовая тяговооруженность, определяемая длиной разбега.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/мя]						_TOW_					
100.0	0.113	0.114	0.114	0.114	0.115	0.115	0.115	0.115	0.116	0.116	0.116
200.0	0.152	0.153	0.154	0.155	0.156	0.156	0.157	0.157	0.158	0.158	0.158
300.0	0.191	0.193	0.194	0.196	0.196	0.197	0.198	0.199	0.199	0.200	0.201
400.0	0.230	0.233	0.234	0.236	0.237	0.238	0.239	0.240	0.241	0.242	0.243
500.0	0.269	0.272	0.274	0.276	0.278	0.279	0.281	0.282	0.283	0.284	0.285
600.0	0.308	0.312	0.314	0.317	0.318	0.320	0.322	0.323	0.324	0.326	0.327
700.0	0.346	0.351	0.354	0.357	0.359	0.361	0.363	0.364	0.366	0.367	0.369
800.0	0.385	0.390	0.394	0.397	0.400	0.402	0.404	0.406	0.407	0.409	0.411
900.0	0.424	0.430	0.434	0.437	0.440	0.443	0.445	0.447	0.449	0.451	0.453

Стартовая тяговооруженность, определяемая безопасностью взлета.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/мя]						_TOB_					
100.0	0.238	0.237	0.236	0.236	0.236	0.236	0.236	0.236	0.236	0.236	0.237
200.0	0.243	0.241	0.241	0.241	0.240	0.240	0.240	0.241	0.241	0.241	0.241
300.0	0.246	0.245	0.245	0.244	0.244	0.244	0.244	0.244	0.245	0.245	0.245
400.0	0.250	0.249	0.248	0.248	0.248	0.248	0.248	0.248	0.248	0.248	0.248
500.0	0.253	0.252	0.251	0.251	0.251	0.251	0.251	0.251	0.251	0.251	0.252
600.0	0.256	0.255	0.254	0.254	0.254	0.254	0.254	0.254	0.254	0.254	0.255
700.0	0.259	0.258	0.257	0.257	0.257	0.257	0.257	0.257	0.257	0.257	0.257
800.0	0.262	0.261	0.260	0.260	0.259	0.259	0.259	0.259	0.260	0.260	0.260
900.0	0.264	0.263	0.263	0.262	0.262	0.262	0.262	0.262	0.262	0.263	0.263

Стартовая тяговооруженность, определяемая крейсерской скоростью полета.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/мя]						_ТОК_					
100.0	0.714	0.732	0.753	0.775	0.800	0.826	0.859	1.219	4.358	18.268**.*	***
200.0	0.400	0.409	0.420	0.431	0.444	0.457	0.474	0.654	2.224	9.179**.*	***
300.0	0.293	0.300	0.306	0.314	0.323	0.332	0.343	0.463	1.509	6.146**.*	***
400.0	0.239	0.244	0.249	0.255	0.261	0.268	0.276	0.366	1.151	4.629**.*	***
500.0	0.207	0.210	0.215	0.219	0.224	0.230	0.236	0.308	0.936	3.718**.*	***
600.0	0.185	0.188	0.191	0.195	0.199	0.204	0.209	0.269	0.793	3.111**.*	***
700.0	0.169	0.172	0.175	0.178	0.182	0.185	0.190	0.242	0.690	2.677**.*	***
800.0	0.157	0.160	0.162	0.165	0.168	0.172	0.176	0.221	0.613	2.352**.*	***
900.0	0.148	0.150	0.152	0.155	0.158	0.161	0.164	0.204	0.553	2.099**.*	***

Усходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 8.50; ТК= 3.00; ХР= 30.00 град; LZ= 0.80;

BZ= 0.26; DZB= 20.00 град; KZ= 0.12; LP= 0.80; KP= 0.15;
 DCY= 3.00; AOT= 10.00 град; MOT= 0.27; DF= 6.00 м; LF= 9.00;
 KMI= 5545.00 Дан/мя; KIN= 1.00; KOP= 1.52; MKO= 45.00 т; KOTD= 0.24;
 HOT= 1.11; LOT= 6.34;

Результаты расчета :

Влияние отн. толщины крыла на коэфф. подъемной силы и качество при отрыве.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
Cy	2.15	2.11	2.08	2.06	2.05	2.03	2.02	2.01	2.00	1.99	1.98

P, [Дан/мя]	_Котр_										
100.0	11.96	12.03	12.07	12.09	12.10	12.10	12.10	12.09	12.08	12.07	12.05
200.0	11.65	11.71	11.75	11.77	11.78	11.78	11.78	11.78	11.76	11.75	11.73
300.0	11.40	11.46	11.50	11.52	11.53	11.54	11.53	11.53	11.52	11.50	11.48
400.0	11.19	11.25	11.29	11.31	11.32	11.32	11.32	11.31	11.30	11.29	11.27
500.0	11.00	11.06	11.10	11.12	11.13	11.13	11.13	11.12	11.11	11.10	11.08
600.0	10.83	10.89	10.92	10.94	10.95	10.96	10.96	10.95	10.94	10.93	10.91
700.0	10.68	10.73	10.76	10.78	10.79	10.80	10.80	10.79	10.78	10.77	10.75
800.0	10.53	10.59	10.62	10.63	10.64	10.65	10.65	10.64	10.63	10.62	10.61
900.0	10.39	10.45	10.48	10.49	10.50	10.51	10.51	10.50	10.49	10.48	10.47

Усходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 8.50; ТК= 3.00; XP= 30.00 град; LZ= 0.80;
 BZ= 0.26; DZB= 20.00 град; KZ= 0.12; LP= 0.80; KP= 0.15;
 DCY= 3.00; AOT= 10.00 град; MOT= 0.27; DF= 5.90 м; LF= 9.00;
 KMI= 5545.00 Дан/мя; KIN= 1.00; KOP= 1.52; MKO= 45.00 т; KOTD= 0.24;
 HOT= 1.11; LOT= 6.34;
 ND= 4; ZW= 0.98; ZDO= 0.85; ZD= 0.55; DM= 6.00;
 MX= 0.75; HN= 8.00 км; НК= 11.00 км; FTR= 0.03; LR= 1600.00 м;
 NDR= 4; K11= 1.01;

Результаты расчета :

Стартовая тяговооруженность дозвукового транспортного самолета с ТРДД.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
------	------	------	------	------	------	------	-------	-------	-------	-------	-------

P, [Дан/мя]	_ТО_										
100.0	0.635	0.651	0.670	0.690	0.712	0.735	0.761	0.788	0.818	0.849	3.168
200.0	0.356	0.364	0.374	0.384	0.395	0.407	0.420	0.434	0.449	0.465	1.625
300.0	0.261	0.267	0.273	0.280	0.287	0.295	0.304	0.313	0.323	0.334	1.107
400.0	0.250	0.249	0.248	0.248	0.248	0.247	0.247	0.252	0.260	0.268	0.848
500.0	0.269	0.272	0.274	0.276	0.278	0.279	0.280	0.282	0.283	0.284	0.692
600.0	0.308	0.312	0.314	0.317	0.318	0.320	0.322	0.323	0.324	0.326	0.587
700.0	0.346	0.351	0.354	0.357	0.359	0.361	0.363	0.364	0.366	0.367	0.513
800.0	0.385	0.390	0.394	0.397	0.400	0.402	0.404	0.406	0.407	0.409	0.457
900.0	0.424	0.430	0.434	0.437	0.440	0.443	0.445	0.447	0.449	0.451	0.452

Относительная масса СУ дозвукового транспортного самолета с ТРДД.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/м ^я]	_SU_										
100.0	0.222	0.227	0.234	0.241	0.248	0.257	0.266	0.275	0.286	0.296	1.106
200.0	0.124	0.127	0.130	0.134	0.138	0.142	0.147	0.152	0.157	0.162	0.567
300.0	0.091	0.093	0.095	0.098	0.100	0.103	0.106	0.109	0.113	0.117	0.387
400.0	0.087	0.087	0.087	0.087	0.086	0.086	0.086	0.088	0.091	0.094	0.296
500.0	0.094	0.095	0.096	0.096	0.097	0.097	0.098	0.098	0.099	0.099	0.242
600.0	0.107	0.109	0.110	0.111	0.111	0.112	0.112	0.113	0.113	0.114	0.205
700.0	0.121	0.123	0.124	0.125	0.125	0.126	0.127	0.127	0.128	0.128	0.179
800.0	0.134	0.136	0.138	0.139	0.140	0.140	0.141	0.142	0.142	0.143	0.160
900.0	0.148	0.150	0.152	0.153	0.154	0.155	0.155	0.156	0.157	0.157	0.158

Усходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 8.50; ТК= 3.00; XP= 30.00 град; DF= 6.00 м;

LF= 9.00; КМИ= 5545.00 Дан/м^я; KIN= 1.00; КОР= 1.52; МКО= 45.00 т;

КОТД= 0.24; DM= 6.00; МХ= 0.75; HN= 8.00 км;

НК= 11.00 км; L= 5000.00 км;

Результаты расчета :

Влияние отн. толщины крыла на отн. массу топлива транспортного самолета.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/м ^я]	_Мт_										
100.0	0.190	0.191	0.192	0.194	0.196	0.197	0.199	0.201	0.203	0.205	0.313
200.0	0.197	0.198	0.200	0.201	0.203	0.204	0.206	0.208	0.210	0.212	0.319
300.0	0.203	0.204	0.206	0.207	0.209	0.210	0.212	0.214	0.216	0.218	0.324
400.0	0.209	0.210	0.211	0.213	0.214	0.216	0.218	0.220	0.221	0.223	0.328
500.0	0.215	0.216	0.217	0.218	0.220	0.221	0.223	0.225	0.227	0.229	0.332
600.0	0.220	0.221	0.222	0.223	0.225	0.226	0.228	0.230	0.232	0.233	0.336
700.0	0.225	0.226	0.227	0.228	0.230	0.231	0.233	0.234	0.236	0.238	0.339
800.0	0.230	0.231	0.232	0.233	0.235	0.236	0.238	0.239	0.241	0.243	0.343
900.0	0.235	0.236	0.237	0.238	0.239	0.241	0.242	0.244	0.245	0.247	0.346

Усходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 8.50; ТК= 3.00; XP= 30.00 град; DF= 5.90 м;

LF= 9.00; КМИ= 5545.00 Дан/м^я; KIN= 1.00; КОР= 1.52; МКО= 45.00 т;

КОТД= 0.24; DM= 6.00; МХ= 0.75; HN= 8.00 км;

KGE=1.05; НК= 11.00 км; L=

5000.00 км; KPA=0.97; KNID=1.60; KD=0.87;

Результаты расчета :

Влияние отн. толщины крыла на отн. массу крыла самолета.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/м ^я]	_Мкр_										
100.0	7.039	4.217	3.131	2.537	2.157	1.890	1.690	1.535	1.410	1.307	1.083
200.0	2.509	1.512	1.128	0.918	0.783	0.689	0.618	0.563	0.519	0.483	0.404
300.0	1.377	0.834	0.625	0.511	0.438	0.386	0.348	0.318	0.294	0.274	0.231
400.0	0.902	0.550	0.414	0.340	0.292	0.259	0.234	0.214	0.199	0.186	0.158
500.0	0.652	0.399	0.302	0.249	0.215	0.191	0.173	0.159	0.148	0.139	0.119
600.0	0.500	0.308	0.234	0.194	0.168	0.150	0.136	0.126	0.117	0.110	0.095
700.0	0.401	0.249	0.190	0.158	0.137	0.123	0.112	0.104	0.097	0.091	0.079
800.0	0.332	0.207	0.159	0.133	0.116	0.104	0.095	0.088	0.083	0.078	0.068
900.0	0.281	0.176	0.136	0.114	0.100	0.090	0.083	0.077	0.072	0.068	0.060

Усходные данные :

PKD=1.0000; KSF=0.0100; KB=0.0000;
KSU=0.0040; MKO= 45.00 т; KOTD= 0.24;

Результаты расчета :

Влияние удлинения и диаметра фюзеляжа на массу фюзеляжа.

Df, m	1.00	2.00	3.00	4.00	5.00	6.00	7.00	8.00	9.00	10.00	11.00
LF											
						<u>Mф</u>					
5.0	0.016	0.021	0.028	0.036	0.044	0.070	0.080	0.085	0.085	0.079	0.066
7.0	0.017	0.024	0.034	0.045	0.056	0.093	0.106	0.113	0.114	0.106	0.086
9.0	0.018	0.027	0.040	0.054	0.067	0.115	0.132	0.142	0.143	0.132	0.107
11.0	0.018	0.030	0.045	0.063	0.079	0.138	0.158	0.170	0.171	0.158	0.128
13.0	0.019	0.033	0.051	0.072	0.091	0.160	0.184	0.199	0.200	0.184	0.148
15.0	0.020	0.035	0.057	0.081	0.103	0.183	0.211	0.227	0.228	0.210	0.169
17.0	0.021	0.038	0.063	0.090	0.115	0.206	0.237	0.255	0.257	0.237	0.190
19.0	0.022	0.041	0.068	0.098	0.127	0.228	0.263	0.284	0.286	0.263	0.210
21.0	0.022	0.044	0.074	0.107	0.139	0.251	0.289	0.312	0.314	0.289	0.231

Усходные данные :

KGO=1.0; SGO= 0.24; SVO= 0.24; KOTD= 0.24; MKO= 45.00 т;

Результаты расчета :

Влияние удельной нагрузки на массу оперения.

P,										
[Дан/м ²]	100.00	200.00	300.00	400.00	500.00	600.00	700.00	800.00	900.00	
МОР	*.****	*.****	0.0181	0.0224	0.0184	0.0170	0.0154	0.0139	0.0125	

Усходные данные :

KS=1.0; KFD=0.02728; MKO= 45.00 т; KOTD= 0.24;

Результаты расчета :

Относительная масса шасси Мш = 0.040

Усходные данные :

NEK= 3; KOTD= 0.24; L= 5000.00 км;
MKO= 45.00 т; DT= 3 года;

Результаты расчета :

Масса экипажа + масса ком. нагрузки М = 45240.00 кг;

Относительная масса оборудования Моб = 0.08

Усходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 8.50; ТК= 3.00; ХР= 30.00 град; LZ= 0.80;
 BZ= 0.26; DZB= 20.00 град; KZ= 0.12; LP= 0.80; КР= 0.15;
 DCY= 3.00; АОТ= 10.00 град; МОТ= 0.27; DF= 5.90 м; LF= 9.00;
 КМИ= 5545.00 Дан/м²; KIN= 1.00; КОР= 1.52; МКО= 45.00 т; КОТД= 0.24;
 НОТ= 1.11; ЛОТ= 6.34;
 ND= 4; ZW= 0.98; ZDO= 0.85; ZD= 0.55; DM= 6.00;
 MX= 0.75; HN= 8.00 км; НК= 11.00 км; FTR= 0.03; LR= 1600.00 м;
 NDR= 4; K11= 1.01;

НЕК= 3; L= 5000.00; KGE=1.05; KB=0.000;

КРА=0.97; KSF=0.01; KSU=0.004; KD=0.87;

KS=1.00;

KGO=1.00; PKD=1.000; SGO= 0.24; SBO= 0.24; KFD=0.02728; KNIP=1.60;

Результаты расчета :

Влияние отн. толщины крыла на взл. массу транспортного самолета с ТРДД.

P, [Дан/м ²]	100.0	200.0	300.0	400.0	500.0	600.0	700.0	800.0	900.0
C, %	M, т								
1.50	_____	_____	_____	_____	_____	_____	_____	_____	516.74 386.12
3.00	_____	_____	_____	_____	610.11	323.42	254.88	227.67	215.80
4.50	_____	_____	_____	656.49	281.07	220.37	197.71	188.37	185.52
6.00	_____	_____	_____	333.88	218.00	188.38	176.75	172.75	172.95
7.50	_____	_____	_____	254.83	191.19	172.85	165.97	164.49	166.23
9.00	_____	_____	549.12	219.10	176.42	163.76	159.51	159.52	162.19
10.50	_____	_____	401.54	198.81	167.17	157.90	155.32	156.31	159.64
12.00	_____	_____	335.45	187.10	160.91	153.89	152.48	154.18	157.99
13.50	_____	_____	298.82	179.84	156.47	151.06	150.51	152.76	156.97

ДОДАТОК В

Результати розрахунку аеродинамічних і льотних характеристик літака

Таблиця В.1 – Поляра літака C_{xa}

Значення чисел Маха								
Мах	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	1.2
$C_{xa} = C_{xo} + A * C_{ya}^2 + dC_{xi}$ для $H=0.0$								
$C_{ya}=0.0$	0.02307	0.02259	0.02233	0.02217	0.02206	0.02197	0.02190	0.17138
$C_{ya}=0.2$	0.02563	0.02515	0.02490	0.02475	0.02464	0.02457	0.02450	0.17921
$C_{ya}=0.4$	0.03352	0.03307	0.03286	0.03275	0.03271	0.03270	0.03273	0.20272
$C_{ya}=0.6$	0.04709	0.04674	0.04665	0.04669	0.04683	0.04707	0.06482	0.24190
$C_{ya}=0.8$	0.06694	0.06684	0.06706	0.06752	0.06822	0.07919	0.12626	0.29674
$C_{ya}=1.0$	0.09465	0.09540	0.09688	0.09944	0.10906	-	-	-

Таблиця В.2 – Поляри літака в польотній конфігурації

№	M=0.0		M=0.2		M=0.3		M=0.4		M=0.5	
	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}
1	0.0000	0.0231	0.0000	0.0231	0.0000	0.0226	0.0000	0.0223	0.0000	0.0222
2	0.2000	0.0256	0.2000	0.0256	0.2000	0.0251	0.2000	0.0249	0.2000	0.0248
3	0.4000	0.0335	0.4000	0.0335	0.4000	0.0331	0.4000	0.0329	0.4000	0.0328
4	0.6000	0.0471	0.6000	0.0471	0.6000	0.0467	0.6000	0.0466	0.6000	0.0467
5	0.8000	0.0669	0.8000	0.0669	0.8000	0.0668	0.8000	0.0671	0.8000	0.0675
6	1.0000	0.0947	1.0000	0.0947	1.0000	0.0954	1.0000	0.0969	1.0000	0.0994
7	1.1650	0.1482	1.1650	0.1482	1.1331	0.1431	1.0985	0.1380	1.0613	0.1328
№	M=0.6		M=0.7		M=0.8		M=1.2			
	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}
1	0.0000	0.0221	0.0000	0.0220	0.0000	0.0219	0.0000	0.1714		
2	0.2000	0.0246	0.2000	0.0246	0.2000	0.0245	0.2000	0.1792		
3	0.4000	0.0327	0.4000	0.0327	0.4000	0.0327	0.4000	0.2027		
4	0.6000	0.0468	0.6000	0.0471	0.6000	0.0648	0.6000	0.2419		
5	0.8000	0.0682	0.8000	0.0792	0.8000	0.1263	0.8000	0.2967		
6	1.0000	0.1091	0.9790	0.1723	0.9339	0.2065	1.2000	0.8000		
7	1.0215	0.1369	0.9790	0.1723	0.9339	0.2065	1.2000	0.8000		

Таблиця В.3 – Поляра польотна, злітна, посадкова

H,м	Ms	Cya max	Cxa кр
0	0.2635	1.1448	0.1450
1000	0.2770	1.1404	0.1443
2000	0.2892	1.1365	0.1437
3000	0.3005	1.1329	0.1431
4000	0.3298	1.1228	0.1416
5000	0.3558	1.1138	0.1403
6000	0.3787	1.1059	0.1391
7000	0.3989	1.0989	0.1381
8000	0.4380	1.0844	0.1360
9000	0.4731	1.0713	0.1342
10000	0.5070	1.0585	0.1331
11000	0.5582	1.0381	0.1352
12000	0.6021	1.0206	0.1376
13000	0.6649	0.9939	0.1599
14000	0.7270	0.9668	0.1816
15000	0.7961	0.9356	0.2052

Таблиця В.4 – Значення чисел M, відповідні порядковими номерами nM

H,м\nnM	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	-	0.2635	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
1000	-	0.2770	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
2000	-	0.2892	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
3000	-	-	0.3005	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
4000	-	-	0.3298	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
5000	-	-	0.3558	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
6000	-	-	0.3787	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
7000	-	-	0.3989	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
8000	-	-	-	0.4380	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
9000	-	-	-	0.4731	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
10000	-	-	-	-	0.5070	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
11000	-	-	-	-	0.5582	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
12000	-	-	-	-	-	0.6021	0.7000	0.8000	1.2000
13000	-	-	-	-	-	0.6649	0.7000	0.8000	1.2000
14000	-	-	-	-	-	-	0.7270	0.8000	1.2000
15000	-	-	-	-	-	-	0.7961	0.8000	1.2000

Таблиця В.5 – Значення $C_{ya_Г}$, потрібні для горизонтального польоту

H,м\nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	-	1.1448	0.7859	0.4421	0.2829	0.1965	0.1443	0.1105	0.0491
1000	-	1.1404	0.8860	0.4984	0.3190	0.2215	0.1627	0.1246	0.0554
2000	-	1.1365	1.0016	0.5634	0.3606	0.2504	0.1840	0.1409	0.0626
3000	-	-	1.1329	0.6388	0.4088	0.2839	0.2086	0.1597	0.0710
4000	-	-	1.1228	0.7264	0.4649	0.3229	0.2372	0.1816	0.0807
5000	-	-	1.1138	0.8287	0.5304	0.3683	0.2706	0.2072	0.0921
6000	-	-	1.1059	0.9486	0.6071	0.4216	0.3098	0.2372	0.1054
7000	-	-	1.0989	1.0897	0.6974	0.4843	0.3558	0.2724	0.1211
8000	-	-	-	1.0844	0.8041	0.5584	0.4102	0.3141	0.1396
9000	-	-	-	1.0713	0.9307	0.6463	0.4749	0.3636	0.1616
10000	-	-	-	-	1.0585	0.7512	0.5519	0.4226	0.1878
11000	-	-	-	-	1.0381	0.8770	0.6443	0.4933	0.2192
12000	-	-	-	-	-	1.0206	0.7539	0.5772	0.2565
13000	-	-	-	-	-	0.9939	0.8822	0.6754	0.3002
14000	-	-	-	-	-	-	0.9668	0.7902	0.3512
15000	-	-	-	-	-	-	0.9356	0.9245	0.4109

Таблиця В.6 – Значення C_{xa} , в горизонтальному польоту

H,м\nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	-	0.1450	0.0654	0.0358	0.0281	0.0246	0.0238	0.0233	0.1733
1000	-	0.1443	0.0791	0.0396	0.0295	0.0255	0.0241	0.0235	0.1735
2000	-	0.1437	0.0960	0.0441	0.0312	0.0267	0.0244	0.0237	0.1738
3000	-	-	0.1431	0.0506	0.0334	0.0280	0.0249	0.0240	0.1742
4000	-	-	0.1416	0.0596	0.0373	0.0296	0.0261	0.0243	0.1745
5000	-	-	0.1403	0.0713	0.0418	0.0314	0.0274	0.0248	0.1750
6000	-	-	0.1391	0.0892	0.0474	0.0342	0.0290	0.0260	0.1755
7000	-	-	0.1381	0.1343	0.0568	0.0387	0.0309	0.0275	0.1761
8000	-	-	-	0.1360	0.0682	0.0439	0.0334	0.0292	0.1768
9000	-	-	-	0.1342	0.0884	0.0518	0.0381	0.0312	0.1777
10000	-	-	-	-	0.1331	0.0630	0.0436	0.0364	0.1787
11000	-	-	-	-	0.1352	0.0839	0.0542	0.0477	0.1815
12000	-	-	-	-	-	0.1376	0.0718	0.0612	0.1859
13000	-	-	-	-	-	0.1599	0.1219	0.0880	0.1910
14000	-	-	-	-	-	-	0.1816	0.1233	0.1970
15000	-	-	-	-	-	-	0.2052	0.2009	0.2049

Таблиця В.7 – Потрібна сила тяги, Н

H,м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	-	204565	134471	130673	160251	202214	266865	341106	5699529
1000	-	204364	144252	128493	149445	186023	239084	304937	5062684
2000	-	204182	154786	126517	139653	172074	213910	272161	4485574
3000	-	-	204015	127976	131833	159461	192985	242527	3963789
4000	-	-	203705	132425	129511	148086	177623	215798	3493154
5000	-	-	203427	139062	127422	137851	163801	193326	3069722
6000	-	-	203177	151926	126200	131171	151399	177294	2689761
7000	-	-	202954	199114	131642	128954	140300	162948	2349756
8000	-	-	-	202638	136951	126975	131656	150148	2046392
9000	-	-	-	202351	153396	129425	129534	138762	1776555
10000	-	-	-	-	203097	135476	127653	138958	1537320
11000	-	-	-	-	210317	154611	135850	156197	1337061
12000	-	-	-	-	-	217756	153818	171172	1170262
13000	-	-	-	-	-	259875	223303	210429	1027759
14000	-	-	-	-	-	-	303384	251960	906004
15000	-	-	-	-	-	-	354260	351084	805332

Таблиця В.8 – Коефіцієнт наявної тяги

Коефіцієнт впливу висоти на тягу									
H, м	0	2000	4000	6000	8000	10000	12000	13000	14000
ksiH	1.0000	1.0000	0.8710	0.7534	0.6468	0.5505	0.4325	0.3696	0.3159
Коефіцієнт впливу числа M на тягу при H=0									
nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8
ksiM	0.9900	0.7907	0.7696	0.7199	0.6821	0.6562	0.6421	0.6399	-
Коефіцієнт наявної тяги									
H,м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	0.9900	0.7907	0.7696	0.7199	0.6821	0.6562	0.6421	0.6399	-
1000	0.9900	0.7827	0.7696	0.7199	0.6821	0.6562	0.6421	0.6399	-
2000	0.9900	0.7757	0.7696	0.7199	0.6821	0.6562	0.6421	0.6399	-
3000	0.9247	0.9247	0.7186	0.6725	0.6371	0.6129	0.5998	0.5977	-
4000	0.8623	0.8623	0.6564	0.6271	0.5941	0.5715	0.5593	0.5574	-
5000	0.8027	0.8027	0.6004	0.5837	0.5531	0.5321	0.5207	0.5189	-
6000	0.7459	0.7459	0.5497	0.5424	0.5139	0.4944	0.4838	0.4822	-
7000	0.6918	0.6918	0.5034	0.5031	0.4766	0.4585	0.4487	0.4472	-
8000	0.6403	0.6403	0.6403	0.4554	0.4412	0.4244	0.4153	0.4139	-
9000	0.5914	0.5914	0.5914	0.4128	0.4075	0.3920	0.3836	0.3823	-
10000	0.5450	0.5450	0.5450	0.5450	0.3743	0.3612	0.3535	0.3523	-
11000	0.5010	0.5010	0.5010	0.5010	0.3368	0.3321	0.3250	0.3239	-
12000	0.4282	0.4282	0.4282	0.4282	0.4282	0.2836	0.2777	0.2768	-
13000	0.3659	0.3659	0.3659	0.3659	0.3659	0.2387	0.2373	0.2365	-
14000	0.3128	0.3128	0.3128	0.3128	0.3128	0.3128	0.2023	0.2022	-
15000	0.2673	0.2673	0.2673	0.2673	0.2673	0.2673	0.1728	0.1728	-

Таблиця В.8 Наявна тяга літака, Н

Н,м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	313846	250679	243984	228229	216240	208017	203561	202870	-
1000	313846	248136	243984	228229	216240	208017	203561	202870	-
2000	313846	245907	243984	228229	216240	208017	203561	202870	-
3000	293150	293150	227805	213178	201980	194300	190137	189492	-
4000	273367	273367	208076	198793	188350	181188	177306	176704	-
5000	254479	254479	190331	185057	175336	168669	165055	164495	-
6000	236466	236466	174250	171958	162925	156730	153372	152852	-
7000	219308	219308	159586	159481	151103	145357	142243	141761	-
8000	202985	202985	202985	144375	139857	134538	131656	131210	-
9000	187478	187478	187478	130875	129172	124260	121598	121186	-
10000	172766	172766	172766	172766	118650	114510	112056	111676	-
11000	158831	158831	158831	158831	106779	105273	103018	102668	-
12000	135737	135737	135737	135737	135737	89910	88039	87740	-
13000	116007	116007	116007	116007	116007	75661	75242	74987	-
14000	99149	99149	99149	99149	99149	99149	64132	64090	-
15000	84746	84746	84746	84746	84746	84746	54768	54780	-

ДОДАТОК Г

Результати розрахунків консолі крила на міцність

Таблиця Г.1 – Розподіл повітряної і масової навантажень за розмахом крила

i	\bar{z}_i	$b(z)$, м	$\Gamma_{кр}$	$\Delta\Gamma_x$	Γ	$q_{нов}^e$, кН/м	$q_{кр}^e$, кН / м	$S_{бака}$, м ²	q_n^e , кН/м	q_Σ , кН/м
0	0	7,85	1,35	-0,183	1,17	124,13	12,76	2,90	28,43	82,94
1	0,1	7,3	1,33	-0,136	1,19	127,00	11,87	2,51	24,58	90,55
2	0,2	6,76	1,295	-0,096	1,20	127,53	10,99	2,15	21,08	95,46
3	0,3	6,22	1,225	-0,056	1,17	124,34	10,11	1,82	17,85	96,38
4	0,4	5,69	1,148	0,0194	1,13	120,04	9,25	1,52	14,94	95,86
5	0,5	5,14	1,056	0,0194	1,08	114,38	8,36	1,24	12,19	93,84
6	0,6	4,6	0,951	0,057	1,01	107,21	7,48	1,00	9,76	89,98
7	0,7	4,05	0,845	0,086	0,93	99,02	6,58	0,77	7,57	84,87
8	0,8	3,51	0,735	0,105	0,84	89,35	5,71	0,58	5,68	77,96
9	0,9	2,97	0,595	0,109	0,70	74,88	4,83	0,41	4,07	65,98
10	0,95	2,7	0,445	0,097	0,54	57,65	4,39	0,34	3,36	49,90
11	1	2,42	-	-	-	-	3,93	0,28	-	-

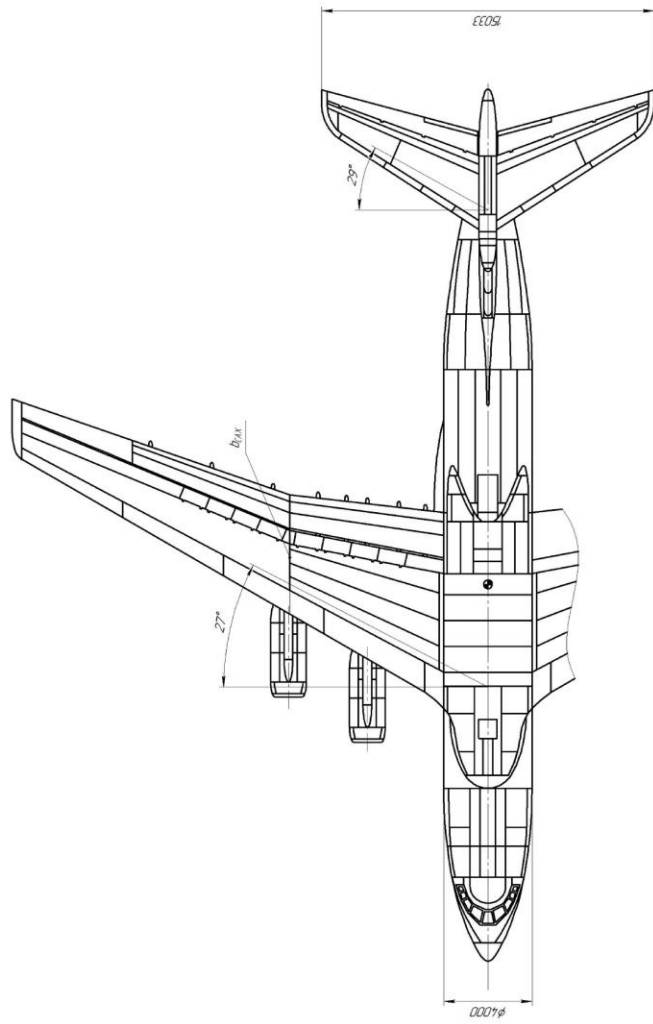
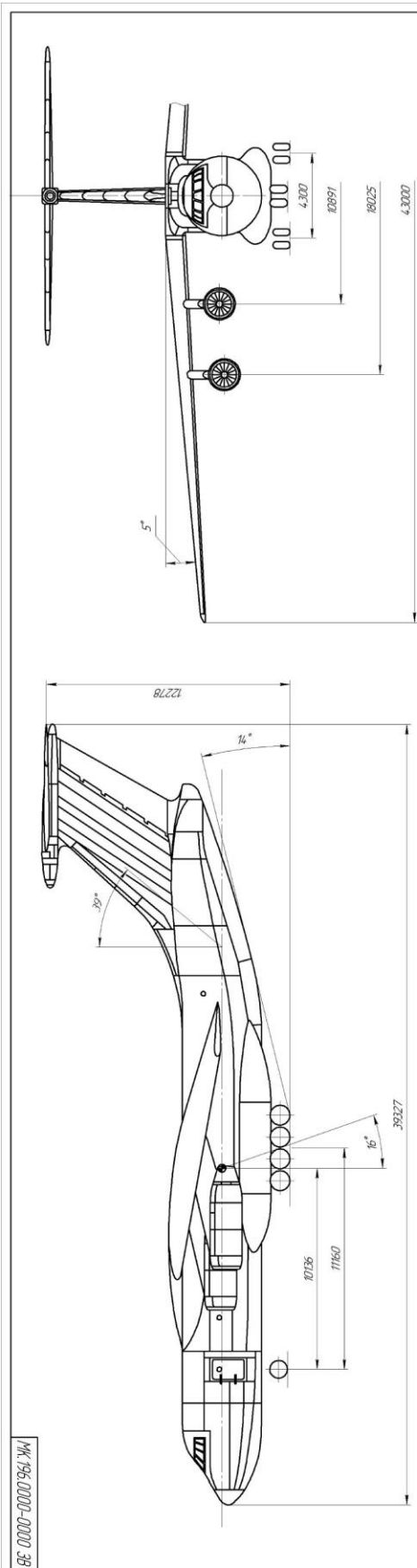
Таблиця Г.2 – Поперечні сили і згинальні моменти

i	\bar{z}_i	Δz_i	q_Σ , кН/м	ΔQ_i , кН	Q_i , кН	ΔM_i , кНм	M_i , кН м
0	0	0	82,94	-	1933,85	-	20481,00
1	0,1	2,3	90,55	199,51	1734,34	4218,41	16262,59
2	0,2	2,3	95,46	213,91	1520,42	3742,97	12519,62
3	0,3	2,3	96,38	220,62	1299,81	3243,26	9276,36
4	0,4	2,3	95,86	221,07	1078,73	2735,32	6541,04
5	0,5	2,3	93,84	218,15	860,58	2230,20	4310,84
6	0,6	2,3	89,98	211,39	649,19	1736,23	2574,61
7	0,7	2,3	84,87	201,08	448,11	1261,89	1312,71
8	0,8	2,3	77,96	187,26	260,85	815,31	497,41
9	0,9	2,3	65,98	165,53	95,32	409,60	87,81
10	0,95	1,15	49,90	66,63	28,69	71,31	16,50
11	1	1,15	0,00	28,69	0,00	16,50	0,00

Таблиця Г.3 – Приведені моменти

i	Δz_i	$q_{нов}^e$, кН/м	$a_{нов}$, м	$q_{кр}^e$, кН/м	$a_{кр}$, м	q_n^e , кН/м	a_n , м	m_{zi} , кН	ΔM_{zi} , кНм	M_{zi} , кНм
0	0	124,13	1,96	12,76	3,14	28,43	3,38	107,575	0	4067,90
1	2,3	127,00	2,06	11,87	3,15	24,58	3,37	141,1983	357,10	3710,80
2	2,3	127,53	2,16	10,99	3,17	21,08	3,38	169,3257	411,26	3299,54
3	2,3	124,34	2,26	10,11	3,19	17,85	3,38	188,2906	450,12	2849,42
4	2,3	120,04	2,36	9,25	3,21	14,94	3,39	203,1191	478,47	2370,95
5	2,3	114,38	2,46	8,36	3,23	12,19	3,38	212,943	494,30	1876,65
6	2,3	107,21	2,56	7,48	3,25	9,76	3,39	216,881	497,58	1379,07
7	2,3	99,02	2,65	6,58	3,26	7,57	3,38	215,8016	487,51	891,55
8	2,3	89,35	2,75	5,71	3,28	5,68	3,39	208,1214	450,92	440,63
9	2,3	74,88	2,85	4,83	3,30	4,07	3,39	183,9834	374,28	66,36
10	1,15	57,65	2,90	4,39	3,31	3,36	3,39	141,4752	73,85	-7,50
11	1,15	0,00	2,95	3,93	3,31	0,00	3,39	-13,0363	-7,50	0,00

ДОДАТОК Д



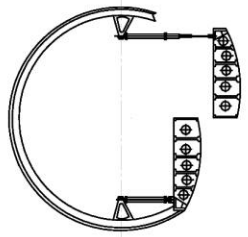
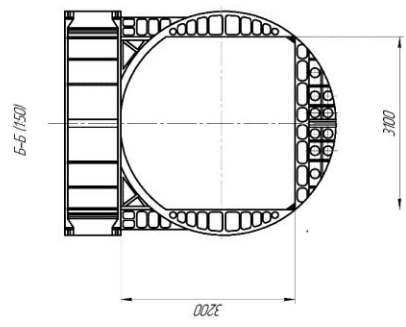
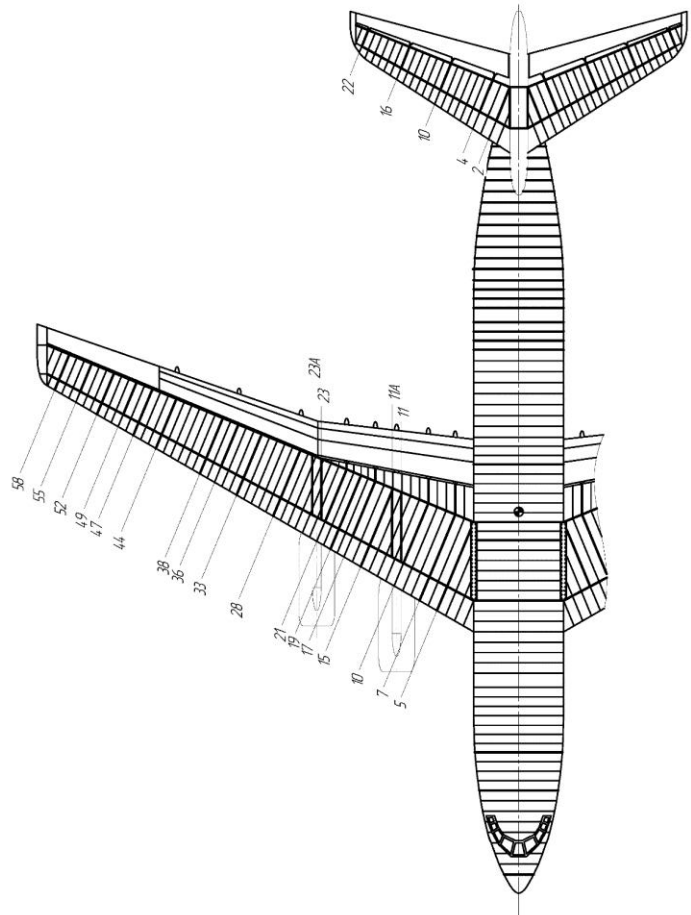
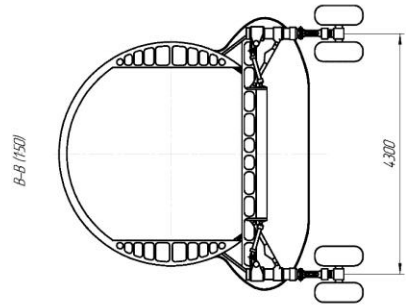
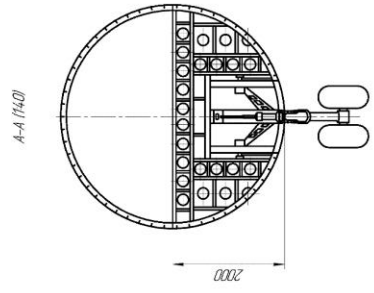
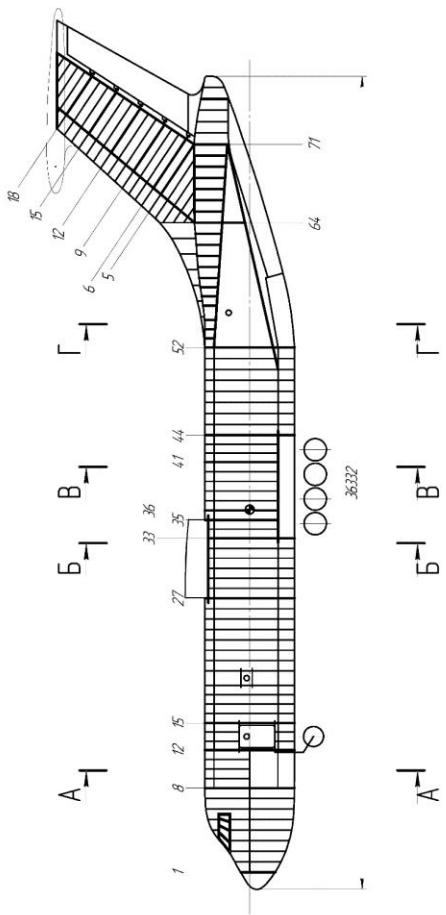
1	Масса	0,85
2	М _{взлет}	11000
3	М _{полет}	250
4	М _{посад}	1500
5	М _{н.п.}	5000
6	М _{пр}	93860
7	М _{пр}	152480
8	М _{пол}	45000
9	Р _{вз}	100
10	Р _п	2700
11	Т ₀	0,12
12	Мощность 1 турбовентилятор	4х1700
13	S _{крыл}	276
14	S _{фюз}	47
15	S _{хв}	56
16	М _{двиг}	3
17	К _{двиг}	28
18	К _{двиг}	8,5
19	Д _{двиг}	4
20	К _{двиг}	9

МК 196.0000-0000 3В			
Длина	Высота	Ширина	Вес
43000	1600	5033	11000
Серийно-конструкторский лётно-испытательный вылет			
МК 196-19-1			

МК 196.0000-0000 3В

B

МК 196.0000-0000 КСЦ



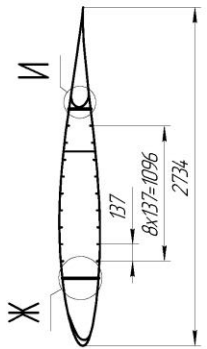
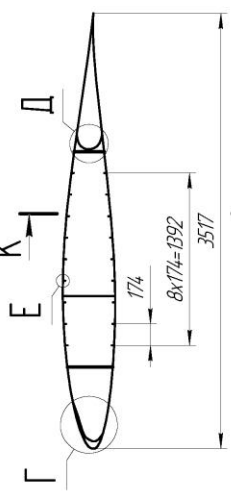
Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №

Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №	Изд. №
МК 196.0000-0000 КСЦ									
КСЦ									
Изд. № 196-00-1									
Изд. № 196-00-1									

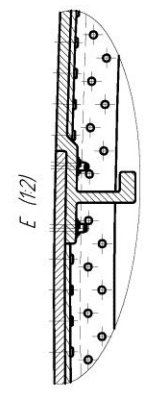
МК.196.2000-0000 КС

А-А (1:25)

Б-Б (1:25)



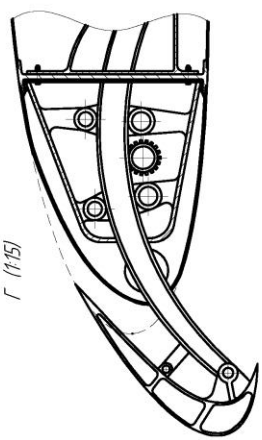
К-К (1:2)



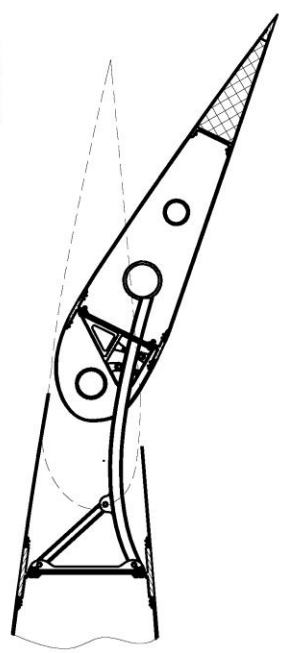
К-К (1:2)



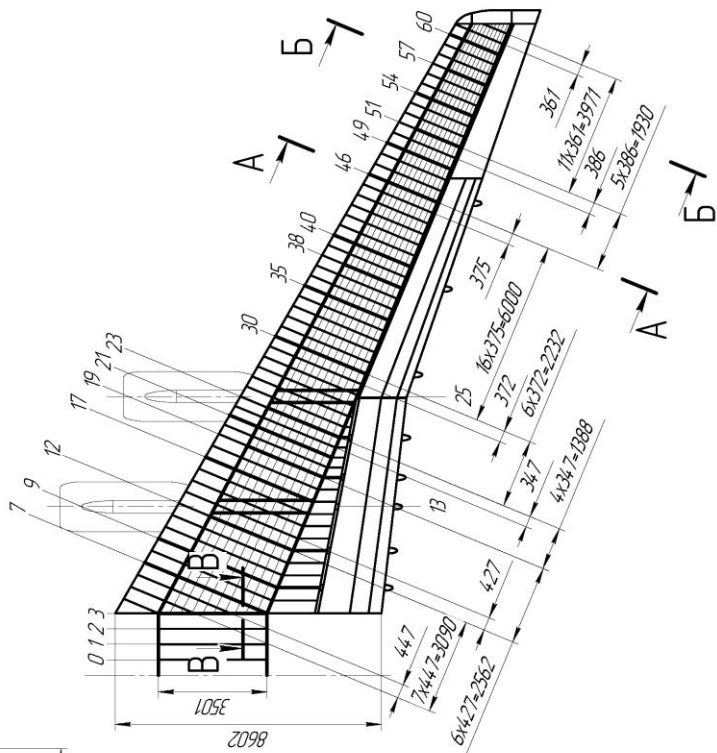
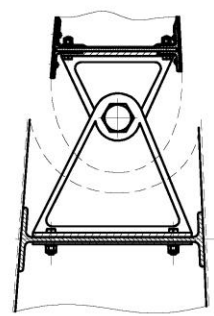
Е (1:2)



Д (1:15)



И (1:15)



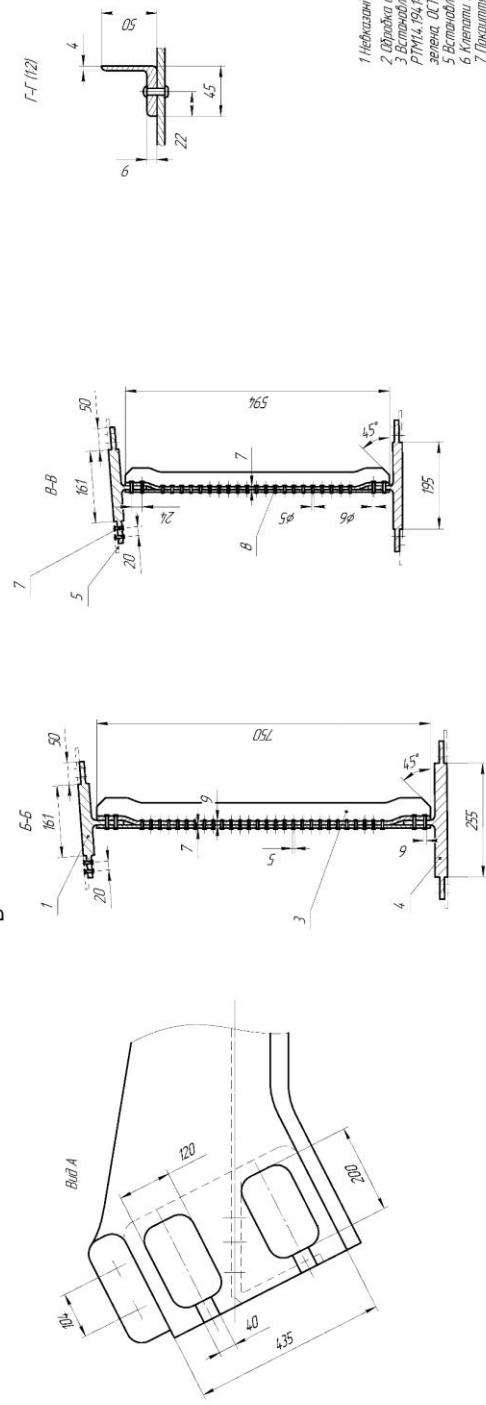
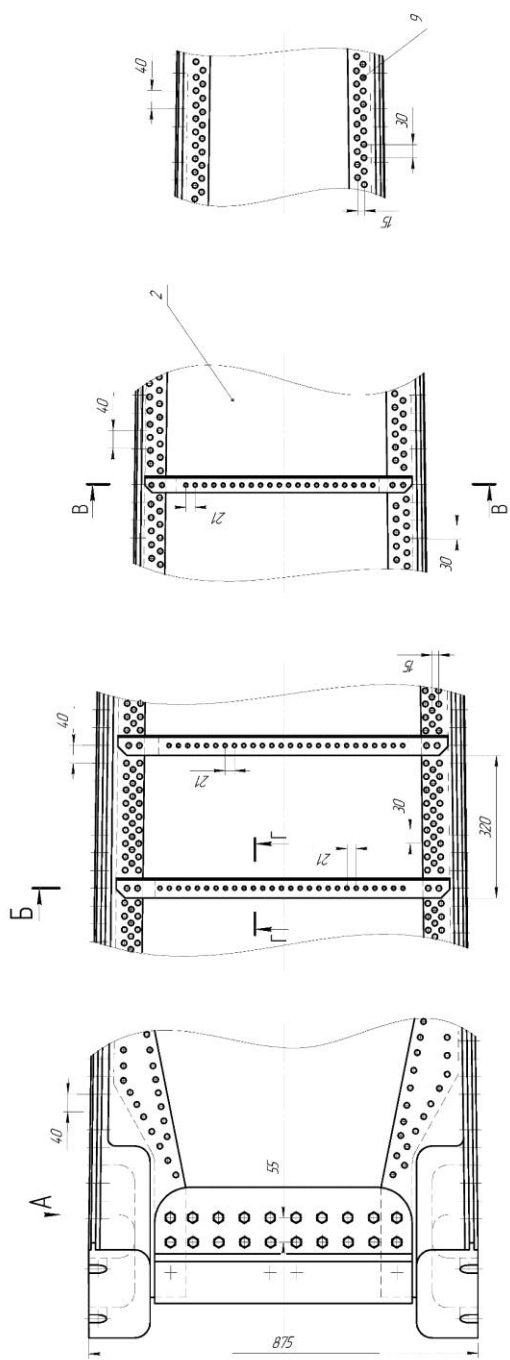
Исполн.	Масштаб	№ докум.	Итого	МК.196.2000-0000 КС
Провер.	Лист	№ листа	№ листа	КОНОСОЛЬ КРУПНО
Утвержд.	Дата	№ докум.	№ докум.	КС
Исполн.	Дата	№ докум.	№ докум.	МК.196-1/В-1
Провер.	Дата	№ докум.	№ докум.	
Утвержд.	Дата	№ докум.	№ докум.	
Исполн.	Дата	№ докум.	№ докум.	
Провер.	Дата	№ докум.	№ докум.	
Утвержд.	Дата	№ докум.	№ докум.	

Формат А2

Конструктор

Имя и № докум.	Имя и № докум.	Имя и № докум.	Имя и № докум.	Имя и № докум.

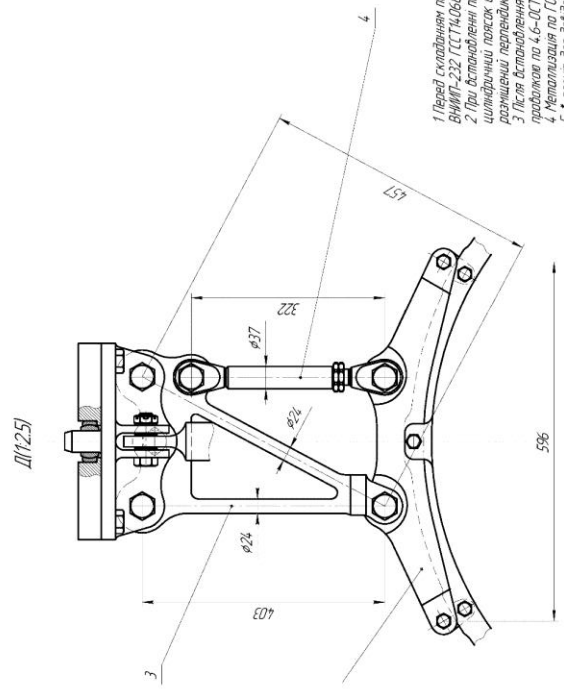
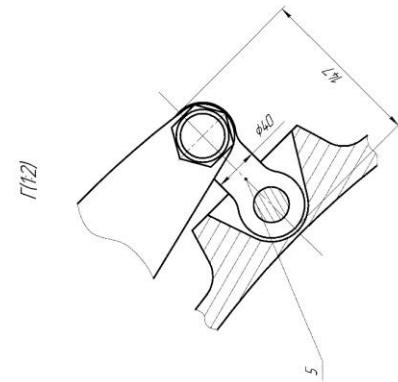
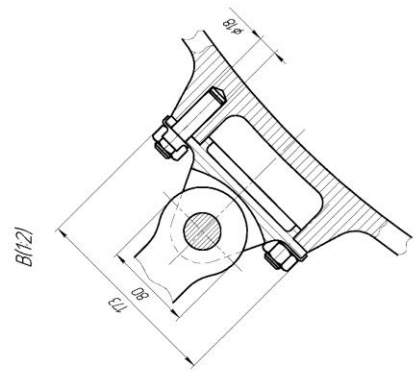
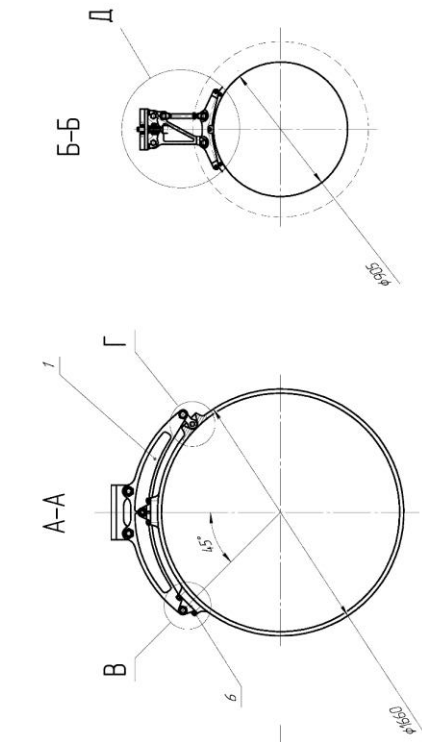
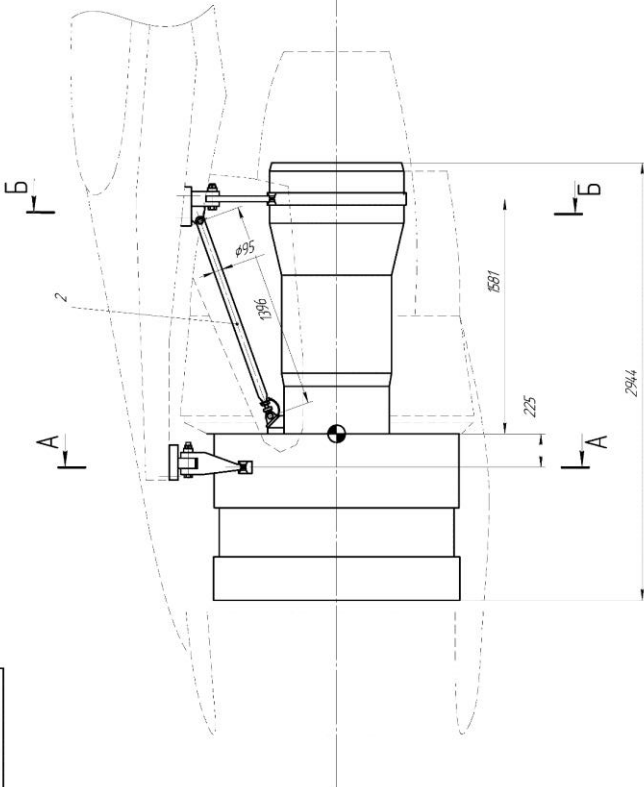
МК 196.2012-0000



- 1 Невказані з'явичні діаметри розмірів за ОСТ 100022-80.
- 2 Обробка отворів під діючі по Н7^{h7}.
- 3 Встановлення діючої на сторону з'єднанні ЗП-0215 по РП114.194.185.
- 4 Поверхня золотої зварючої ЗП-140 термо-зв'язки ОСТ 150055-85.
- 5 Встановлення діючої по кресленню.
- 6 Клейати по інструкції ПІ-412-90.Х і ПІ-24.9-78.
- 7 Поверхня золотої діючої зварючої частини після склеювання – етаж ЗП-140.73 термо-зв'язки ОСТ 150055-85.
- 8 Гострі краї всіх деталей скрутити R0,5.
- 9 Гвинтики У-3015Е-5.

МК 196.2012-0000		Перевірці / Личкворон		Крило	
Вид	Вид	Вид	Вид	Вид	Вид
1	2	3	4	5	6
1	2	3	4	5	6
МК 196-198-1					
Серія АІ					

МК 196.64.00-0000



- 1 Перед складанням посадочні місця змастити змазкою ВМГП-232 ГІТ 14-066-79
- 2 При встановленні підкос слід дотримувати за тим шоб центральний підкос сферичного кільця підшипника був розташований перпендикулярно осі підкоса.
- 3 Після встановлення обв'язки контрольні підкоси контролюються по 4-6-02 ГІТ 13502-17
- 4 Металізація по ГІТ 11902-61
- 5 - розмір для обробки

МК 196.64.00-0000		Кресло	Лист
Система кріплення обв'язки		15	1
Вид	Розмір	Лист	Лист
Масштаб	Матеріал	1:1	1:1
Висота	Ширина	196	64
Глибина	Довжина	400	100
Вага	Об'єм	0,1	0,1
Середня ціна	Середня ціна за одиницю	196	64

Формат	Зона	Поз.	Обозначение	Наименование	Кол.	Примечание																																							
<u>Документація</u>																																													
A1			МК.196.6400-0000	Система кріплення двигуна																																									
	<u>Деталі</u>																																												
		1	МК.196.6400-0101	Траверса	1	B95																																							
		2	МК.196.6400-0102	Штанга	1	B95																																							
		3	МК.196.6400-0103	Кронштейн	1	B95																																							
		4	МК.196.6400-0104	Підкос	2	B95																																							
		5	МК.196.6400-0105	Серьга	1	B95																																							
		6	МК.196.6400-0106	Кронштейн	1	30ХГСА																																							
	7	МК.196.6400-0107	Траверса																																										
<u>Стандартні вироби</u>																																													
	8		Підшипник 306 ГОСТ 34 78-79	5																																									
	9		Болт М6-6dх60.58 ГОСТ 7998-70	14																																									
	10		Болт М8-6d162.60 ГОСТ 7998-74	8																																									
	11		Болт М16х1.5-6dх62.60 ГОСТ 7998-62	8																																									
	12		Болт М12х1.25-6d50-51 ГОСТ 7996-86	8																																									
	13		Гайка 7003-0271 ГОСТ 14 721-69	14																																									
	14		Гайка М8-6Н.5 ГОСТ 14 721-69	8	Сталь 40Х																																								
	15		Гайка М16х1.25-6Н.5 ГОСТ 5922-73	8																																									
	16		Гайка М12х1.25-6Н.5 ГОСТ 5927-73	8																																									
	17		Шайба 7019-0630 ГОСТ 14 734-69	14	Сталь 10																																								
	18		Шайба 10.01.016 ГОСТ 13763-77	24	Сталь 65																																								
	19		Шпилька 5х28.3.036 ГОСТ 397-79	24																																									
	20		Підшипник сферичний	1																																									
<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td style="width: 15%;"></td> <td style="width: 15%;"></td> <td style="width: 15%;"></td> <td style="width: 15%;"></td> <td style="width: 15%;"></td> <td style="width: 15%;"></td> <td style="width: 15%;"></td> </tr> <tr> <td>Изм./Лист</td> <td>№ докум.</td> <td>Подп.</td> <td>Дата</td> <td colspan="3"></td> </tr> <tr> <td>Разраб.</td> <td>Кириленко М.В.</td> <td></td> <td></td> <td colspan="3" rowspan="2" style="text-align: center; vertical-align: middle;">Система кріплення двигуна</td> </tr> <tr> <td>Проб.</td> <td>Рядков В.І.</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>Н.контр.</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td style="text-align: center;">Лит.</td> <td style="text-align: center;">Лист</td> <td style="text-align: center;">Листов</td> </tr> <tr> <td>Утв.</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td style="text-align: center;">ХАІ зр. 196-ЛВ-1</td> <td style="text-align: center;">1</td> <td style="text-align: center;">2</td> </tr> </table>														Изм./Лист	№ докум.	Подп.	Дата				Разраб.	Кириленко М.В.			Система кріплення двигуна			Проб.	Рядков В.І.			Н.контр.				Лит.	Лист	Листов	Утв.				ХАІ зр. 196-ЛВ-1	1	2
Изм./Лист	№ докум.	Подп.	Дата																																										
Разраб.	Кириленко М.В.			Система кріплення двигуна																																									
Проб.	Рядков В.І.																																												
Н.контр.				Лит.	Лист	Листов																																							
Утв.				ХАІ зр. 196-ЛВ-1	1	2																																							
Копіював																																													
Формат А4																																													

