

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка до дипломного проекту

(тип кваліфікаційної роботи)

магістр

(освітній ступінь)

на тему; Інтегроване проектування легкого, багатоцільового, турбогвинтового літака місцевих авіаліній "КВ-100"

ХАІ.103.160.24О.134.1801007 ПЗ

Виконав: студент 6 курсу групи №160

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

Козьменко В. Ю.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Бабушкін О. А.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Костенко О. І.

(прізвище й ініціали)

Харків – 2024

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

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доц. _____ Сергій Трубаєв

“ _____ ” _____ 2023__ року

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

_____ Козьменка Владислава Юрійовича _____

(прізвище, ім'я, та по батькові)

1 Тема кваліфікаційної роботи _____ Інтегроване проектування легкого, багатоцільового, турбогвинтового літака місцевих авіаліній "КВ-100" _____

керівник кваліфікаційної роботи _____ Бабушкін Олександр Анатолійович, к.т.н., доцент каф. 103 _____

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

затверджені наказом Університету № 2036-уч від «23» листопада 2023__ року

2 Термін подання студентом кваліфікаційної роботи _____ 17 січня 2024 року _____

3 Вихідні дані до роботи _____ $L = 2100$ км, $V_{max} = 420$ км/год, $H_{ст} = 6,89$ км, $n_{пас} = 17$ пас, або $m_{ц.п.} = 2040$ кг, $R = 40\ 000$ льотних годин. _____

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

РЕФЕРАТ

1 Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

- 1.1.1 Розробка концепції створення проектного літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик.
- 1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.
- 1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.
- 1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.
- 1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.
- 1.1.6 Геометричні розміри основних агрегатів літака
- 1.1.7 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу
- 1.1.8 Стандартна специфікація проектного літака.
- 1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака
 - 1.2.1 Визначення лобового опору проектного літака.
 - 1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра крила літака, аеродинамічна як-ість літака.
 - 1.2.3 Вплив проектних параметрів літака на його аеродинамічні й масові характеристики
- 1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання проектного літака
 - 1.3.1 Розробка майстер-геометрії агрегату.
 - 1.3.2 Визначення навантажень, діючих на елерон
 - 1.3.3 Проектувальні розрахунки елементів лонжерона , проектування елементів посилених нервюр, кронштейна навішування елерона
 - 1.3.4 Проектування поясів лонжерона
 - 1.3.5 Проектування стінки лонжерона і нервюр
- 1.4 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання однієї з систем літака
 - 1.4.1 Проектування конфігурації літака.
 - 1.4.2 Проектування і моделювання керування носового стояку шасі

2 Технологічний розділ

2.1 Розробка технології виготовлення агрегату літака носку нервюри крила літака а типу Ан-72

2.1.1 Технічний опис конструкції носика нервюри крила літака типу Ан-72

2.1.2 Технічні умови на виготовлення носика носка нервюри літака Ан-72

2.1.3 Оцінка технологічності конструкції панелі/вузла.

2.1.4 Вибір оптимальної схеми складання та ув'язування заготівельної та складальної оснастки на основі точнісних та економічних розрахунків.

2.1.5 Схема базування складових частин вузла

2.2 Розробка робочої технологічної документації на складальні роботи

2.2.1 Проектування робочого технологічного процесу складання в маршрутному та операційному опису. Вибір обладнання, устаткування, інструменту.

2.2.2 Нормування операцій технологічного процесу, укрупнене нормування решти операцій.

2.3 Проектування засобів технологічного оснащення складальних робіт.

2.3.1 Вибір схеми та компоновки складального пристрою.

2.3.2 ТУ на монтаж складального пристрою

2.3.3 Розробка укрупненого технологічного процесу монтажу складального пристрою.

2.3.4 Планування робочого місця

3 Економічний розділ

3.1 Розрахунок дослідно-конструкторського бюро (ДКБ)

3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво ЛА, прибутку та ціни літака і двигуна

3.2.1 Розрахунок виробничої вартості ЛА

3.2.2 Розрахунок собівартості літака

3.2.3 Розрахунок прибутку і ціни літака без двигунів

3.2.4 Розрахунок вартості літака з двигунами

3.2.5 Висновки

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ІНФОРМАЦІЇ

ДОДАТОК А

ДОДАТОК Б

ДОДАТОК В

ДОДАТОК Г

ДОДАТОК Д

Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1. Конструкторський розділ	<u>Бабушкін О. А.</u> канд. техн. наук, доцент каф. 103	23.11.23	17.01.24
2. Технологічний розділ	Мойорова К. В. канд. техн. наук, зав. каф.	23.11.23	17.01.24
3. Економічний розділ	<u>Бабушкін О. А.</u> канд. техн. наук, доцент каф. 103	23.11.23	17.01.24

Нормоконтроль _____ Олександр БАБУШКІН « 17 » січня 2024 р.
(підпис) (ім'я та прізвище)

Дата видачі завдання « 23 » листопада 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ	15.01.2024	
2.	Технологічний розділ	15.01.2024	
3.	Економічний розділ	17.01.2024	

Здобувач

_____ (підпис)

В. Ю. Козьменко

_____ (ініціали та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

_____ (підпис)

О.А. Бабушкін

_____ (ініціали та прізвище)

РЕФЕРАТ

Дипломний проект магістра містить: (97) сторінок , (41) рисунків, (8) таблиць, (5) додатків.

ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ БЛИЖНЬОМАГІСТАЛЬНИЙ ЛІТАК, ЗАГАЛЬНИЙ ВИД ЛІТАКА, КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВА СХЕМА, ЕЛЕРОН, ФЮЗЕЛЯЖ. МАЙСТЕР АГРЕГАТ, ЗД МОДЕЛЬ, ШАСІ.

Об'єкт дослідження – легкий, багатоцільовий, турбогвинтовий літак місцевих авіаліній дальністю 2100 км.

Мета роботи – визначення параметрів легкого, багатоцільового турбогвинтового літака місцевих авіаліній в трьох приближеннях, проектування агрегатів літака, розрахунок економічних показників .

Метод дослідження – статистичний, розрахунковий.

Спроектовано легкий, багатоцільовий турбогвинтовий літак місцевих авіаліній та отримали такі характеристики: дальність 2100 км, кількість пасажирів 17, крейсерська швидкість 310 км/год.

Зміст

РЕФЕРАТ	1
1 Конструкторський розділ.....	9
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака.....	9
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	9
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.	10
1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.	11
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.	20
1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.	26
1.1.6 Розрахунок маси літака в першому наближенні.....	27
1.1.7 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу	30
1.1.8 Геометричні розміри основних агрегатів літака.....	33
1.1.9 Стандартна специфікація проектованого літака.....	33
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака.....	35
1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака.	35
1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра крила літака, аеродинамічна якість літака.	36
1.2.3 Вплив проектних параметрів літака на його аеродинамічні й масові характеристики	39
1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання проектованого літака	40

1.3.1	Розробка майстер-геометрії агрегату.....	40
1.3.2	Визначення навантажень, діючих на елерон.....	45
1.3.3	Проектувальні розрахунки елементів лонжерона , проектування елементів посилених нервюр, кронштейна навішування елерона.....	46
1.3.4	Проектування поясів лонжерона	47
1.3.5	Проектування стінки лонжерона і нервюр.....	49
1.4	Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання однієї з систем літака	54
1.4.1	Проектування конфігурації літака.	54
1.4.2	Проектування і моделювання керування носового стояку шасі.....	61
2	Технологічний розділ.....	64
2.1	Розробка технології виготовлення агрегату літака носку нервюри крила літака а типу Ан-72.....	64
2.1.1	Технічний опис конструкції носика нервюри крила літака типу Ан-72	64
2.1.2	Технічні умови на виготовлення носика носка нервюри літака Ан-72	65
2.1.3	Оцінка технологічності конструкції панелі/вузла.	66
2.1.4	Вибір оптимальної схеми складання та ув'язування заготівельної та складальної оснастки на основі точнісних та економічних розрахунків.	67
2.1.5	Схема базування складових частин вузла	68
2.2	Розробка робочої технологічної документації на складальні роботи	69
2.2.1	Проектування робочого технологічного процесу складання в маршрутному та операційному опису. Вибір обладнання, устаткування, інструменту.	69

2.2.2 Нормування операцій технологічного процесу, укрупнене нормування решти операцій.....	70
2.3 Проектування засобів технологічного оснащення складальних робіт..	73
2.3.1 Вибір схеми та компоновки складального пристрою.	73
2.3.2 ТУ на монтаж складального пристрою.....	75
2.3.3 Розробка укрупненого технологічного процесу монтажу складального пристрою.	76
2.3.4 Планування робочого місця.....	77
3 Економічний розділ.....	79
3.1 Розрахунок дослідно-конструкторського бюро (ДКБ).....	79
3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво ЛА, прибутку та ціни літака і двигуна	80
3.2.1 Розрахунок виробничої вартості ЛА.....	80
3.2.2 Розрахунок собівартості літака.....	83
3.2.3 Розрахунок прибутку і ціни літака без двигунів	83
3.2.4 Розрахунок вартості літака з двигунами.....	84
3.2.5 Висновки	85
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ІНФОРМАЦІЇ	86
ДОДАТОК А.....	89
ДОДАТОК Б	91
ДОДАТОК В.....	93
ДОДАТОК Г	95
ДОДАТОК Д.....	97

ПЕРЕЛІК УМОВИХ ПОЗНАЧЕНЬ

- $V_{\text{макс}}$ – максимальна швидкість польоту, км/год;
 $V_{\text{крейс}}$ – швидкість крейсерського польоту, км/год;
 $V_{\text{взл}}$ – швидкість при відриві літака від ЗПС під час зльоту, км/год;
 $V_{\text{мін}}$ – мінімально допустима швидкість польоту, км/год;
 $H_{\text{макс}}$ - максимальна висота польоту, км;
 $H_{\text{крейс}}$ - крейсерська висота польоту, км;
 L - максимальна дальність польоту, км;
 L_c – довжина літака, м;
 L_p - Довжина розбігу літака при зльоті, м;
 $L_{\text{п}}$ - Довжина пробігу літака при посадці, м;
 $L_{\text{ф}}$ – довжина фюзеляжу, м;
 L_n - Довжина носової стійки, м;
 $L_{\text{хв}}$ – довжина хвостової частини фюзеляжу, м;
 $L_{\text{го}}$ - розмах горизонтального оперення, м;
 $L_{\text{во}}$ - розмах вертикального оперення, м;
 $n_{\text{ек}}$ – кількість членів екіпажу, чол.;
 n_p – коефіцієнт розрахункового навантаження;
 C_p – стартове значення питомої годинної витрати палива, кг/(кгс·год);
 S – площа крила, м²;
 $S_{\text{го}}$ – площа горизонтального оперення, м²;
 $S_{\text{во}}$ – площа вертикального оперення, м²;
 $S_{\text{м.ф.}}$ – площа міделевого перерізу фюзеляжу, м;
 l - розмах крила, м;
 η - звуження крила;
 λ - подовження крила;

λ_{ϕ} - подовження фюзеляжу;

$\lambda_{н.ч}$ – подовження носової частини фюзеляжу;

$\lambda_{х.ч}$ – подовження хвостової частини фюзеляжу;

$\chi_{пк}$ – кут стріловидності крила по передній кромці, град.;

D_{ϕ} – діаметр фюзеляжу, м;

ρ_0 – питоме навантаження на крило в польоті, кг/м²;

t_0 - стартова тягоозброєність;

$n_{дв}$ – кількість двигунів, прим;

$M_{макс}$ – максимальна кількість Маха;

m_0 - злітна маса літака, кг;

$m_{пор}$ - маса порожнього літака, кг;

$m_{п}$ - маса палива, кг;

$m_{кон}$ - маса конструкції, кг;

$m_{ц.н.}$ - Маса цільового комерційного навантаження, кг;

$m_{ек}$ – маса екіпажу, кг;

$m_{дв}$ – маса двигуна, кг;

\bar{m} – відносна маса корисного навантаження;

$\bar{m}_{кон}$ – відносна маса конструкції літака;

$\bar{m}_{су}$ – відносна маса силової установки;

$\bar{m}_{об.упр.}$ - Відносна маса обладнання та управління;

$\bar{m}_{кр}$ – відносна маса крила;

\bar{m}_{ϕ} – відносна маса фюзеляжу;

$\bar{m}_{оп}$ – відносна маса оперення;

$\bar{m}_{ш}$ – відносна маса шасі;

$m_{кр}$ – маса крила, кг;

m_{ϕ} - маса фюзеляжу, кг;

$m_{оп}$ – маса оперення, кг;

$m_{ш}$ – маса шасі, кг;

$m_{ош}$ – маса основного шасі, кг;

$m_{т}$ - маса палива, кг;

$m_{СУ}$ - маса силової установки, кг;

$m_{пас}$ - маса одного пасажера, кг;

$m_{баг}$ - маса багажу одного пасажера, кг;

m_i – маса вантажу, розташованого на консолі крила, кг;

b_0 – коренева хорда крила, м;

$b_{бА}$ – середня аеродинамічна хорда крила, м;

$b_{0го}$ – коренева хорда горизонтального оперення, м;

$b_{кго}$ – кінцева хорда горизонтального оперення, м;

$b_{0во}$ - коренева хорда вертикального оперення, м;

$b_{кво}$ – кінцева хорда вертикального оперення, м;

b_a в - середня аеродинамічна хорда вертикального оперення, м;

b - база шасі, м;

g – прискорення вільного падіння, м/с²;

a – винесення передньої опори, м;

B - колія шасі, м;

$\alpha_{пос.мах}$ - максимальний посадковий кут атаки, град.;

c - відносна товщина профілю крила;

$H_{ст}$ – практична стеля;

$H_{ц.м.}$ - Висота центру мас літака, м;

$P_{0дв}$ – статична тяга двигуна, кН;

$P_{0розр}$ - Розрахункова статична тяга двигуна, кН;

$Ус-та$ - підйомна сила літака, Н;

$Y_{\text{крила}}$ – підйомна сила ізольованого крила, Н;

$Y_{\text{ГО}}$ – підйомна сила ізольованого горизонтального оперення, Н;

$\gamma_{\text{дв}}$ - питома вага двигуна;

$Z_{\text{Т}}$ - координата центру мас палива, розміщеного в консолі крила, м;

$Z_{\text{дв}}$ – координата центру мас двигуна, розміщеного на консолі крила, м.

1 Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

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

Розробка концепції літака: на цьому етапі визначаються основні параметри літака, його призначення та вимоги до нього. Це включає визначення розміру, форми, ваги, потужності, вантажопідйомності та інших характеристик літака.

Проектування та розробка: це включає створення креслень, макетів і прототипів літака, а також вибір відповідних матеріалів і компонентів для його будівництва.

Будівництво та тестування: після завершення проектування літак будується та тестується, щоб переконатися, що він відповідає всім вимогам та стандартам.

Створення інфраструктури: необхідно створити інфраструктуру для обслуговування та експлуатації літака, включаючи аеропорти, ангари, обладнання та персонал.

Для досягнення характеристик літака необхідно розробити та реалізувати науково-технічну програму, яка включає наступні етапи:

Визначення цілей та завдань програми. На цьому етапі встановлюються основні цілі та завдання, які мають бути досягнуті в рамках програми.

Аналіз існуючих технологій та рішень. Проводиться аналіз існуючих технологій, які можуть бути використані для досягнення поставленої мети.

Розробка нових технологій та рішень. На основі аналізу існуючих технологій розробляються нові технології та рішення, які можуть забезпечити досягнення поставленої мети.

Тестування та оцінка нових технологій. Проводиться тестування нових технологій, щоб оцінити їх ефективність та можливість використання у реальних

умовах. Впровадження нових технологій у виробництво. Після успішного тестування нові технології впроваджуються у виробництво, що дозволяє досягти поставлених цілей та покращити характеристики літака.

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

Літак KB-100 створюється для місцевих пасажиро-транспортних перевозок.

Літак може випускатися в наступних варіантах:

- стандартний пасажирський
- вантажний
- VIP
- санітарний
- швидка медична допомога
- парашутний
- патрульний

Літак KB-100 повинен забезпечувати:

- безпеку пасажирів на всіх етапах польоту;
- мати змогу виконувати зліт та посадку на ґрунтових ЗПП;
- мати низькі затрати на виробництво;
- бути якомога простішим в експлуатації та ремонті;
- двигуни повинні мати низьку витрату палива;
- на борту повинне бути аварійно-рятувальне обладнання;
- прилади літака повинні забезпечувати відмовостійкість.

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

В подальших розрахунках параметрів літака застосовують дані з(Таблиця 1.1).

Таблиця 1.1 Зібрані дані літаків аналогів, для подальших розрахунків по ним

		L-410 UVP	C-212-M Series 300	Бе-32К	EV-55	Do.228-200	ДНС-6	Проектує- мий літак
Льотні дані	V_{max} , км/Г	457	370	510,00	450,00	428,00	314,00	420
	$V_{крейс}$, км/Г	380	354	-	400	333	278	351
	V_y , м/с	-	-	-	-	-	-	-
	$H_{ст}$, м	4300	7925	4200	8800	8500	7600	6890
	L , км	1380	2680	2050	2200	2704	1434	2100
	L_p , км	830	820	700	420	800	365	655
	$L_{пр}$, км	840	860	450	510	450	320	570
Масові дані	m_0 , кг	-	-	1640	-	1885	1171	-
	$m_{0 max}$, кг	6400	8000	7300	4600	5700	5670	6200
	$m_{пуст}$, кг	4000	3780	4900	2626	3086	3363	3625
	$n_{пас}$	18+2	25+2	16+2	9-14+2	19+2	20+2	17+2
Дані силової установки	Тип, кількість двиг.	ТВДх2	ТВДх2	ТВДх2	ТВДх2	ТВД х2	ТВД х2	ТВД х2
	$P_0(N_0)$, даН (кВт)	2x560	2x671	2x1100	2x536	2x533	2x462	2x700
Геометричні дані	S , м ²	35,18	41	32	23	32	39	33,7
	L , м	19,48	20,28	17	16,10	16,97	19,81	15,49
	L_ϕ , м	146,32	161	149,47	122	166,22	146,79	154,9
Похідні дані	p_0 , кг/м ²	164	187	228	200	178	145	180
	t_0 , кВт/кг	0,175	0,163	0,168	0,1303	0,123	0,123	0,175

Літак прототипи

Let L-410 Turbolet

Let L-410 Turbolet (Рисунок 1.1) (інші назви: Л-410, Літ-410, Турболіт, Чебурашка) - легкий багатоцільовий двомоторний літак для місцевих повітряних ліній (МВЛ). Він був розроблений в 1966-1967 роках конструкторським бюро чехословацького авіаційного заводу Let Kunovice (нині завод Czech Aircraft Industries). Призначений для експлуатації на непідготовленому ґрунті, траві, снігових майданчиках, а також на аеродромах з короткими злітно-посадковими смугами. Здатний перевозити до 19 пасажирів або 1800 кг вантажу на відстань до 1500 км. Використовує американські двигуни GE H80-200 (GE Aviation Czech s.r.o.), після завершення сертифікації російського турбогвинтового двигуна ВК-800 (ВАТ «Уральський завод цивільної авіації» та ВАТ «ОДК-Клімов») [2].

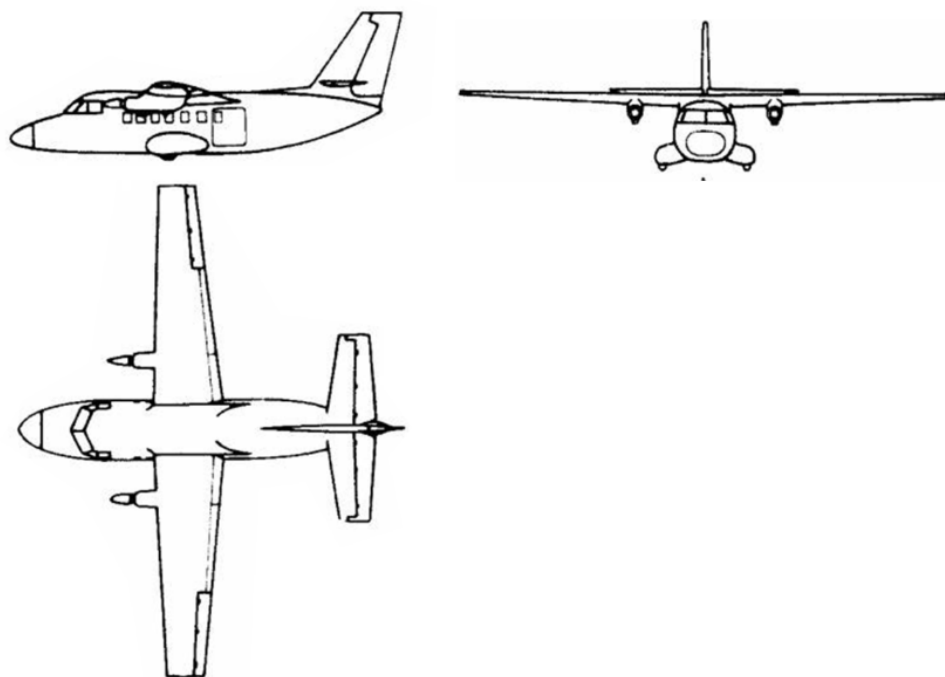


Рисунок 1.1 — Схема літака Let L-410 Turbolet

CASA C-212 Aviocar

CASA C-212 Aviocar - це турбогвинтовий з двигуном STOL середній вантажний літак, розроблений і побудований CASA в Іспанії для цивільного та військового використання (Рисунок 1.1.2).

Наприкінці 1960-х років ВПС Іспанії все ще експлуатували низку застарілих поршневих транспортних засобів, включаючи тримоторний Junkers Ju 52 і двомоторний Douglas C-47. Щоб задовольнити потреби ВПС Іспанії в модернізації транспортних сил, CASA запропонувала C-212, двомоторний 18-місний транспортний літак, здатний виконувати різноманітні військові функції, включаючи перевезення пасажирів, санітарну авіацію та десантну службу. а також підходить для цивільного використання. У 2010 Airbus Military оголосила, що більше не може дозволити собі виробляти C-212 в Європі, і після скорочення виробництва в Севільї до чотирьох за два роки останній C-212, вироблений в Іспанії, був екстрадований наприкінці грудня 2012 року В'єтнамська морська поліція. За 42 роки було виготовлено 477 літаків для 92 операторів [3].

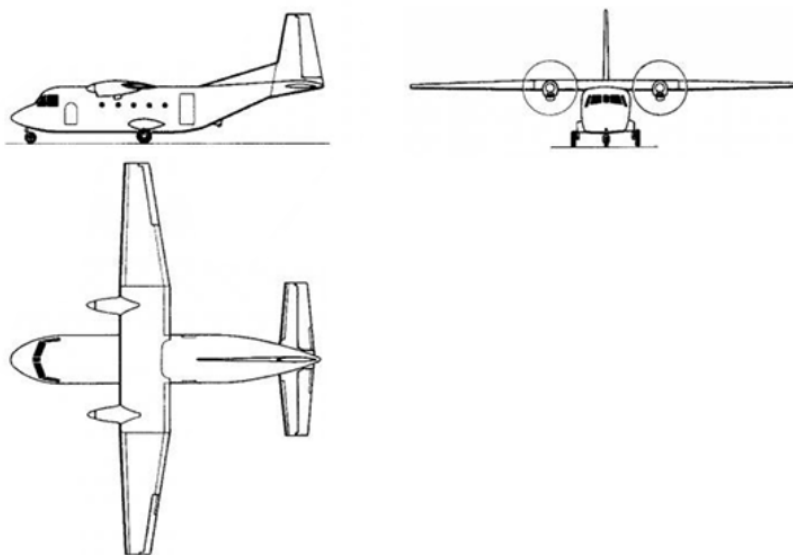


Рисунок 1.2 – Схема літка CASA C-212 Aviocar

Бе-32

Бе-32 (Рисунок 1.3) - багатоцільовий літальний апарат, призначений для виконання різноманітних пасажирських, транспортних, санітарних та адміністративних завдань. Також були розроблені варіанти літаків для підготовки десантників і охорони лісових масивів. Головний конструктор Бе-32 – Микола Лавро. Бе-32 є модернізацією пасажирсько-транспортного літака Бе-30. Перш за все, змінилося внутрішнє планування. Пасажирський салон тепер вміщував до 17 місць. Літак був випущений у вантажопасажирському варіанті з великими вантажними дверима. Як і його попередник, Бе-32 є суцільнометалевим монопланом з високорозташованим крилом і однокілевим оперенням.

Двигун літака складається з двох турбогвинтових двигунів ТВД-20 з пусковою потужністю 1375 к.с. з [4].

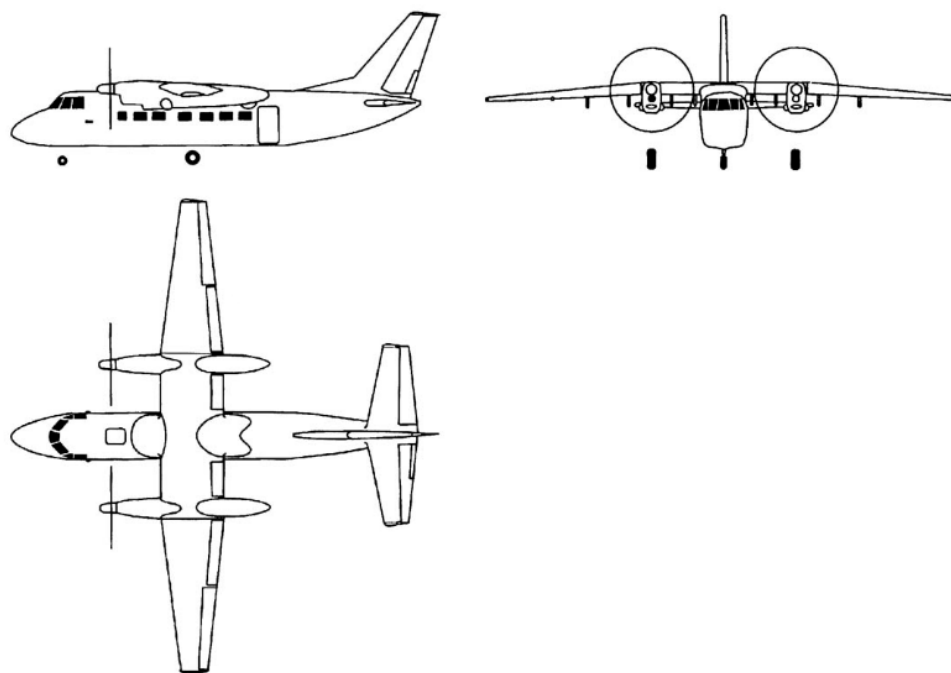


Рисунок 1.3 – Схема літка Бе-32

EV-55 Outback

EV-55 Outback — чеський легкий багатоцільовий літак короткого зльоту і посадки. Розробляється виробником літаків Evektor як інтеграційний проект чеської авіаційної промисловості за підтримки Міністерства промисловості і торгівлі Чехії в програмах Impuls і Tandem (Рисунок 1.4).

EV-55 Outback — це двомоторний турбогвинтовий літак із високим крилом, призначений для перевезення від 9 до 14 пасажирів або до 4000 фунтів (1824 кг) вантажу. Літак поставляється в трьох варіантах комплектації салону: пасажирський, вантажний і комбінований салон (комбінований вантажний відсік у передній частині та пасажирські крісла в задній частині салону). Літак планується випускати в декількох модифікаціях. У пасажирській версії незабаром на борту зможуть розміститися до чотирнадцяти осіб.

Другий варіант компонування салону передбачає дев'ять місць для пасажирів і багажне відділення об'ємом 3,20 кубометра, в яке можна завантажити до 1824 кг багажу. Характеристики цього літака дозволяють використовувати його на коротких ґрунтових злітно-посадкових смугах і високогірних аеродромах. Універсальність, універсальність використання, висока продуктивність і низькі витрати на обслуговування роблять EV-55 Outback особливо цінним для операторів на ринку комунальних перевезень. Літак в першу чергу призначений для авіакомпаній з Південної Америки, Африки та Азії, де транспортна інфраструктура розвинена слабо. EV-55 Outback може успішно конкурувати з одномоторними турбогвинтовими літаками, що випускаються нині. Важливими сферами застосування EV-55 Outback також є військові та рятувальні місії, в тому числі гуманітарні [5].

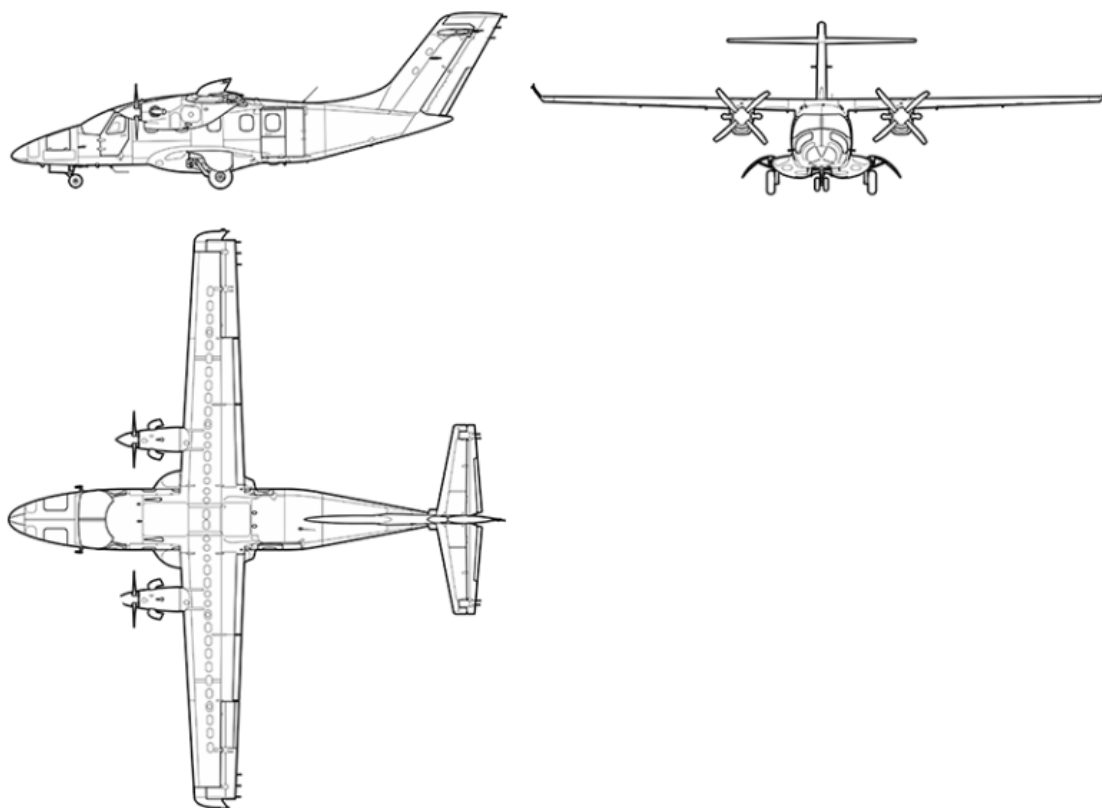


Рисунок 1.4 – Схема літка EV-55 Outback

Do.228-200

Перший політ літака До.228-100 (з двигунами ТРЕ331-5 потужністю 715 к.с.) відбувся 28 березня 1981 р. (Рисунок. 1.5). У грудні 1981 року літак був зареєстрований у Німеччині. Випробування експериментальної версії Do.228-200 почалися в травні 1981 року, а у вересні 1982 року вона була сертифікована для Німеччини. Поставки почалися в лютому 1982 року (варіант Do.228-100) і в кінці 1982 року (варіант Do.228-200). Окрім пасажирських перевезень, літаки Do.228 використовуються як вантажні, адміністративні, медичні, навчальні та патрульні, а також для аерофотозйомки, картографування та моніторингу навколишнього середовища. У листопаді 1983 року було підписано угоду з компанією HAL на

ліцензійне виробництво літака в Індії; Всього було побудовано близько 150 літаків. На основі оригінальних варіантів були розроблені різні модифікації, що відрізняються підвищеними злітними вагами і складом обладнання.

Після того, як у 1996 році компанію Dornier придбала американська компанія Fairchild Aircraft, літак випускався під назвою Fairchild-Dornier 228-212. Крім цивільної авіації, є варіанти військового використання. Серед них морський патрульний літак для контролю економічної зони, оснащений пошуковим радаром, приладами нічного бачення та навігаційною системою «Омега»; літак радіоелектронної розвідки; легкий військово-транспортний літак, здатний перевозити 17-22 десантника [6].

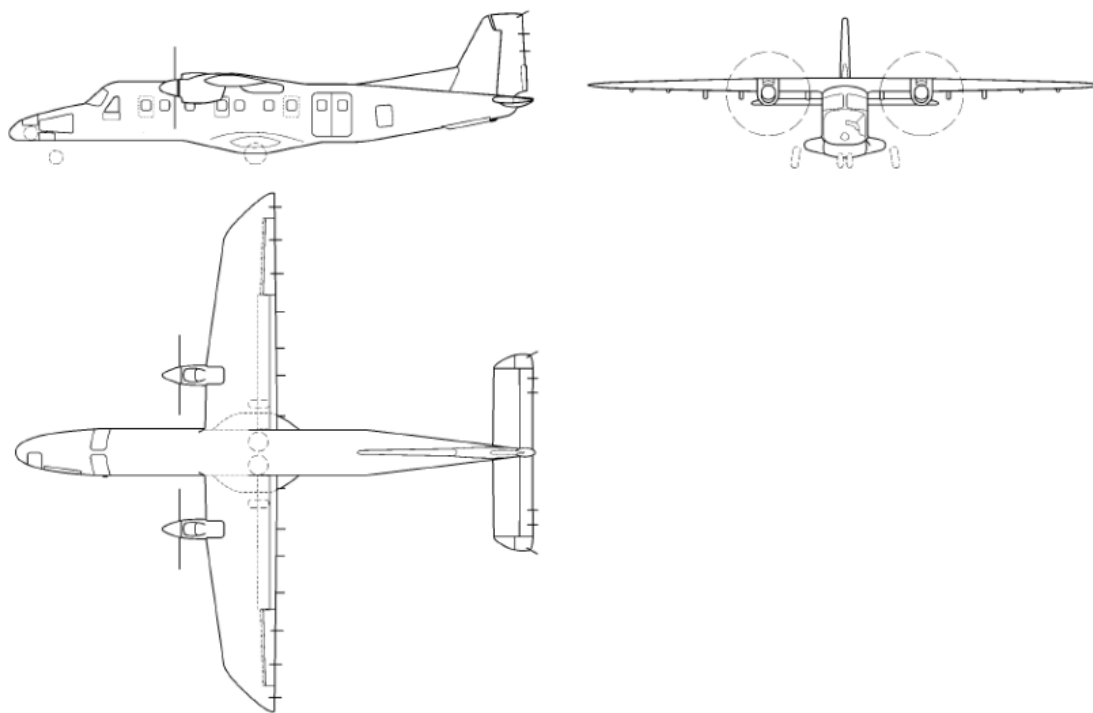


Рисунок 1.5 – Схема літка Do.228-200

DHC-6

De Havilland Canada DHC-6 Twin Otter (англ. de Havilland Canada DHC-6 Twin Otter) — двадцятимісний турбогвинтовий пасажирський літак з укороченим зльотом і посадкою, розроблений канадським підрозділом компанії de Havilland (Рисунок 1.6). . . Підходить для польотів з непередбачених наземних майданчиків, зазвичай використовується на короткомагістральних рейсах, на аеродромах з короткими злітно-посадковими смугами та в експедиційних умовах. Перший літак прийнятий на озброєння в 1966 році. Серійне виробництво здійснювалося компанією de Havilland Canada і тривало до 1988 року. У 2007 році виробництво літаків було відновлено канадським авіабудівником Viking Air. Перші літаки нової модифікації серії 400 були передані замовнику в 2010 році [7].

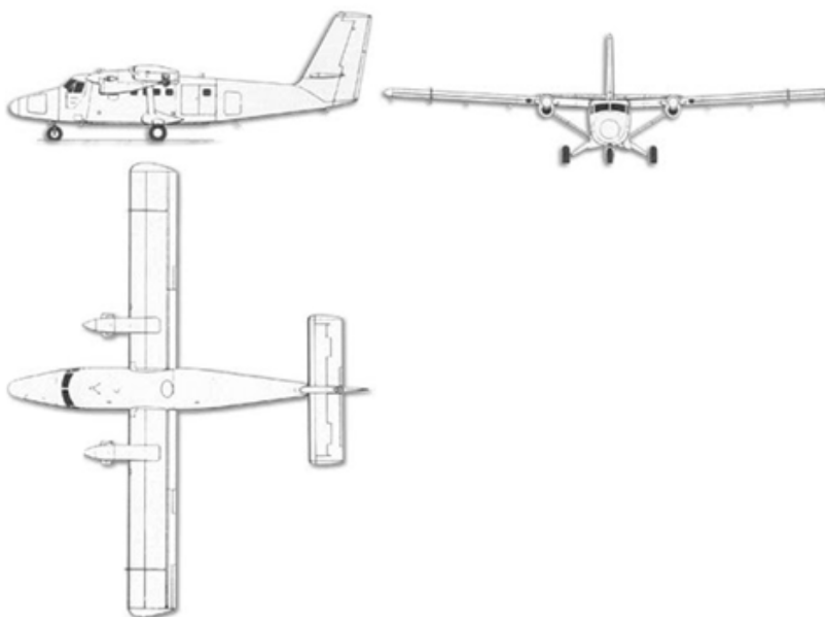


Рисунок 1.6 – Схема літка DHC-6

Отримані статистичні данні для подальших розрахунків заносять до таблиці 1.1:

Вибір основних відносних початкових параметрів літака

Таблиця 1.2 Тактико – технічні вимоги до літака

L км	$n_{ек}$	$V_{макс}$, км/ГОД	$V_{крейс}$, км/ГОД	$H_{ст}$, км	$n_{пас}$
2100	2	420	351	6,89	17

Таблиця 1.3– Основні геометричні параметри літака

λ	χ	η	\bar{c}	\bar{b}_3	λ_ϕ	D_ϕ	
10,7	2,4	1,73	0,12	0,25	7,5	1,94 м	14,4 м

$\bar{S}_{го}$	$\bar{S}_{во}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi_{го}$	$\chi_{во}$	$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
0,27	0,29	5,8	1,5	8,4	35	0,1	0,08	1,5	2,3

1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.

В проєктованому літаку обрана нормальна аеродинамічна схема тому, що за статистичною вибіркою переважає саме така схема, а також має такі переваги:

1. Краща повздовжня рівновага та керованість на всіх режимах польоту
2. Майже всі пасажирські та транспортні літаки мають таку схему
3. Має найбільший розбіг допустимих центрувань серед всіх аеродинамічних схем.

Переваги високого розташування крила:

1. Спрощує і пришвидшує завантаження вантажу літака.
2. Знижує вірогідність пошкодження літака при зльоті.
3. Можливість посадки на необлаштованих злітно-посадкових полос.
4. Покращена повздовжня стійкість літака.
5. Краща оглядовість в нижній півсфері, що полегшує можливості пілота в керуванні.

Вибір КСС крила

Крило є одним з основних компонентів літака, що забезпечує підйомну силу, необхідну для польоту

Конструктивно-силова схема лонжеронного крила літака включає наступні елементи:

Лонжерони: забезпечують основну міцність та жорсткість конструкції крила. Вони можуть бути металевими, композитними чи змішаними.

Нервюри: створюють форму крила та розподіляють навантаження на лонжерони. Вони можуть бути виконані з металу, композитних матеріалів чи вуглепластику.

Крило літака, що проектується є лонжеронним і має два лонжерони та набір нервюр з 30 штук, які розташовані на відстані 300мм.

Для досягнення оптимальної конструктивно-силової схеми крила фахівці застосовують принцип умовного лонжерона, при якому ширина поясу становить 0,6 хорди крила в розрахунковому перерізі.

Визначення товщини поясу умовного лонжерону відбувається з використанням наступної формули:

$$\delta_y = \frac{(p \cdot S \cdot z_A - \sum(2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i) - m_{кр} \cdot g \cdot z_A) \cdot n^p}{0.96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \sigma_p}$$

де $p_0 = 1765 \text{ Н/м}^2$ – питоме навантаження на крило під час зльоту;

$S = 34,25 \text{ м}^2$ – площа крила;

$Z_A = 4,35 \text{ м}$ – координата середньої аеродинамічної хорди від поздовжньої осі літака за розмахом крила;

m_i - маса вантажу, розташованого на крилі;

$m_{п}=471,5 \text{ кг}$; $m_{дв}=250 \text{ кг}$;

$g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – прискорення вільного падіння;

Z_i – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від поздовжньої осі літака за розмахом крила;

$Z_{п} = 4,35 \text{ м}$; $Z_{дв} = 2,77 \text{ м}$;

$n^p=4$ - коефіцієнт розрахункового навантаження [1];

$m_{кр} = 4990 \text{ кг}$ – маса крила;

$\bar{c} = 0,18$ – відносна товщина профілю крила;

$b_0 = 2,27 \text{ м}$ - коренева хорда крила;

$\sigma_p = 0,8 \cdot \sigma_{в} = 0,8 \cdot 435 = 348 \text{ МПа}$ - руйнівна напруга матеріалу

пояси лонжерону алюмінієвого сплаву Д16Т.

Проводяться розрахунки товщини умовного поясу:

$$\delta_y = \frac{(1765 \cdot 34,25 \cdot 4,35 - ((2 \cdot 716,4 \cdot 9,81 \cdot 4,35) + (2 \cdot 716 \cdot 9,81 \cdot z_i)) - 200 \cdot g \cdot 4,35) \cdot 4}{0,96 \cdot 0,18 \cdot 2,27^2 \cdot 348} = 2,309 \text{ мм}$$

При $\delta_y = 2 \dots 3,5$ мм вибирають клас лонжеронних крил працюючих на нормальне напруження з обшивкою, підкріпленою стрінгерами. Обшивка повинна підкріплюватися стрінгерами та нервюрами з кроком 250...300 мм.

Вибір КСС фюзеляжу

Щоб вибрати конструктивно-силову схему фюзеляжу літака, необхідно враховувати кілька факторів, таких як призначення літака, його розмір, вага та швидкість. Наприклад, для пасажирських літаків часто використовується монококова конструкція фюзеляжу, яка забезпечує високу міцність та жорсткість за мінімальної ваги. В процесі проектування необхідно враховувати такі рекомендації:

- Щоб забезпечити оптимальне функціонування, важливо рівномірно розподіляти зусилля на елементи каркаса по всій поверхні обшивки фюзеляжу.
- Важливо передавати зовнішні навантаження, що виникають від двигунів, оперення, крил і шасі окремими елементами каркаса, таким чином, щоб вони були максимально спрямовані паралельно цим навантаженням.

КСС фюзеляжу складається з 32 шпангоутів, з яких 10 посилені.

Шпангоути 17,19 - посилені і слугують кріплення центроплану крила. Від 7 до 27 шпангоута знаходиться герметичний відсік. Від 11 по 13 шпангоут розташовується виріз для дверей №1, а від 21 до 23 виріз для дверей №2. В носовій частині фюзеляжу знаходяться вирізи для прибирання носової опори шасі та багажу (опціонально). Вирізи ілюмінаторів. Ілюмінатори у літаку потрібні для забезпечення пасажирів огляду під час польоту. Крім того, ілюмінатори відіграють важливу роль у забезпеченні безпеки, оскільки вони дозволяють екіпажу спостерігати за навколишнім середовищем та швидко реагувати на можливі загрози. Вони також

можуть бути використані для навігації, якщо літак обладнаний відповідними приладами.

КСС фюзеляжу продемонстровано на (Рисунок 1.7)

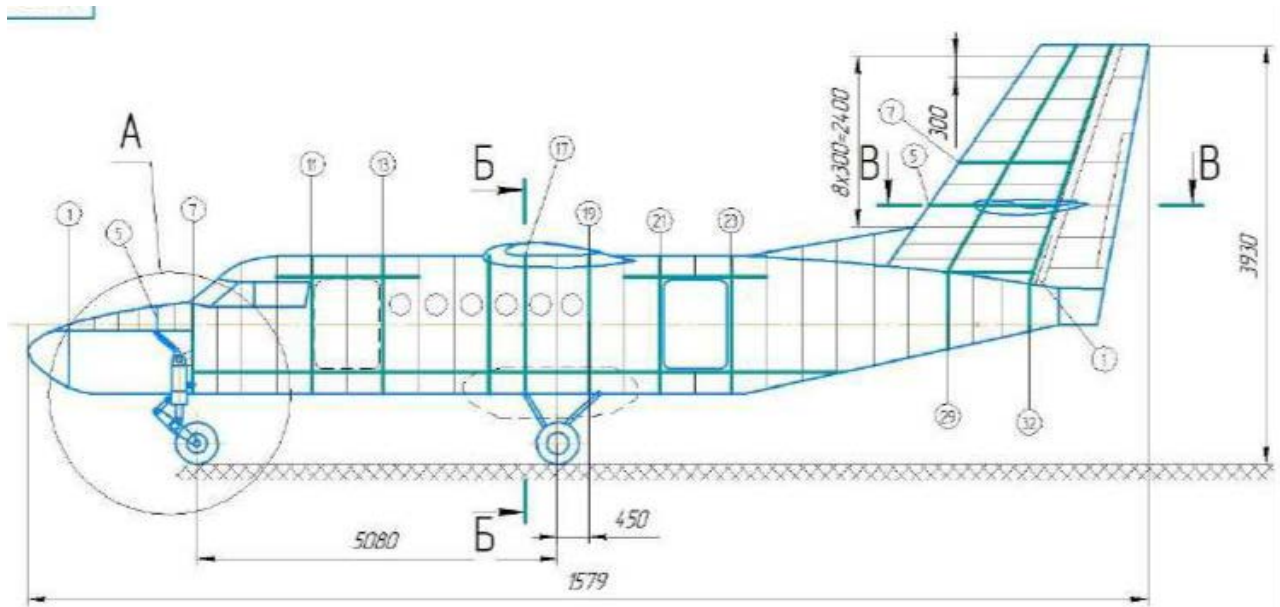


Рисунок 1.7 — Коструктивно-силова схема фюзеляжу.

Вибір конструктивно-силової схеми горизонтального оперення

Щоб запобігти відшарування та видалити ГО з відповідної реактивної зони, оперення міститься в середині кіля. Винесення горизонтального оперення на середину кіля в літаку може покращити керованість та стійкість на малих швидкостях. Це також може зменшити лобовий опір та збільшити дальність польоту.

Консоль агрегату має 11 нервюр з кроком в 300мм. ГО має кронштейни навішування руля висоти. Консоль ГО має два лонжерони та посилені нервюри геометрія агрегату показана на (Рисунок 1.8)

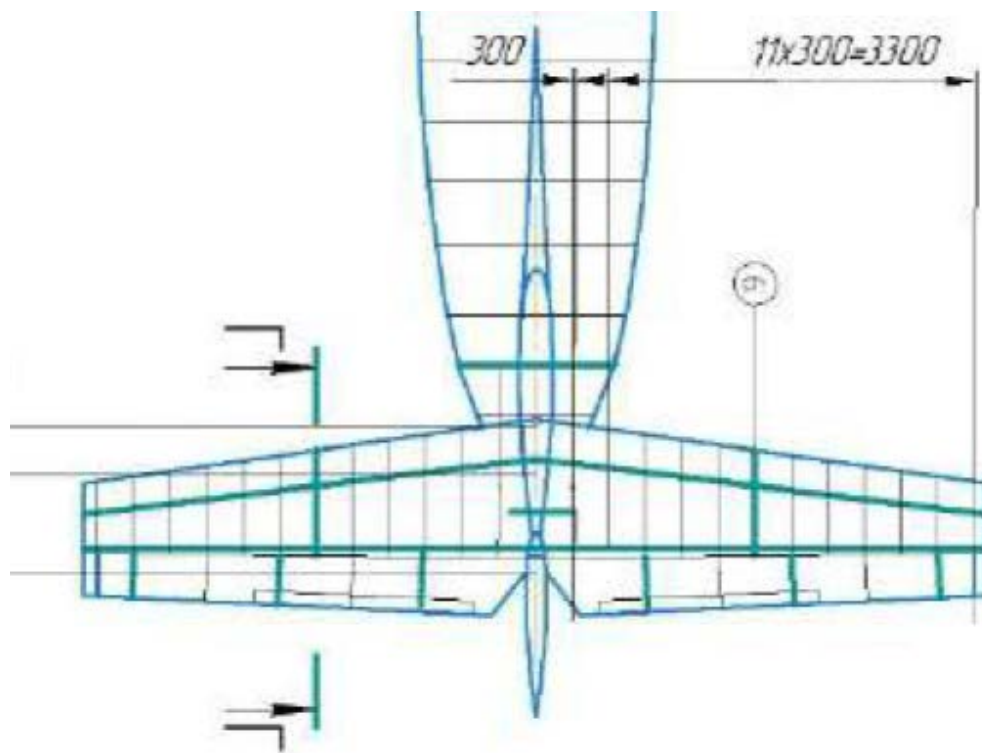


Рисунок 1.8 — Коструктивно-силова схема горизонтального оперення.

Вибір конструктивно-силової схеми вертикального оперення

Вертикальне оперення літака - це частина конструкції літака, яка забезпечує його стійкість та керованість у вертикальній площині. Воно складається з кіля та керма напрямку. Кіль служить для створення підйомної сили, а кермо напрямку - для керування курсом. Вертикальне оперення зазвичай розташовується у хвостовій частині літака, зображено на (Рисунок 1.9).

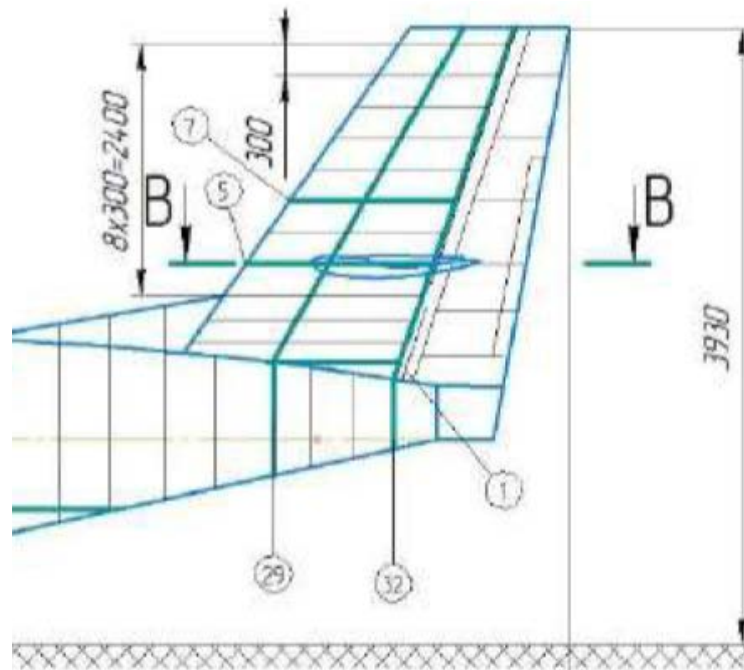


Рисунок 1.9 — Коструктивно-силова схема горизонтального оперення.

Для даного літака обраний такий тип силової установки, як: « турбогвинтовий двигун». Турбогвинтовий двигун - це тип газотурбінного двигуна, у якому основна частина роботи газів використовується для приводу гвинта через понижуючий редуктор, а невелика частка це вихлоп реактивної тяги.

Тип двигуна має наступні переваги:

1. На малих швидкостях набагато економічно за турбореактивні двигуни, бо мають меншу витрату палива.
2. Мають простішу конструкцію
3. У порівнянні з поршневими мають більшу надійність
4. Велика частина деталей не вступає в динамічний контакт
5. Має більшу висоту польоту у порівнянні з поршневим за рахунок, наявності компресора, який нагнітає повітря в камеру

6. Можливість підвищувати потужність не сильно впливаючи на масу установки та її габаритів.
7. Однією з переваг турбогвинтового двигуна є те, що він генерує велику кількість нагрітого повітря, частину якого можна використовувати для забезпечення вторинних функцій літака.



Рисунок 1.10 — Схема силової установки.

1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.

Після вибору схеми літака визначається злітна маса літака нульовому приближенні, згідно до формули (1.1):

$$m_0 = \frac{m_{ц.н.} + m_{с.н.}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_{п} + \bar{m}_{об.упр})} \quad (1.1)$$

$m_{с.н.}$ — маса службового навантаження;

$\bar{m}_{су}, \bar{m}_{п}$ — відносна маса конструкції, систем управління, палива [8].

Визначається величина цільового та функціонального навантаження::

$$m_{ц.н.} = 120 \cdot n_{нас} = 120 \cdot 17 = 2040 \text{ кг};$$

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

$$m_{\text{доп.гр.}} = 100 \text{ кг.}$$

$$\bar{m}_{\Pi} = 0,15.$$

Значення величин $\bar{m}_{\text{кон.}}$, $\bar{m}_{\text{с.у.}}$, $\bar{m}_{\text{об.упр}}$ приймається з таблиці діапазонів, а саме:

$$\bar{m}_{\text{кон.}} = 0,28; \bar{m}_{\text{с.у.}} = 0,14; \bar{m}_{\text{об.упр}} = 0,08.$$

В такому випадку m_2 буде мати значення, згідно формули (1.1):

$$m_0 = \frac{2040 + 160}{1 - (0,29 + 0,11 + 0,15 + 0,1)} = 6286 \text{ кг.}$$

Розрахунок маси літака в першому наближенні

Для подальшого розрахунку наведено такі дані:

$$C_p = 0,7 - \text{питома витрата палива}$$

$$V_{\text{крейс}} = 351 - \text{крейсерська швидкість польоту}$$

$$K_{\text{мах}} = 15 - \text{максимальна аеродинамічна якість літака}$$

Відносна маса палива визначається за наступною формулою:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{\Pi} &= 1,1 \cdot \left(1 - e^{\frac{-L \cdot C_p}{V_{\text{крейс}} \cdot K_{\text{мах}}}} \right) = \\ &= 1,1 \cdot \left(1 - e^{\frac{-2100 \cdot 0,7}{351 \cdot 15}} \right) = 0,268 \end{aligned}$$

Маса обладнання, яка вимірюється в кілограмах.

$$\begin{aligned} m_{\text{об.кер.сл}} &= 95 \cdot n_{\text{пас}} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L + 0,66) = \\ &= 95 \cdot 17 \cdot 5 \cdot 10^{-5} = 170 \text{ кг} \end{aligned}$$

Дані для розрахунку: $\bar{m}_{\text{констр}} = 0,25$; $\bar{m}_{\text{с.у.}} = 0,08$;

Розрахунок маси літака в першому наближенні за наступною формулою:

$$\begin{aligned} m_0 &= \frac{m_{\text{ц.н.}} + m_{\text{об.кер}} + m_{\text{с.н.}}}{1 - \bar{m}_{\text{констр}} - \bar{m}_{\text{с.у.}} - \bar{m}_{\Pi}} = \\ &= \frac{2040 + 95 \cdot 17 \cdot 5 \cdot 10^{-5} \cdot 2100 + 0,66 + 160}{1 - 0,25 - 0,08 - 0,268} = 5896,0 \end{aligned}$$

Маса крила

Дані для розрахунку відносної маси крила:

$k_1 = 1,05$; -коefficient, що враховує тип панелей

$k_2 = 1,6$; - coefficient, що враховує наявність напливів крила, інтерцепторів, закрилків, передкрилків;

$k_3 = 1,05$; coefficient, що враховує спосіб герметизації паливних відсіків крила;

$c_0 = 0,12$; $\chi = \frac{2 \cdot 3,14}{180}$; $\lambda = 10$; $\eta = 3$; $\mu = 1,1$; - подовження, відносна товщина, стрілоподібність по 0,25 хорди, звуження крила;

$\rho_0 = 180$; питома навантаження на крило

$\varphi = 0,5$; coefficient, який враховує розвантаження

$n_p = 3,4$; - задане нормами міцності розрахункове навантаження

Відносна маса крила визначається за наступною формулою:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{кр} &= \frac{7 \cdot k_1 \cdot n_p \cdot \varphi \cdot \lambda \cdot \sqrt{m_0}}{10^4 \cdot \rho_0 \cdot (c_0)^{0,75} \cdot \cos(\chi)^{1,5}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \\ &\quad + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{\rho_0} + 0,015 = \\ &= \frac{7 \cdot 1,05 \cdot 3,4 \cdot 0,5 \cdot 10 \cdot \sqrt{5896,0}}{10^4 \cdot 180 \cdot 0,12^{0,75} \cdot \cos\left(\frac{2 \cdot 3,14}{180}\right)^{1,5}} \cdot \frac{3 + 4}{3 + 1} \cdot \left(1 - \frac{1,1 - 1}{3 + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot 1,6 \cdot 1,05}{180} \\ &\quad + 0,015 = 0,102 \end{aligned}$$

Маса фюзеляжу для легкого літака

$R_{дв}$; -коefficient, що враховує чи з'єднаний двигун з фюзеляжем, якщо ні то $R_{дв} = 1$

$$l_\phi = 14 \text{ м}; P_{каб} = 1,77 \text{ даН/кг};$$

$$\begin{aligned}\bar{m}_\phi &= 1,14 \cdot R_{\text{дв}} \cdot (1 + 0,4 \cdot 1,77) \cdot 1_\phi^{1,5} \cdot m_0^{\frac{-3}{4}} = \\ &= 1,14 \cdot 1 \cdot (1 + 0,4 \cdot 1,77) \cdot 14^{1,5} \cdot 5896,0^{\frac{-3}{4}} = 0,1516\end{aligned}$$

Маса оперення

Дані для розрахунку відносної маси оперення:

$k_V = 0,643 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot V_{\text{крейс}}$; - коефіцієнт враховуючий швидкість

$k_M = 1$; - коефіцієнт що враховує маневреність

$S_{\text{оп}} = 15$; - площа оперення.

$$\begin{aligned}\bar{m}_{\text{оп}} &= \frac{k_V \cdot k_M}{m_0} \cdot (4 \cdot 4 + 0,8 \cdot 10^{-8} \cdot m_0) \cdot s_{\text{оп}} = \\ &= \frac{(0,643 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot 351)}{5896,0} \cdot (4 \cdot 4 + 0,8 \cdot 10^{-8} \cdot 5896,0) \cdot 15 = \\ &= 0,01034 = 0,01\end{aligned}$$

Маса шасі

Маса шасі для даного типу літака становить 5% від m_0 і становить 310 кг. Тоді відносна маса буде становити:

$$\bar{m}_{\text{ш}} = 310/6200 = 0,05$$

Маса силової установки

Дані для розрахунку відносної маси силової установки

$n_{\text{дв}} = 2$; - кількість двигунів, встановлених на літаку;

$n_{\text{дв, рев}} = 2$; - кількість двигунів, обладнаних реверсом тяги;

$y = 2$; - ступінь двоконтурності двигуна

$k_1 = 1$; - коефіцієнт, що враховує кількість і розташування двигунів на літаку;

$t_0 = 0,175$ - відносна тягоозброєність;

Питома вага двигуна:

$$\gamma_{\text{дв}} = 0,22 - 0,0288 \cdot y + 0,0077 \cdot y^{1,5} = 0,1841$$

Розрахунок коефіцієнту, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів:

$$R = k_1 \cdot \left(1 + 0,1 \cdot \frac{n_{\text{дв, реВ}}}{n_{\text{дв}}} \right) \cdot \left[1 + \frac{0,0236}{\gamma_{\text{дв}}} \cdot (1,62 + 0,275 \cdot y^{0,75})^2 \right] =$$

$$= 1,711.$$

Розрахунок відносної маси силової установки:

$$\bar{m}_{\text{С,у}} = R \cdot \gamma_{\text{дв}} \cdot t_0 = 1,711 \cdot 0,1841 \cdot 0,175 =$$

$$= 0,055.$$

Маса обладнання і керування

Розрахунок маси обладнання і керування:

$$\bar{m}_{\text{об,кер}} = \frac{200}{\left[m_0 + 0,2 \cdot m_{\text{ц,н}} \cdot \left(1 + \frac{0,1 \cdot L}{V_{\text{крейс}}} \right) + 0,08 \right]} =$$

$$= \frac{200}{5896,0 + 0,2 \cdot 2040 \cdot \left(1 + \frac{0,1 \cdot 2100}{351} \right) + 0,08} = 0,031$$

$$m_{\text{об,кер}} = m_0 \cdot \bar{m}_{\text{об,кер}} = 5896 \cdot 0,031 = 180,1.$$

Маса конструкції

$$\bar{m}_{\text{кон}} = \bar{m}_{\text{об,кер}} + \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\phi} + \bar{m}_{\text{оп}} + \bar{m}_{\text{ш}} = 0,3445$$

$$m_{\text{кон}} = m_0 \cdot \bar{m}_{\text{кон}} = 5896,0 \cdot 0,3445 = 2031$$

Злітна маса літака у другому наближенні знаходиться за наступною формулою

$$(m_0)_2 := \frac{m_{\text{ц,н}} + m_{\text{об,кер}} + m_{\text{кон}}}{1 - \bar{m}_{\text{С,у}} - \bar{m}_{\text{п}}} =$$

$$= \frac{2040 + 180,1 + 2031}{1 - 0,05515 - 0,268} = 6280 \text{ кг.}$$

1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу

На наступній таблиці наведені характеристики підібраних двигунів

Таблиця 1.4- підбір двигунів

Тип, кількість двиг.	ТВДх2	ТВДх2	ТВДх2	ТВДх2	ТВД х2	ТВД х2	ТВД х2
$P_0(N_0)$, даН (кВт)	2х560	2х671	2х1100	2х536	2х533	2х462	2х700

Тягоозброєність літака даного класу, для подальшого розрахунку його тяги. Вона становить $t_0 = 0,175$.

Тоді потрібна тяга буде становити:

$$N_0 = t_0 \cdot m_0 = 0,175 \cdot 6286 = 1100 \text{ кВт};$$

$$N_{01} = \frac{N_0}{2} = \frac{1100}{2} = 550 \text{ кВт} \approx 747 \text{ к. с.}$$

- Для розробленого літака передбачено два двигуни Walter M601Б
- висота – 650 мм;
- довжина – 1675 мм;
- ширина – 590 мм;
- маса – 200 кг;
- діаметр гвинта – 240 мм.

Авіаційний турбогвинтовий двигун Walter M601E є двовальним двигуном із протиточною формою газоповітряного тракту

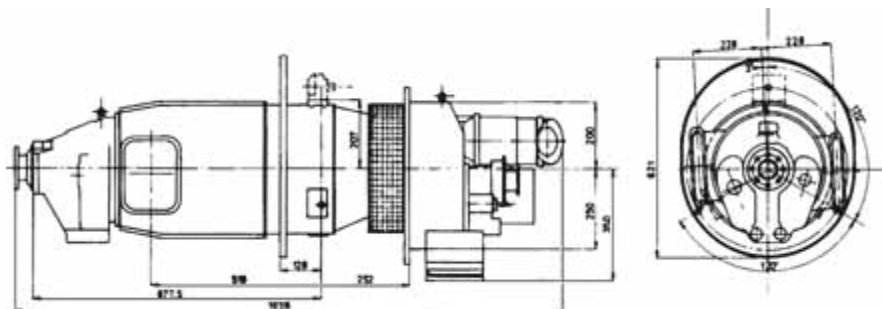


Рисунок 1.11 — Авіаційний турбогвинтовий двигун Walter M601E

Повітряний гвинт

Металеві гвинти двосторонньої дії AV-725 стійкі до жорстких умов експлуатації літака на ґрунтових ВПП. Повітряні гвинти обладнані системою автоматичного та ручного флюгування.

Модель: AV-725

- Завод-виробник: Avia Propeller s.r.o.
- Кількість лопат: 5
- Діаметр 2,3 м (7,5 футів)
- Напрямок руху за годинниковою стрілкою
- Високий коефіцієнт корисної дії
- Можливість використання зворотної тяги (реверсування)
- Міжремонтний ресурс 3600 л.
- Маса 88 кг (207 фунтів)
- Низький рівень шуму



Рисунок 1.12 — Повітряний гвинт AV-725

1.1.7 Геометричні розміри основних агрегатів літака

За отриманими розрахунками маси літака, в третьому наближенні, було визначено геометричні параметри літака для подальшого формування загального вигляду. Розрахунки занесено до (Таблиця 1.5).

Таблиця 1.5 -Геометричні параметри літака

$S_{кр}$	$L_{кр}$	b_0	b_A	L_{ϕ}	$S_{го}$	$L_{го}$	$S_{во}$	$L_{во}$
9,4	7,4	2,27	1,32	14,5	9,45	7,4	9,95	3,93

1.1.8 Стандартна специфікація проектованого літака.

- 1) Тип літака: пасажирський, вантажний, військовий та ін.
- 2) Розміри: довжина, розмах крил, висота, площа крила і т.д.
- 3) Вага: максимальна злітна вага, вага порожнього літака, корисне навантаження і т.д.
- 4) Двигуни: тип, кількість, потужність, витрата палива тощо.
- 5) Авіоніка: навігаційне обладнання, засоби зв'язку, системи керування польотом тощо.

- 6) Паливна система: обсяг паливних баків, розташування баків, системи перекачування палива тощо.
- 7) Шасі: кількість опор, тип стійок, розмір коліс тощо.
- 8) Конструкція: матеріали, у тому числі створено літак, особливості конструкції тощо.

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

1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака.

Лобовий опір літака - це сила, яка запобігає руху літака вперед через взаємодію потоку повітря з корпусом літака та його аеродинамічними елементами. Це один з головних факторів, які впливають на споживання палива та швидкість польоту літака.

Для визначення лобового опору крила літака знаходимо коефіцієнт лобового опору крила з профілем NASA 633418, при куті атаки $\alpha=8$ градусів

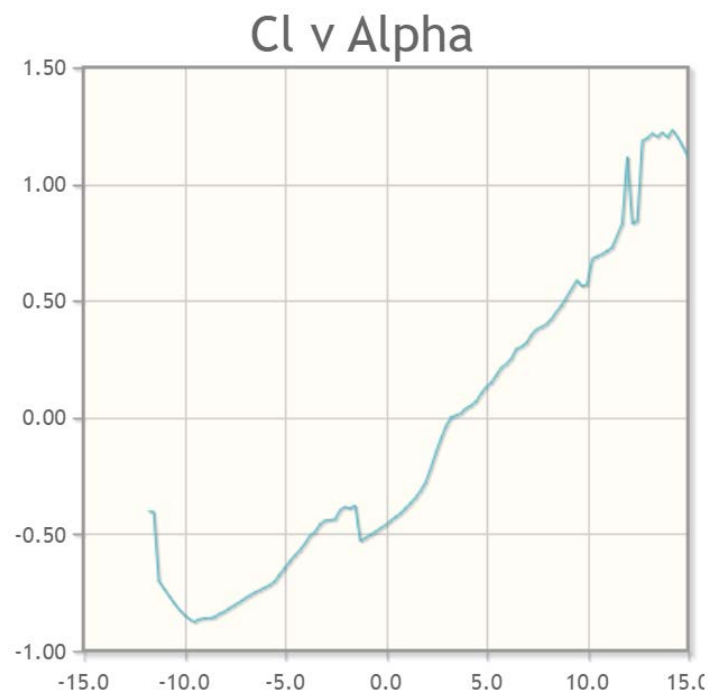


Рисунок 1.13 — Графік залежності коефіцієнта лобового опору від кута атаки

1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляр крила літака, аеродинамічна якість літака.

Аеродинамічні характеристики літака на висоті $H=0$ км наведено в таблиці

Таблиця 1.6- Аеродинамічні показчики літака

M	0.2	0.4	0.6	0.8	1.2
c_{x0}	0.037	0.032	0.03	0.035	0.298
$C_{ya}(\max)$	1.251	1.324	1.446	1.683	1.561
$dC_{ya}(\alpha)$	5.095	5.39	5.889	6.854	6.354
K	14.475	15.568	15.902	14.866	5.073
$_xf$	0.291	0.296	0.303	0.308	0.308
$mz(a)$	-1.481	-1.596	-1.785	-2.109	-1.956
A	0.033	0.033	0.033	0.033	0.033

За даними таблиці будуюмо графіки (Рисунок 1.14 - Рисунок 1.18) залежності аеродинамічних показників від чисел M на висоті $H=0$ км ;

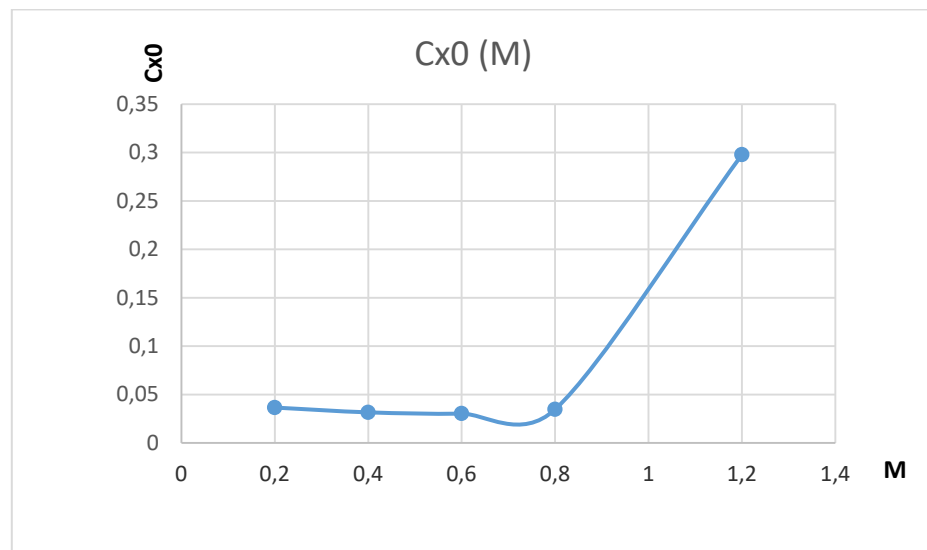


Рисунок 1.14 — Графік залежності коефіцієнта лобового опору від числа M

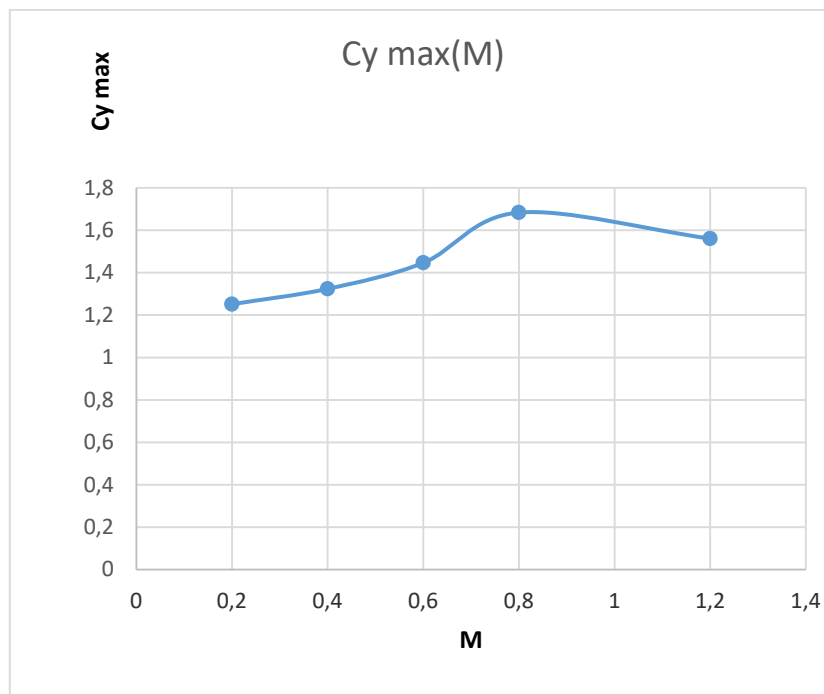


Рисунок 1.15 — Графік залежності максимального коефіцієнта підйомної сили від числа M

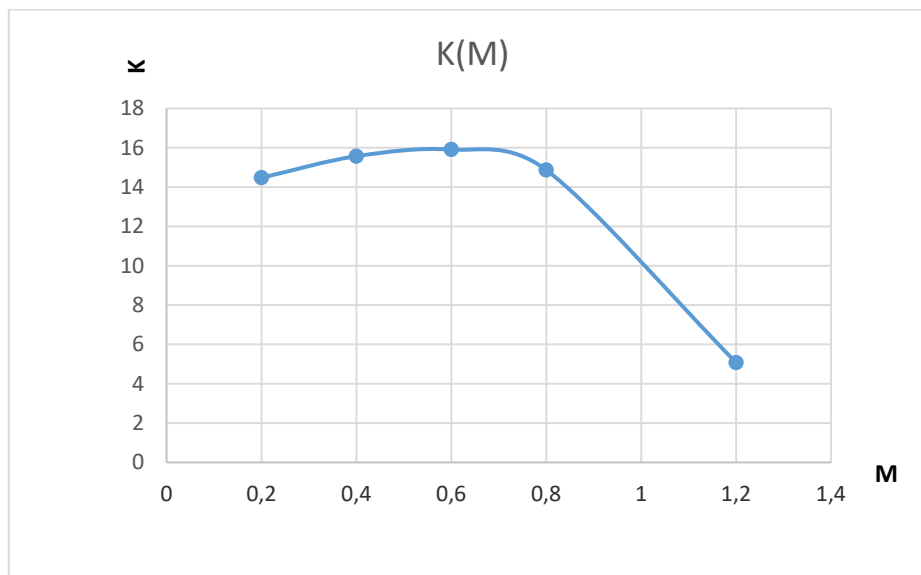


Рисунок 1.16 — Графік залежності аеродинамічної якості від числа M

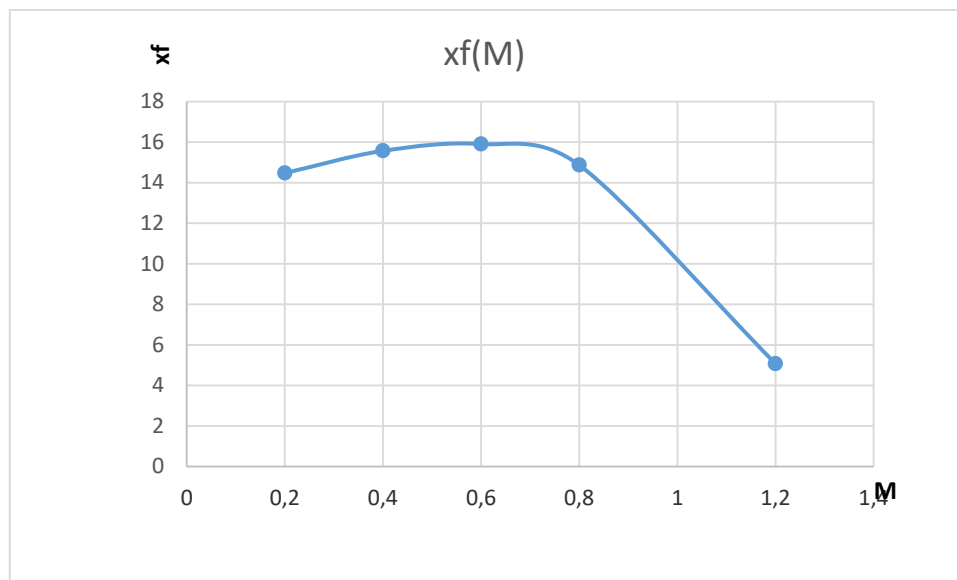


Рисунок 1.17 — Графік залежності аеродинамічного фокуса від числа М

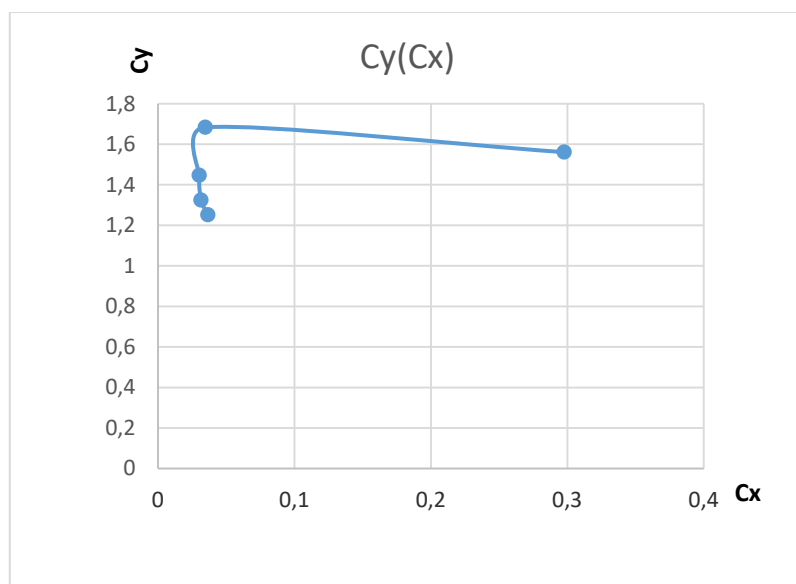


Рисунок 1.18 — Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від числа М

Підйомна сила крила та сила лобового опору визначаються за формулами:

$$Y = c_y * \frac{\rho * V^2 * S}{2}$$

$$X = c_x * \frac{\rho * V^2 * S}{2}$$

Результати розрахунків для різних чисел Маха при Н=0 занесено до таблиці (Таблиця 1.6)

Таблиця 1.7- Аеродинамічні показчики літака

М	0.2	0.4	0.6	0.8	1.2
Х	3120.9	10791.74	23272.8	47338.82	960738.337
У	9822.7	40908.92	99673.16	207419.5	437504.782

1.2.3 Вплив проектних параметрів літака на його аеродинамічні й масові характеристики

Форма та профіль крила, кут атаки, довжина та розмах крила, форма фюзеляжу, тип і кількість двигунів та навантаження на крило – все це впливає на аеродинаміку та вагу літака.

Крила з меншою лобовим опором і більшою підйомною силою, оптимальний кут атаки, велика площа крила для збільшення підйомної сили, обтічний фюзеляж для зменшення опору та потужніші двигуни - все це сприяє поліпшенню аеродинамічних характеристик.

Кількість та тип двигунів, а також навантаження на крило визначають масу літака.

Керованість літака залежить від багатьох факторів, у тому числі від конструкції літака, ваги, швидкості, погодних умов та майстерності пілота.

Аеродинамічна якість літака визначається формою та розміром його крил, що також впливає на керованість. Крім того, наявність сучасних систем керування та навігації дозволяє покращувати керованість літака.

1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання проектованого літака

1.3.1 Розробка майстер-геометрії агрегату.

Майстер геометрія агрегату – це набір параметрів та характеристик, що описують форму, розміри, допуски, матеріали та інші важливі аспекти виготовлення агрегату.

Агрегат, що розробляється в нашому випадку це елерон літака.

Агрегат складається з наступних деталей:

1. 3 кронштейни для кріплення стінки лонжерона елерону до стінки лонжерона крила.
2. Нервюри це поперечні елементи елерона виконуючі функції кріплення і сприймання навантажень діючих на агрегат.
3. Стінки лонжерона елерона - це повздовжні елементи агрегату які виконують функцію конструктивно-силових елементів
4. Обшивка служить створення поверхні елерона, де утворюється підйомна сила. Обшивка також забезпечує жорсткість та міцність конструкції елерону, запобігаючи його деформації під навантаженням.

На наступних рисунках буде продемонстровано виконання деталей агрегату в автоматизованих системах проектування в тривимірному виді

- 1) Кронштейни кріплення представлений в ізометрії виконаний за допомогою опцій видавлювання з ескізу (Рисунок 1.19).

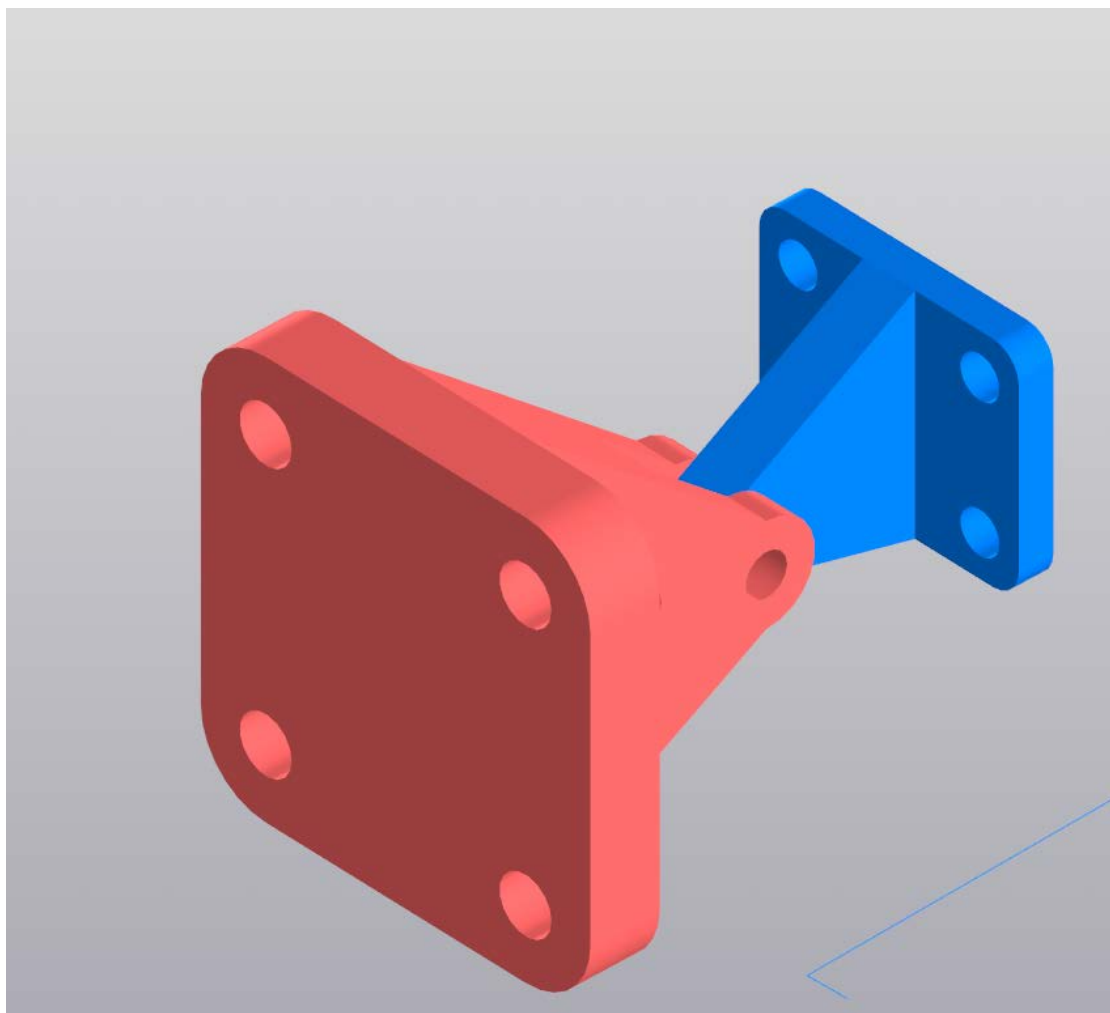


Рисунок 1.19 — Кронштейн кріплення

2) Поперечний набір нервюр з кроком 300 мм, зображено на (Рисунок 1.20)

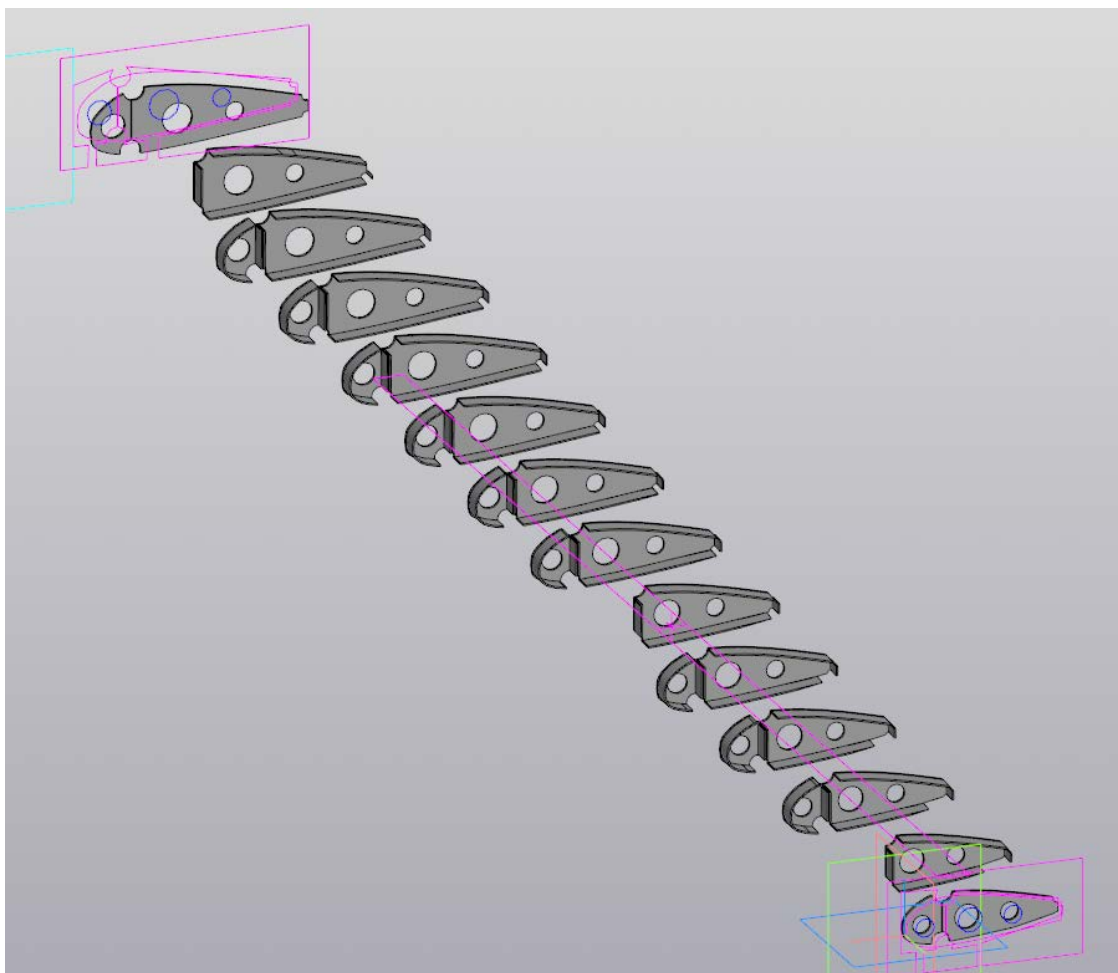


Рисунок 1.20 — 3д виконання нервюри агрегату

- 3) Лонжерони елерона виконані за допомогою функції видавлювання по перерізах побудова продемонстрована на (Рисунок 1.21)

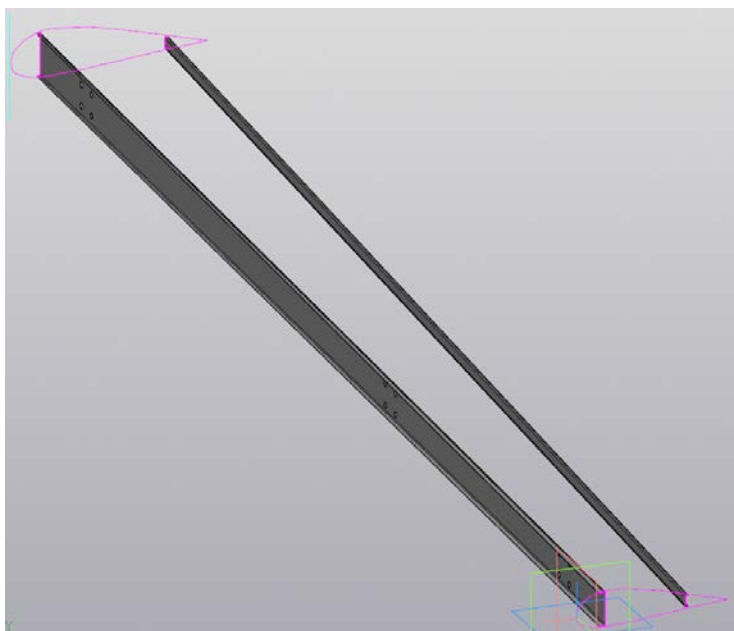


Рисунок 1.21 — Лонжерони елерона

4) Обшивка елерона (Рисунок 1.22)

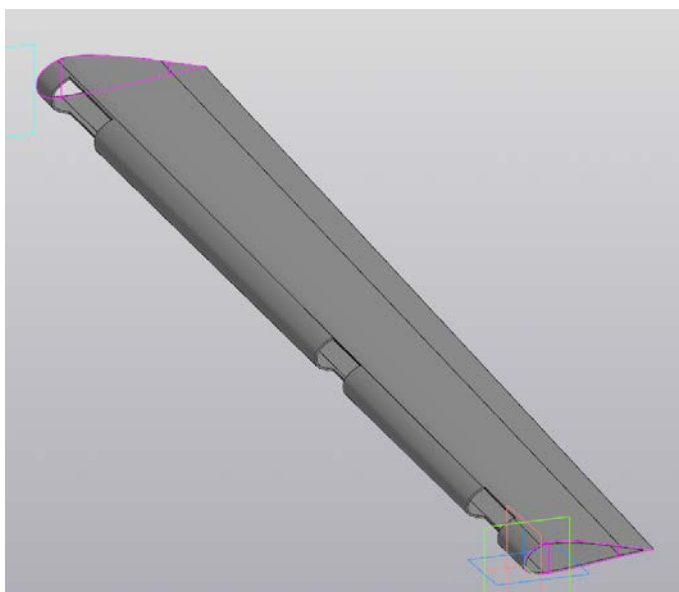


Рисунок 1.22 — обшивка елерону

5) Виконання збирання деталей агрегату по співпаданню отворів (Рисунок 1.23)

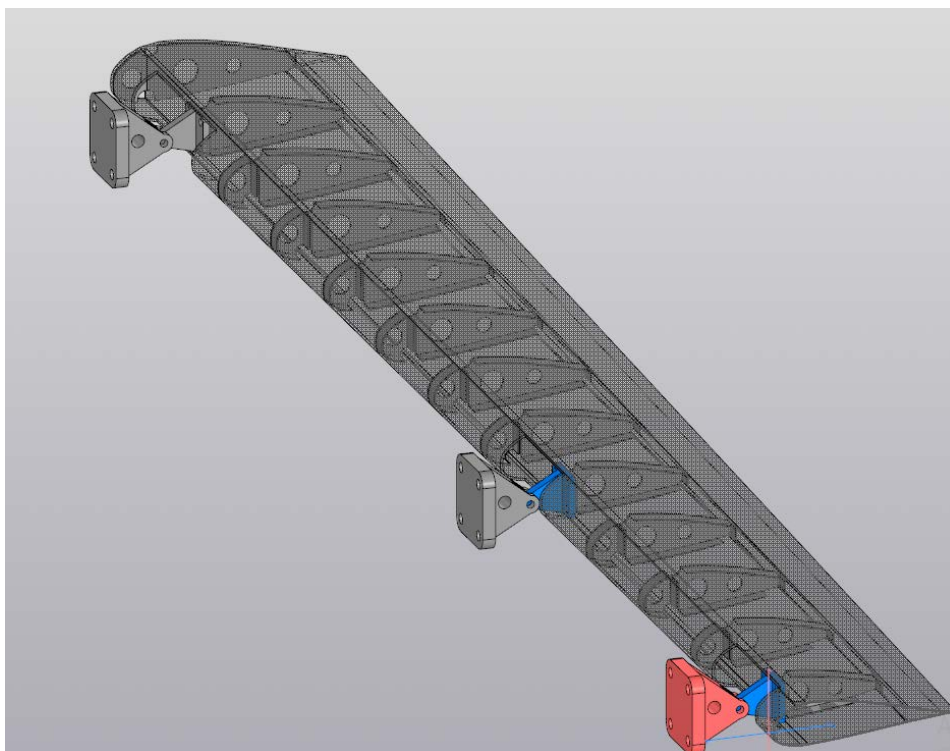


Рисунок 1.23 — збірка агрегату літака (елерон)

Визначення навантажень, що діють на агрегат.

Вхідні данні

Таблиця 1.8- – Геометричні параметри літака

$S_{кр}$, м ²	$S_{эл}$, м ²	$L_{эл}$, м	$n_{пас}$, чол.	V_{max} , м/с	$H_{кр}$, м
32	1,75	1,99	19	400	3800

Для розуміння концепції агрегату приведено схему літаку на (Рисунок 1.24).

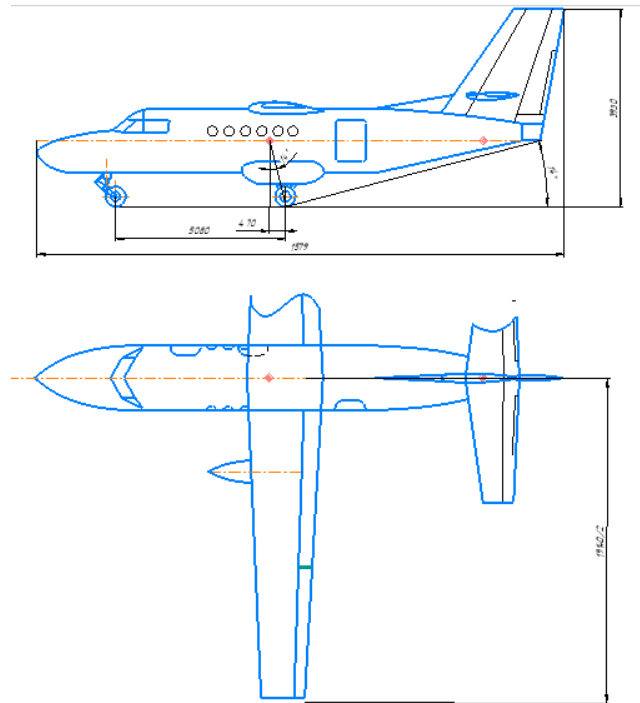


Рисунок 1.24 — Компонувальна схема літака

1.3.2 Визначення навантажень, діючих на елерон

Розглянутий агрегат це елерон крила літака. В розрахунках аеродинамічні навантаження, які діють на елерон, визначають за залежністю:

$$P_{\text{елр}} = k \cdot f \cdot S_{\text{эл}} \cdot q_{\text{max}};$$

де: k - коефіцієнт, встановлюваний нормами міцності; ($k = 2$)

f – коефіцієнт безпеки; ($f = 1,5$)

$S_{\text{эл}}$ – площа елерона; $S_{\text{эл}} = 2,49 \text{ м}^2$.

Зазвичай під час проведення проектувальних розрахунків для елерона беруть до уваги розрахункові навантаження, що виникають за його максимальному відхиленні максимальної швидкості. Розподілені аеродинамічні навантаження на одиницю площі елерону можуть бути визначені з використанням співвідношення [].

$$p_{ел} = 0,64 \cdot q_{max}$$

$$q_{max} = \frac{\rho_n \cdot V_{max}^2}{2}$$

$$q_{max} = \frac{\rho_n \cdot 9,81 \cdot (V_{max})^2}{2} = 0,766 \cdot 9,81 \cdot \frac{420 \cdot 420}{2} = 662775,3720 \frac{H}{m^2};$$

$$P_{ел} = k \cdot f \cdot S_{ел} \cdot q_{max} = 0,64 \cdot 1,7 \cdot 662775,3720 = 424176,2380 \frac{H}{m};$$

де $\rho_n = 0,766 \text{ кг/м}^3$ (на висоті 3800 м); $V_{max} = 420 \text{ м/с}$

$$q_{ел} = \left(\frac{2}{3}\right) \cdot P_{ел} \cdot b_{ел} = 480733,0698 \frac{H}{m};$$

Розподіл навантажень по хорді приймається згідно із законом трапеції (Рисунок 1.25).

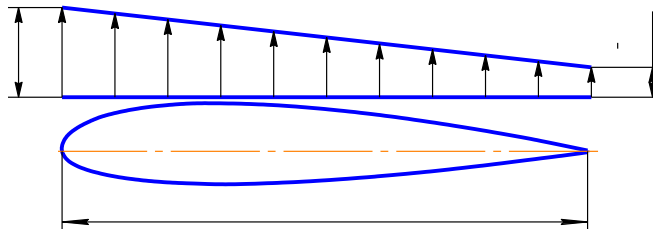


Рисунок 1.25 — Розподіл навантажень по хорді елерона

1.3.3 Проектувальні розрахунки елементів лонжерона, проектування елементів посилених нервюр, кронштейна навішування елерона

При виконанні проектних розрахунків прийняті наступні припущення:

- згинаючий момент сприймається поясами лонжерона, сила що перерізає - стінкою лонжерона;

- крутний момент сприймається двома замкнутими контурами, створеними стінкою лонжерона і обшивкою, і розподіляється між контурами пропорційно квадратам їх площин;
- за вісь центрів жорсткості в однолонжеронній конструктивно силовій схемі агрегату приймається 0,25 від хорди елерона; Проектувальні розрахунки передбачають:
- визначення навантажень, котрі діють на агрегат;
- проектування поясів лонжерона;
- проектування стінки лонжерона і нервюр;
- проектування кронштейна навішування і рухомих агрегатів;

1.3.4 Проектування поясів лонжерона

При дії згинального моменту, що повністю сприймається лонжероном, у поясах лонжерону виникають осьові зусилля N . Їх величина розраховується з використанням наступної формули:

$$N = \frac{M_{\text{ВИГ}}}{h_{\text{ц.м}}} = \frac{M_{\text{ВИГ}}}{k \cdot H}$$

де $H=0,118/$ мм – відносна висота лонжерона;

k – коефіцієнт використання будівельної висоти профілю (в першому наближенні $k = 0,95 \dots 0,98$), приймаємо $k=0,95$;

$M_{\text{ВИГ}}$ – максимальне значення згинального моменту з урахуванням коефіцієнта безпеки; $h_{\text{ц.м.}}$ – відстань між центрами мас полиць лонжерона.

$$N = \frac{M_{\text{ВИГ}}}{k \cdot H} = \frac{427,5}{0,95 \cdot 0,15} = 3000 \text{ Н};$$

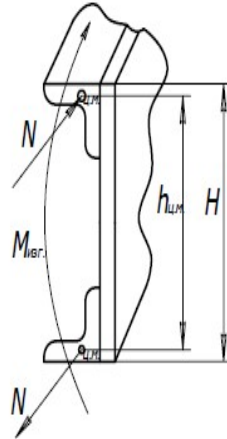


Рисунок 1.26 — Конструктивна схема створення лонжерона

Площа поперечного перерізу поясів визначається за формулою:

$$F_{\text{п}} = N / \sigma_{\text{разр}},$$

де $\sigma_{\text{разр}}$ – руйнуюче нормальне напруження поясу; $\sigma_{\text{разр}} = \sigma_{\text{T}} = 300 \text{ МПа}$ – межа текучості матеріалу (Д16Т);

$$F_{\text{п}} = \frac{N}{\sigma_{\text{разр}}} = \frac{3000}{300000000} = 0,0001 \text{ мм}^2;$$

З отриманого результату, необхідна площа замала. Пояс виготовляється з листа товщиною 2 мм, а ширина поясу дорівнює 30 мм (Рисунок 1.27).

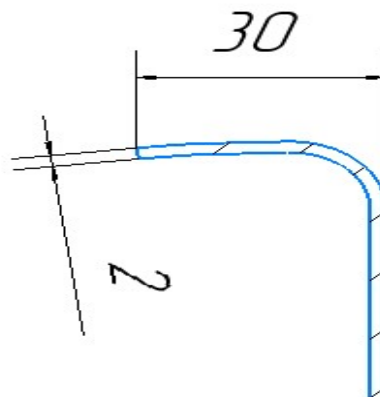


Рисунок 1.27 — Эскіз поясу лонжерона

Так само приймається що 1/6 висоти стінки бере участь в сприйнятті осьової сили від згинального моменту.

Звідси реальна площа поясу рівна 0,0983 мм².

Руйнівні напруження рівні критичним напруженням місцевої втрати стійкості пластини.

$$\sigma_{кр} = 0,9k \cdot E / \left(\frac{b}{\delta}\right)^2;$$

b – ширина полки кутового профіля;

δ – товщина полки

$k = 0,45$ – коефіцієнт закріплення пластини.

$E = 7,2 \cdot 10^{10}$ – модуль пружності матеріалу Д16Т.

$$\sigma_d = 130 \text{ МПа}$$

Діючі напруження на пояс рівні:

$$\sigma_d = N / F_{п} = 3787,8787 / 0,0001 = 38533863,5592 \text{ Па};$$

Також запас міцності:

$$n = \left(\frac{\sigma_{кр}}{\sigma_d}\right) - 1 = \left(\frac{130000000}{38533863,5592}\right) - 1 = 2,3736$$

Як видно, пояс володіє чималим запасом міцності, тому його розміри диктуються більшою мірою жорсткістю конструкції.

1.3.5 Проектування стінки лонжерона і нервюру

Товщина стінки $\delta_{ст}$ визначається, виходячи з критерію мінімуму маси і забезпечення необхідної жорсткості, по залежності:

$$\delta_{ст} = \frac{q_{\Sigma ст}}{\tau_{разр,}}$$

де $q_{\Sigma ст} = q_Q + q_{МкрI} - q_{МкрII}$

$q_Q = Q/h_{ст}$ – потік дотичних зусиль у стінці від сили що перерізає Q ;

$q_{M_{крI}}$ и $q_{M_{крII}}$ – потоки дотичних зусиль в контурах I и II;

$h_{ст} = H - 2\delta_{п}$ – висота стінки;

$\delta_{п}$ – товщина полки поясу лонжерона;

$\tau_{разр}$ – руйнуюче дотичне напруження стінки.

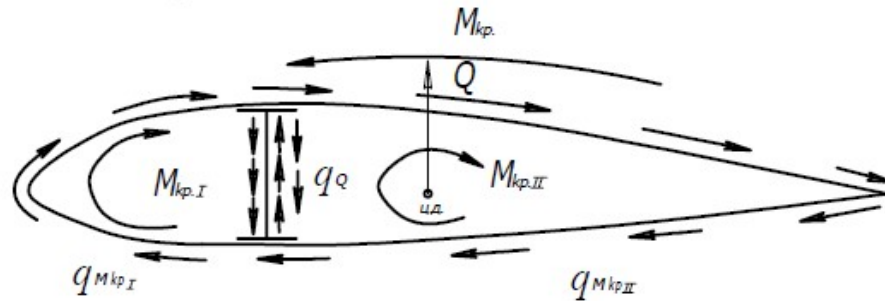


Рисунок 1.28 — Напрямок потоків і крутних моментів по контуру профіля

Потоки дотичних зусиль в контурах визначаються за формулою Бредта;

$$q_{M_{крI}} = M_{крI} / 2\omega_1 ;$$

$$q_{M_{крII}} = M_{крII} / 2\omega_{11},$$

де $M_{крI}$ и $M_{крII}$ –крутний момент, що сприймається 1 и 11 контуром відповідно; ω_1 и ω_{11} – площі 1 и 11 контурів ($\omega_1 = 0,0127 \text{ м}^2, \omega_{11} = 0,0303 \text{ м}^2$).

Розрахункова величина крутного моменту агрегату $M_{кр}$ може бути визначена за наближеною формулою і дорівнює:

$$M_{кр} = q_{агр} \cdot l \cdot (X_{цд} - X_{цж}) = 480733,0698 \cdot (0,21 - 0,15) = 28843,9841;$$

$$X_{цд} = 35\% \cdot b = 0,35 \cdot 0,6 = 0,21 \text{ (м)};$$

$$X_{цж} = 25\% \cdot b = 0,25 \cdot 0,6 = 0,15 \text{ (м)}.$$

де, Z – розрахункова погонна довжина агрегату, $Z=1\text{(м)}$;

$X_{ц.д.}$ – координата центра тиску;

$X_{ц.ж.}$ – координата центра жорсткості;

Величина крутного моменту в перерізі профіля рівна:

Крутний момент, що сприймається контурами, визначимо з наступних умов і дорівнює:

$$M_{кр1} + M_{кр11} = M_{кр}$$

де $M_{кр1}$ и $M_{кр11}$ – крутні моменти, що сприймаються 1 і 11 контурами відповідно;

$M_{кр}$ – крутний момент агрегату.

$$M_{кр1} = M_{кр} \cdot \left(\frac{\omega_1^2}{(\omega_1^2) - (\omega_{11}^2)} \right) =$$

$$= 28843,9841 \cdot (0,0001 / (0,0001 + 0,0009)) = 4310,1097 \text{ (Нм)};$$

$$M_{кр11} = M_{кр} \cdot \left(\frac{\omega_{11}^2}{(\omega_1^2) - (\omega_{11}^2)} \right) =$$

$$= 28843,9841 \cdot (0,0009 / (0,0001 + 0,0009)) = 24533,8744 \text{ (Нм)};$$

Звідси:

Визначення потоків дотичних зусиль:

$$q_{M_{кр1}} = \frac{M_{кр1}}{2 \cdot \omega_1} = 4310,1097 / (2 \cdot 0,0127) = 169689,3583; \text{ (Нм)};$$

$$q_{M_{кр11}} = \frac{M_{кр11}}{2 \cdot \omega_{11}} = 24533,8744 / (2 \cdot 0,0303) = 404849,4139 \text{ (Нм)};$$

Висота стінки лонжерону дорівнює:

$$h_{ст} = 0,1188 \text{ (м)};$$

$$q_Q = \left(\frac{Q}{h_{ст}} \right) = 733,52 / 0,1188 = 6174,4107 \text{ (Н/м)};$$

Сумарний потік дотичних зусиль по стінці лонжерона має такі показники:

$$q_{\Sigma ст} = q_Q + q_{M_{кр1}} - q_{M_{кр11}} = 6174,4107 + 169689,3583 + 404849,4139 =$$

$$= 228985,6448 \text{ (Н/м)};$$

Руйнуюче дотичне напруження $\tau_{разр}$ для стінки з Д16Т будуть рівними критичним напруженням втрати стійкості пластини.

$$\tau = \frac{0,9 \cdot k \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2}$$

$\delta_{ст} = 2$ (мм) – так як лонжерон виготовлений з листа одної товщини.

$$k = 5,6 + \frac{3,78}{\left(\frac{a}{b}\right)^2}$$

де a – висота стінки;

b – крок нервюр.

$$\tau_{разр} = \frac{0,9 \cdot 6,213 \cdot 7,2 \cdot 10^{10}}{\left(\frac{a}{b}\right)^2} = 256735537,1900 ;$$

Діючі напруження:

$$\tau_d = \frac{q_{\Sigma ст}}{\delta_{ст}} = \frac{228985,64}{0,002} = 114492822,437$$

Запас стінки по стійкості рівний:

$$n = \frac{\tau_{разр}}{\tau_d} - 1 = \left(\frac{256735537,1900}{114492822,4375}\right) - 1 = 1,2423 ;$$

За результатами розрахунку стіна має великий запас міцності. Втрати стійкості не відбувається, тому підбір кута, що підтримує стіну, не проводиться. Поділ стіни на розрахункові ділянки здійснюється ребрами, виготовленими з листового металу методом штампування..

Опис конструкції агрегату

Елерон крила літака є важливою частиною аеродинамічної конструкції літака та служить для управління креном літака. Розташований на кінці крила, елерон є рухомою поверхнею, яка може підніматися або опускатися.

Нервюри елерону кріпляться до лонжерону та обшивки за допомогою заклепок. Кронштейни кріпляться до переднього лонжерону болтами. Нервюри

кріпляться заклепками до обшивки та лонжеронів. Носки нервюр кріпляться до переднього лонжерону. Хвостова частина елерона має сотовий заповнювач.

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

1.4.1 Проектування конфігурації літака.

В цьому розділі буде виконано побудову моделі літака для наглядної демонстрації просторово-об'ємних характеристик

- 1) Побудова оболонки фюзеляжу та оперень за допомогою ескізів перерізів
- 2) Вирізання з оболонки частин для формування ілюмінаторів, дверей, тощо.
- 3) Побудова планера літака.
- 4) Побудова обтікача для прибирання шасі.
- 5) Побудова гондоли двигунів літака.
- 6) Встановлення та компонування пасажирських та пілотних місць, багажні відсіки та санвузли.

Фюзеляж літака складається з носової, циліндричної, та хвостової частини. Діаметр циліндричної частини складає 2 м, а довжина 6,4 м. В носовій частині фюзеляжу знаходиться кабіна пілотів, носова опора шасі, багажний відсік, та інше обладнання. В хвостовій частині може знаходитись вантажне відділення та санітарний вузол. В циліндричній частині розташовані місця для пасажирів та інше обладнання. Фюзеляж літака - цільнометалевий, напівмонокок.

Для побудови моделі фюзеляжу здійснюються наступні етапи:

1. Креслення ескізів на площах для подальшого виготовлення операції «видавлювання по перерізам»
2. Операція вирізу з солід деталі вирізів для дверцят, ілюмінаторів та фонарю кабіни.

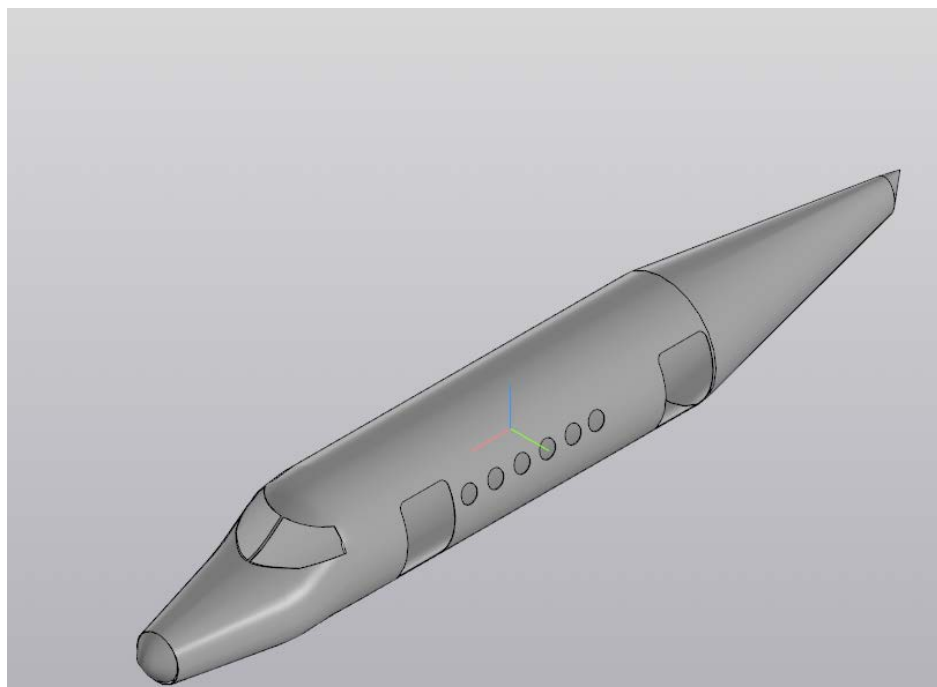


Рисунок 1.29 — Майстер геометрія оболонки фюзеляжу

Конфігурація крила

Крило літака дволонжеронне має розмах 19 м. Розмах вертикального оперення складає 7,4 м. ВО кріпиться до лонжеронів горизонтального оперення. Моделювання поверхні крила здійснюється шляхом генерації ескізів аеродинамічних профілів, подальшої реалізації процедури, відомої як "Видавлювання за перерізами ескізів", в рамках якої здійснюється формування тривимірної геометрії крила. За схожим принципом будуються ГО та ВО. Результати побудови планеру літака продемонстровано на (Рисунок 1.30).

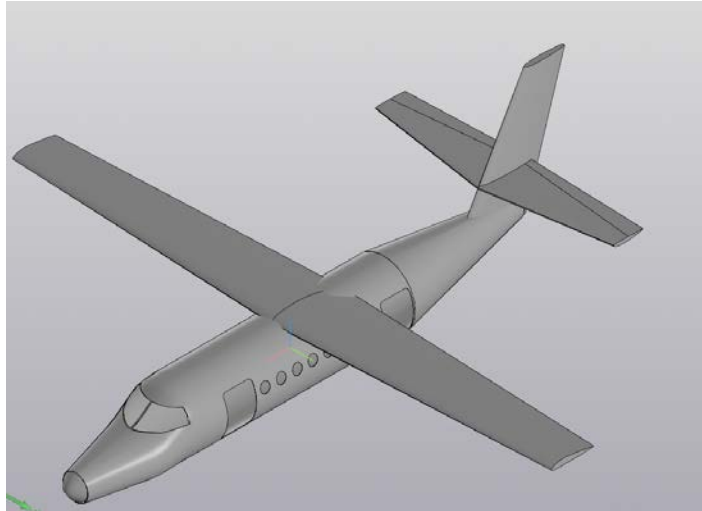


Рисунок 1.30 — Майстер геометрія планера літака

Побудова обтічника для прибирання шасі.

Обтічник для прибирання основних опор шасі літака служить декільком цілям:

Аеродинаміка: Коли основні опори шасі прибрані всередину літака, обтічники допомагають згладити повітряний потік, запобігаючи появі турбулентності або додаткового опору. Це сприяє покращенню льотних характеристик та економії палива.

Захист: Обтічники захищають опори шасі та механізми їхнього прибирання від механічних пошкоджень, забруднень та корозії, продовжуючи їх термін служби.

Естетика: Обтічники також надають літаку більш гладкого та професійного вигляду, що покращує його зовнішній вигляд.

Легкість конструкції: Використання обтічників може зменшити вагу літака, оскільки вони виготовляються з легких матеріалів, таких як композити або вуглець. Це призводить до загального зниження ваги літака та поліпшення його льотних характеристик. На наступному рисунку зображена 3д геометрія обтічника шасі літака (Рисунок 1.31).

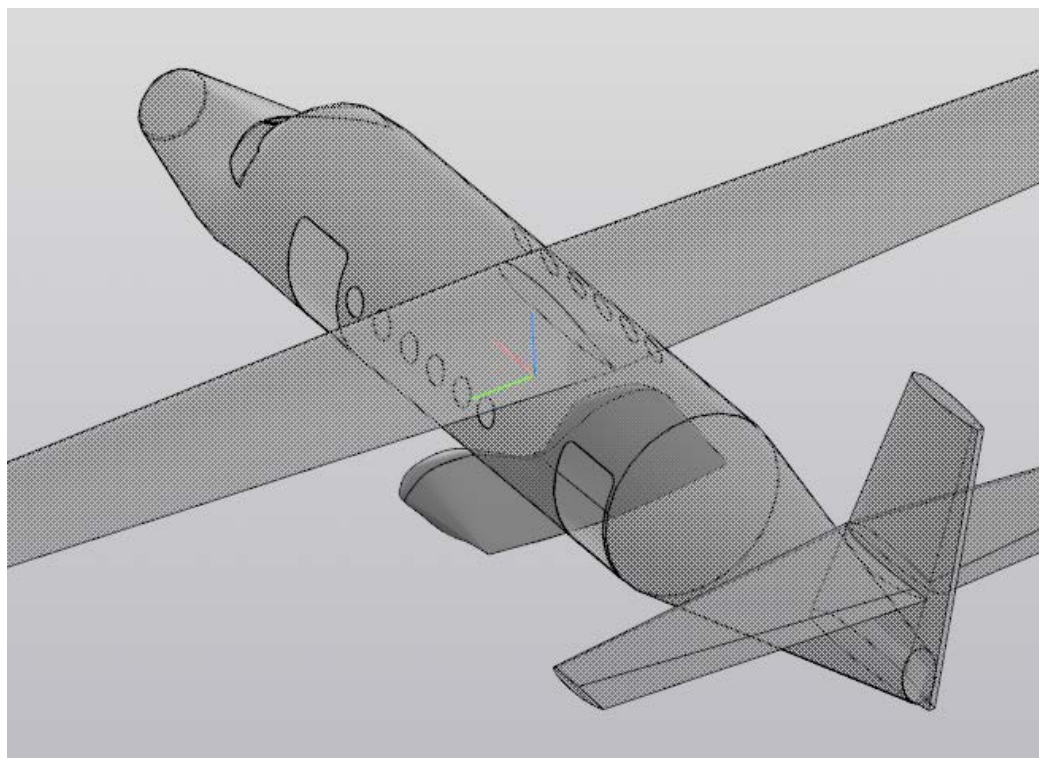


Рисунок 1.31 — Обтічник для прибирання шасі

Гондола двигунів

Гондола двигуна турбогвинтового літака являє собою обтічну кожухоподібну конструкцію, всередині якої розміщені двигуни літака.

Гондола турбогвинтового літака служить розміщення двигуна та інших важливих систем літака. Вона забезпечує захист двигуна від зовнішніх впливів та дозволяє зручно обслуговувати його. Крім того, гондола покращує аеродинамічні характеристики літака та знижує рівень шуму.

Побудова гондоли двигунів літака за допомогою функції «поверхня по кривим», через ескізи в ортогональних площинах та спільними точками.(Рисунок 1.32 - Рисунок 1.33).

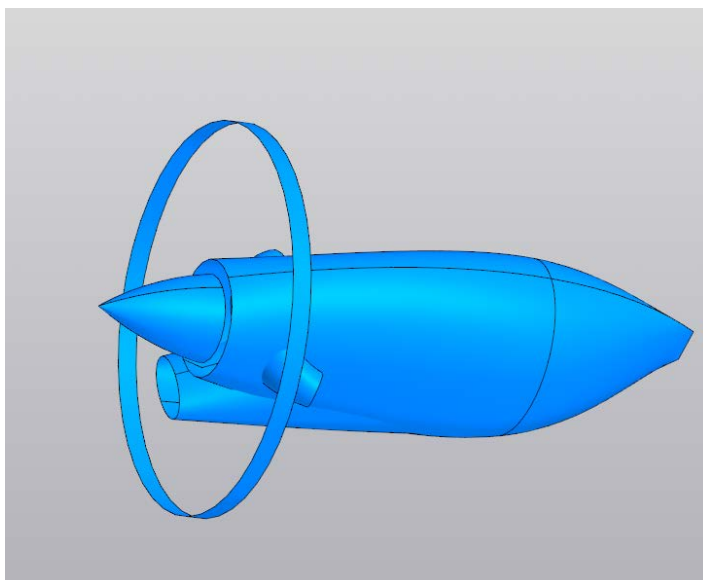


Рисунок 1.32 — Поверхні гондоли.

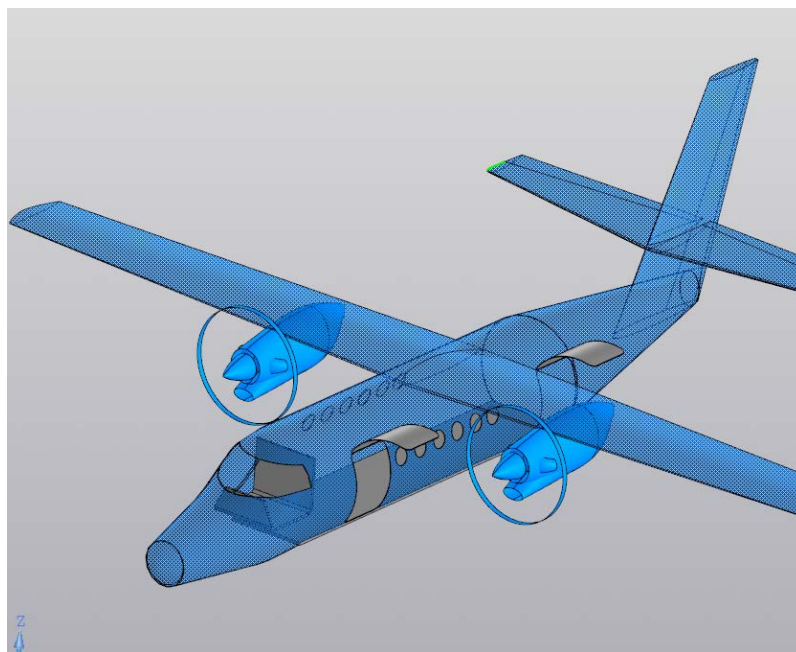


Рисунок 1.33 — Гондоли двигунів на літаку.

Компонування салону літака відіграє ключову роль у забезпеченні комфорту пасажирів, ефективності використання простору та безпеки польоту. Ось кілька основних аспектів, для яких важливе компонування салону літака:

1. Комфорт пасажирів: Оптимальне компонування салону спроектовано так, щоб забезпечити максимальний рівень комфорту для пасажирів. Це включає розміщення сидінь, організацію простору для ніг, розмір і форму сидінь, а також забезпечення гарної вентиляції та освітлення.
2. Ефективне використання простору: Компонування салону спрямоване на максимальне використання доступного простору всередині літака. Це важливо для авіакомпаній, оскільки чим більше пасажирів можна перевезти, тим вища економічна ефективність польоту.
3. Безпека: Розподіл сидінь та інші аспекти компонування салону можуть впливати на безпеку пасажирів у разі аварії. Наприклад, враховуються аспекти, пов'язані з евакуацією та доступом до виходів у разі потреби.

Встановлення та компонування пасажирських та пілотних місць, багажні відсіки та санвузли.

Місця пілотів знаходяться в носовій частині фюзеляжу літака, це забезпечує кращу оглядовість в процесі пілотування судна в повітрі та на землі. В літаку 2 місця для пілотів.

Пасажирські місця знаходяться в центральній (циліндричній частині) фюзеляжу, мають три ряди місць. Перший ряд має 6 місць, другий 5 та третій 6. Загалом 17 місць.

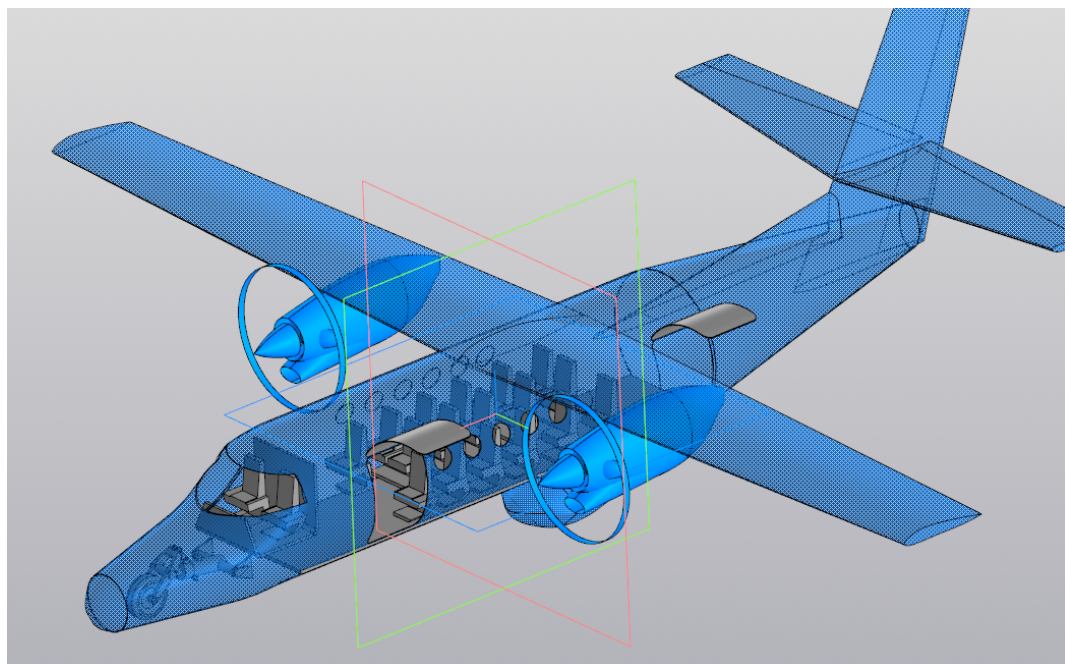


Рисунок 1.34 — Компонування літака.

Конструкція аварійного виходу

Призначення аварійного виходу в літаку - забезпечити безпеку пасажирів та екіпажу у разі надзвичайної ситуації. Якщо виникне необхідність негайної евакуації, ці виходи дозволяють швидко та безпечно залишити літак (Рисунок 1.35).

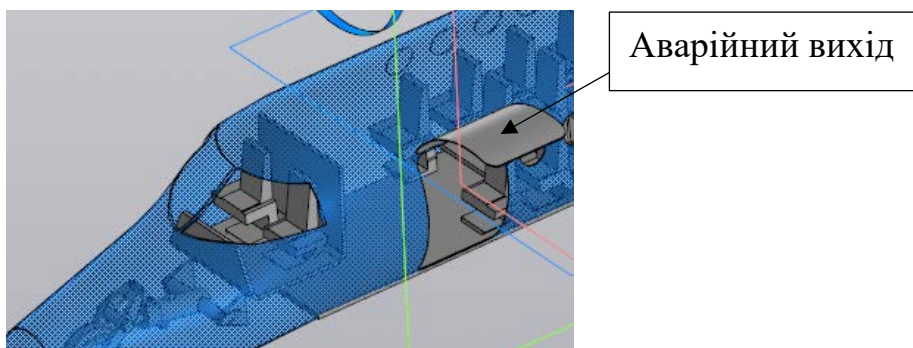


Рисунок 1.35 — Аварійний вихід.

1.4.2 Проектування і моделювання керування носового стояку шасі

Для поліпшення маневреності літака при рулюванні та підвищення колійної стійкості на розбігу та пробігу колесо передньої опори шасі може повертатися від рукоятки на кути 50-55 градусів вліво та вправо або від педалей управління кермом напрямку на кути 4,5-1,5 градуси в обидві сторони з одночасним відхиленням керма на пряму. При вимкненому керуванні колесо передньої опори працює у режимі самоорієнтування.

Управління поворотом колеса передньої опори електрогідромеханічне шасі. Електрична схема системи керування поворотом колеса живиться від АЗС "Шасі" на стельовій панелі та вмикається перемикачем "Ніжне - ручне" на центральному пульті. В електричну схему включені також кінцевий вимикач на амортистійці передньої опори шасі, блокувальний електромагніт та мікровимикач під підлогою кабіни пілотів.

Увімкнення системи сигналізується двома табло: "Ніжне керування" із зеленим світлофільтром та "Ручне керування" жовтого кольору.

На (Рисунок 1.36) зображено тривимірну модель носового стояку шасі та агрегати керування, агрегати прибирання носової опори.

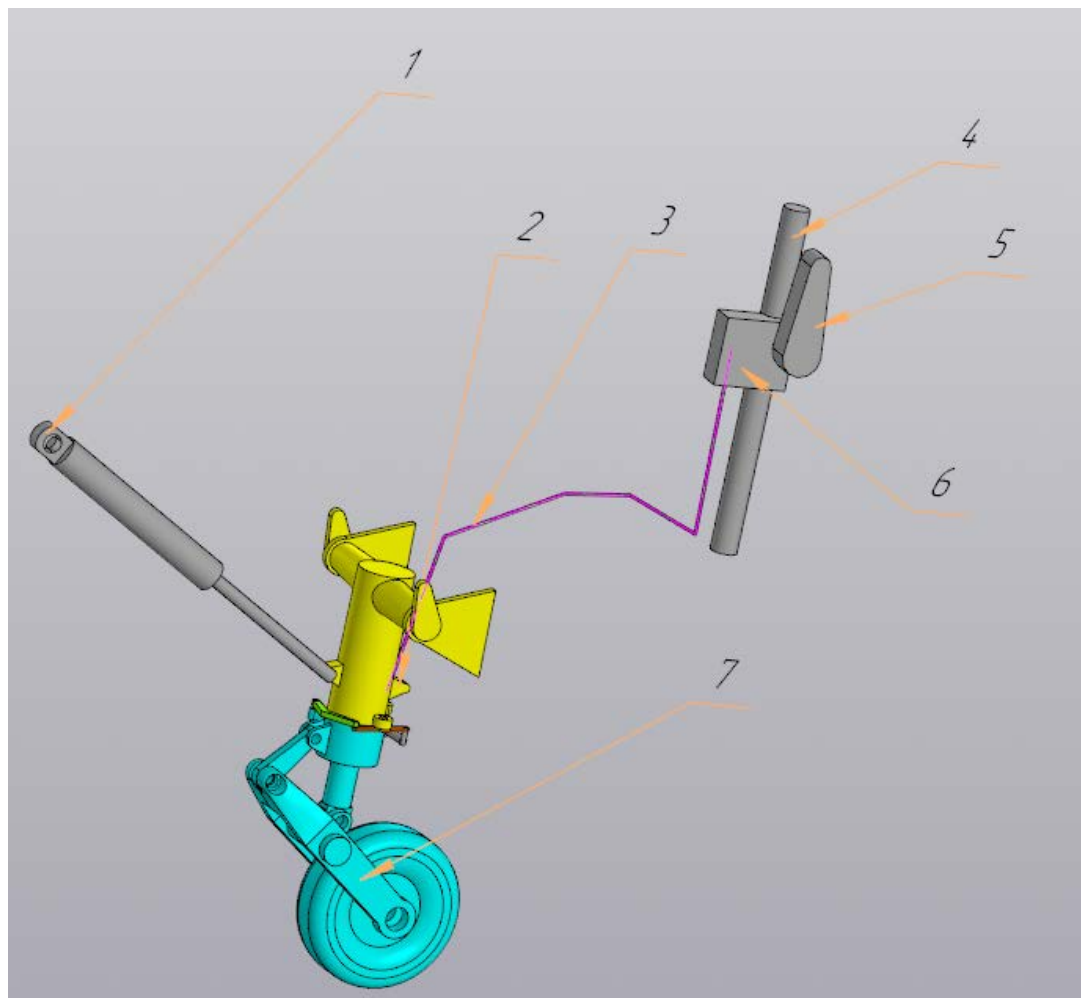


Рисунок 1.36 — Носовий стояк шасі та система керування поворотом колеса:
 1 - пневмошток для прибирання стояку шасі, 2 - верхня частина амаргостійки,
 3 - магістралі електро-керування, 4 - важіль штурвалу, 5 - важіль повороту носового шасі, 6 - прилад що керує сервомотором, 7 - частина носової опори, що повертається.

Поворот носової частини шасі здійснюється за допомогою механізму. При відхиленні важеля керування повороту шасі подається сигнал на сервомотор з відповідним напрямком та швидкістю. Сервомотор штовхає важіль №1 який штовхає важіль №2 який в свою чергу здійснює поворот рухомої частини носової опори шасі (Рисунок 1.37).

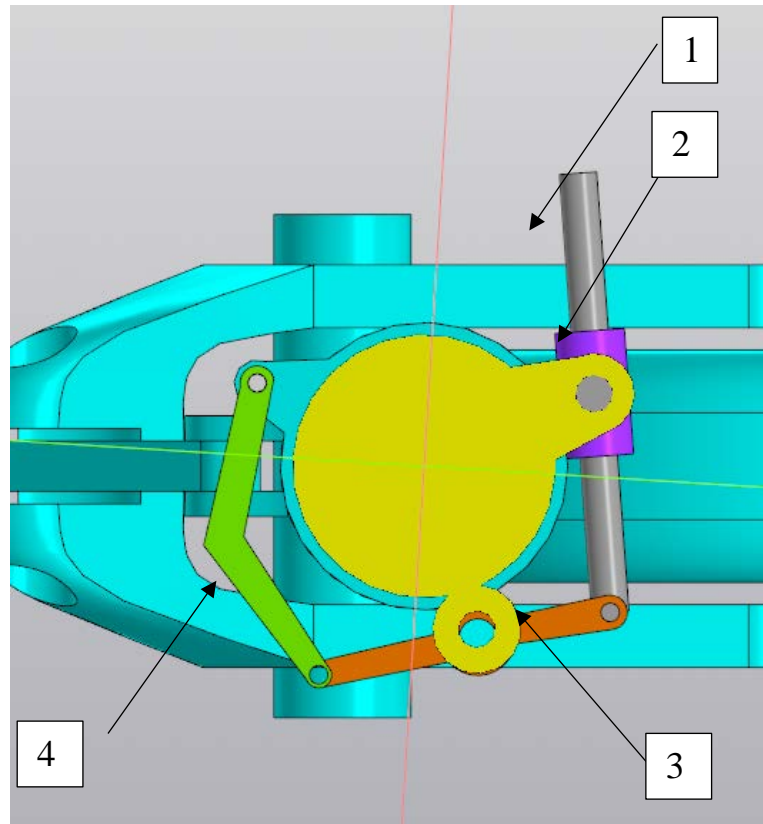


Рисунок 1.37 — Агрегати носової опори, що забезпечують поворот нижньої частини: 1 - сервомотор, 2 - циліндр сервомотору, 3 - коромисло, 4 - важіль.

Висновки

В конструкторському розділі було сформовано вигляд літака, проведено розрахунки маси літака в трьох наближеннях, відібрано двигун.

Визначені аеродинамічні характеристики літака.

Виконано інтегроване проектування агрегату літака (елерон).

Спроектовано 3д геометрію літака та його конфігурацію.

Спроектовано 3д модель носового стояку шасі.

2 Технологічний розділ

2.1 Розробка технології виготовлення агрегату літака носку нервюри крила літака а типу Ан-72

2.1.1 Технічний опис конструкції носика нервюри крила літака типу Ан-72

‘Функціональне призначення:

Носик нервюри крила є компонентом, спеціально розробленим для поліпшення міцності, аеродинаміки і довговічності крила літака. Основні функції включають:

1. Зміцнення передньої частини нервюри: Носик нервюри служить для підвищення міцності та жорсткості передньої частини крила, що особливо важливо при високих динамічних навантаженнях під час польоту.

2. Оптимізація аеродинамічних характеристик: Спеціальна форма носика нервюри допомагає мінімізувати аеродинамічні втрати, знижуючи опір повітря та покращуючи загальну ефективність крила.

3. Підтримка структури: Носик нервюри відіграє важливу роль у підтримці загальної структури крила, забезпечуючи рівномірний розподіл навантажень і запобігаючи деформації.

Основні характеристики:

1. Матеріали: Виготовляється з легких, міцних та високотехнологічних матеріалів, таких як алюміній, композити, або титан.

2. Форма: Носик нервюри може мати різні форми залежно від конкретної моделі літака, але зазвичай він виконаний з урахуванням оптимальних аеродинамічних та механічних параметрів.

3. Інтеграція з крилом: Носик нервюри інтегрується в загальну структуру крила і забезпечує надійне з'єднання з іншими компонентами.

Переваги:

1. Збільшення міцності крила: Носик нервюри значно підвищує загальну міцність крила, що особливо важливо в умовах різних навантажень під час польоту.

2. Зниження аеродинамічних втрат: Оптимізована форма носика нервюри сприяє зниженню аеродинамічних втрат, що веде до підвищення ефективності польоту та зниження витрати палива.

3. Довговічність та надійність: Використання сучасних матеріалів та технологій при виробництві носика нервюри забезпечує високу довговічність та надійність в експлуатації.

З умов технологічності та полегшення складання в крилі з працюючою обшивкою нервюри зазвичай виконують з декількох частин (для дволонжеронного крила – носок; міжлонжеронна частина, хвостик). Внаслідок невеликих навантажень, що діють на нормальну нервюру, немає потреби пов'язувати в єдине ціле пояси всіх її частин – конструкцію зв'язку поясів та передачі згинальних моментів у місці приєднання до лонжеронів виконує обшивка.

Структура носку нервюри є збірно-клепаною конструкцією (додаток Г), що складається з верхнього і нижнього поясів, стінки, стійок і книць.

Пояси та стійки виконуються із стандартних профілів, стінка – з листового матеріалу.

2.1.2 Технічні умови на виготовлення носика носка нервюри літака Ан-72

Виготовлення агрегату (вузла) повинно відповідати вимогам технічних умов та креслень за розмірами та марками матеріалів, нормами, механічною та термічною обробкою, покриттям.

Сформулюємо ТУ:

1. Деталі БЧ виготовляти за шаблонами із плаза.
2. Невказані граничні відхилення розмірів, форми та розташування поверхонь за ОСТ1 00022-80.
3. Шорсткість оброблених поверхонь деталей БЧ – Rz 40 .

4. Клепати за інструкцією ПІ 249-78.
5. Герметизація за інструкцією 72ПІ-25-84 "Х".
6. Покриття для деталей БЧ Ан.Окс.Хр./Гр.ЕП – 0215.400. ОСТ 1 90055-85.
Лакофарбові покриття з ОПІ-348-98 «Х»
7. Металізація за ТІ 36-8-83 "Х".
8. Маркувати та таврувати за ПІ-63-90 «Х»
9. Верхній та нижній пояси еквідистантні теоретичному контуру.
10. Робоче середовище – паливо.
11. Деталі з Д16АМ гартувати і природно старити. Група контролю термообробки 5 за ОСТ 10002-78 «Х»
12. Мінімальний зазор між компенсаторами та стрінгерами
клепанних панелей – 1 мм, між компенсаторами та стрінгерами фрезерованих панелей – 0,5 мм.

2.1.3 Оцінка технологічності конструкції панелі/вузла.

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

Технологічність вузла можна оцінити за такими критеріями:

1. Раціональне членування конструкції.

Конструкція не має підскладання, деталі, що не дозволять виготовляти різні елементи незалежно один від одного. Таким чином, збільшується період складання вузла і можливе зменшення програми випуску.

Максимальне використання в конструкції матеріалів з високими технологічними властивостями. Всі деталі, що входять в конструкцію, виготовляються легкооброблювальних сплавів, таких як алюмінієвий сплав.

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

3. Наявність зручних підходів до місць виконання з'єднань, що забезпечують їх виконання. При складанні лонжерона доступ до місць з'єднання не завжди є зручним, так як виріб має замкнуту форму.

5. Складання виробу не повинно вимагати застосування складного технологічного оснащення. Складання заднього лонжерона стабілізатора

не вимагає застосування складного технологічного оснащення. 6. Ефективне використання процесів виробництва: Конструкція повинна бути розроблена з урахуванням оптимізації виробничих процесів. Мають бути мінімізовані час, затрати та ризику під час виготовлення вузла. 7. Стандартизація: Застосування стандартів та норм дозволяє спростити виробничі процеси, забезпечити сумісність з іншими компонентами та сприяти ефективному використанню ресурсів.

8. Легкість монтажу та демонтажу: Вузол повинен бути побудований таким чином, щоб монтаж та демонтаж відбувалися швидко та безперешкодно. Це дозволяє зменшити час і зусилля, необхідні для обслуговування та ремонту вузла.

9. Забезпечення надійності: Технологічність вузла повинна включати такі спекти, як міцність, стійкість до довговічності та здатність переносити навантаження без пошкоджень. Це допоможе запобігти аварійним ситуаціям та забезпечити безпеку під час експлуатації.

2.1.4 Вибір оптимальної схеми складання та ув'язування заготівельної та складальної оснастки на основі точнісних та економічних розрахунків.

Схема складання представлена на кресленні K104.160.00.00 і є послідовною схемою складання. Ув'язування заготівельної та складальної оснастки забезпечується ПШМ, складання самого вузла проводиться у пристосуванні.

2.1.5 Схема базування складових частин вузла

Базувальна схема - це набір настановних баз, які є необхідними і достатніми для впевненого розміщення деталей у виробничому процесі, позбавляючи їх необхідного числа ступенів свободи.

У літакобудуванні та вертольотобудуванні деталі, вузли та агрегати при складанні базуються по:

1. Складальним отворами – СО;
2. Координатно-фіксуючим отворами - КФО;
3. Поверхні каркасу;
4. Зовнішньої поверхні обшивки - НП;
5. Внутрішньої поверхні обшивки – ВП;
6. Отворами під стикові болти - ОСБ;
7. Наставним базовим отворами – УБВ.

Для забезпечення точності складання необхідно дотримуватись трьох основних принципів бази: єдність баз (вибір конструктивних основ як монтажних); Стійкість основ (основа установки повинна залишатися нерухомою на всіх етапах складання); Комбінування основ (вибір складених основ як орієнтир).

На (Рисунок 2.1) зображено схему базування складових частин носку нервюри.

Базування провадиться:

- стінка – по установчих базових отворах (УБВ);
- пояси – за фіксаторами;
- стійки – по складальним отворами (ЗІ);

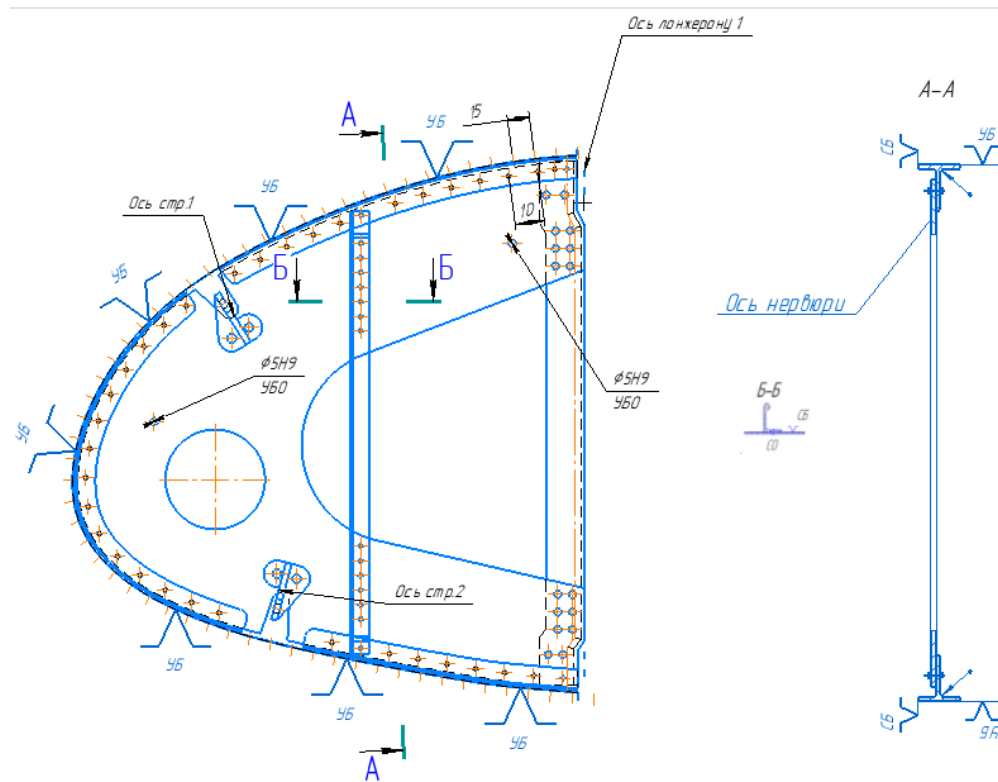


Рисунок 2.1 — Схема базування складових частин носку нервюри

2.2 Розробка робочої технологічної документації на складальні роботи

2.2.1 Проектування робочого технологічного процесу складання в маршрутному та операційному опису. Вибір обладнання, устаткування, інструменту.

Процес складання виробу являє собою послідовність етапів, що включає розміщення деталей, вузлів та панелей у складальному положенні, їх закріплення та з'єднання відповідно до вимог креслення. Крім того, в цей процес включено визначення необхідної кількості та кваліфікації робітників, встановлення норм часу, вибір відповідного інструменту та обладнання. Розробка технологічного процесу складання здійснюється з урахуванням конструкції виробу та схеми складання, згідно з кресленнями. Для цього процесу потрібні такі вихідні дані:

1. директивні технологічні матеріали;
2. програма виробництва;

3. конструкторські креслення виробу;
4. технічні умови на виготовлення деталей.
5. інформацію про процес складання:
6. опис операцій та послідовність технологічного процесу;
7. необхідний інструмент та обладнання для кожної операції;
8. норми часу, потрібні для виконання кожної операції;
9. спеціалізація, кількість робітників та їх кваліфікація;
10. контрольні операції.

2.2.2 Нормування операцій технологічного процесу, укрупнене нормування решти операцій.

Норма часу – це час, необхідний для виконання операції мінімальною кількістю працівників [].

Для нормування виберемо операцію установки, підготовки деталі доз'єднання, тобто свердління, і операцію з'єднання – клепки.

З довідника НИАТ по нормам часу визначимо норми часу на типові операції, що застосовуються при складанні хвостового ланки внутрішнього закріпка [].

Процедура складання включає послідовність етапів: установку деталей, вузлів і панелей в складальне положення, їх закріплення і з'єднання відповідно до приписів креслення. Також включені у цей процес визначення спеціалізації, рівня кваліфікації та чисельності робітників, встановлення стандартів часу, а також вибір необхідного інструменту та обладнання. У загальному випадку процес збирання виконується в наступному порядку:

1. підготовка деталей до збирання;
2. встановлення деталей у задане кресленням положення;
3. фіксація деталей у встановленому положенні;
4. підготовка деталей до скріплення;
5. кріплення деталей;

6. контроль точності та якості з'єднань;
7. останні роботи.

Укрупнений технологічний процес складання наведено у таблиці (Таблиця 2.1).

Таблиця 2.1 - Укрупнений технологічний процес.

№ операції	зміст операції	Обладнання, інструмент
005	Перевірити наявність клейм остаточного приймання деталей БТК цеху – виробника, відсутність механічних пошкоджень та відсутність місць із порушеним покриттям.	Візуально
010	Підготувати робоче місце для збирання носка нервюри	Пристрій для збирання носка нервюри
015	Встановити стінку за БО, фіксувати.	Відкидні фіксатори
020	Встановити на стінку стійки по ЗІ, фіксувати технологічними болтами	(20) Т/болти 6160А-3-14; (20) Т/гайка 3301А-3; (20) Т/шайба 1730А-1-3-6; ключ торцевий
025	Встановити на стінку верхній та нижній пояси, фіксувати.	Відкидні фіксатори
030	Свердлити по ПЗ стійок 132 отворів $\varnothing 3,05$ мм, по ПЗ поясів 172 отворів $\varnothing 3,55$ мм.	Пн. Дриль СМ 21-6-12000; свердло $\varnothing 3,05$; свердло $\varnothing 3,55$;
035	Розібрати складання, зняти задирки, прибрати з поверхонь деталей сторонні предмети, стружку, пил. Зібрати збирання.	Неметалічний шпатель; волосяна щітка ГОСТ 10597-80; пилосос 6380-2036; (20) Т/болти 6160А-3-14; (20) Т/гайка 3301А-3; (20) Т/шайба 1730А-1-3-6; ключ торцевий
040	Вставити заклепки відповідного за типорозміром згідно з кресленням К104.ВР.143.04.01.00 СБ і клепати складання, в процесі клепки зняти тех/болти, досвердлити отвори до $\varnothing 3,05$ і доклепати 20 заклепок $\varnothing 3,0$.	Пн. дриль СМ 21-6-12000; свердло $\varnothing 3,05$; торцевий ключ; п/молоток КМП-14; підтримка.

--	--	--

Продовження (Таблиця 2.1)

045	Перевірити: -діаметр і висоту замикаючих головок заклепок граничним шаблоном; -Відсутність зазорів в пакеті деталей, що з'єднуються.	Граничний шаблон 999.8459-7001; 999.8602-7156-07; Щуп набірний №2,3
050	Набити та встановити бирку на нервюрі. На бирці нанести № креслення, № машини, дату виготовлення. Після цього поставити тавро ВТК.	Молоток слюсарний Р = 0,5 кг 7850-0033; пломбір 098-01-360; плита слюсарна
055	Розфіксувати нервюру та вийняти із пристосування.	

2.3 Проектування засобів технологічного оснащення складальних робіт.

2.3.1 Вибір схеми та компоновки складального пристрою.

У пристроях для складання конструкції літака елементи фіксуються відносно головних базових осей відсіку або агрегату, а також його аеродинамічного обвіду (зовнішнього або внутрішнього) або площини вузла стику. Після фіксації елементів у пристосуванні встановлюється кріплення. У зв'язку з постійним підвищенням вимог до точності та взаємозамінності складених елементів конструкції літака, а також зростанням продуктивності праці, необхідне не лише збільшення кількості складальних пристосувань у виробництві, але й виконання більш високих технічних вимог до них [1].

Основні вимоги до пристосувань включають:

1. Дотримання заданих технічних умов і точності складання вузла, яка повинна відповідати вимогам точності складання конструкції.
2. Збереження точності складання конструкції протягом всього періоду експлуатації між регламентними оглядами і ремонтами.
3. Збереження стабільності базових точок, вузлів і поверхонь, вказаних у технічних умовах для складання конструкції, а також надійна фіксація зібраних елементів протягом всього періоду експлуатації пристосування.
4. Використання максимальної кількості стандартизованих елементів у конструкції пристосування для зниження вартості та скорочення часу їх проектування і виготовлення.
5. Забезпечення найкращих умов для складальних робіт, зокрема вільного доступу до робочих зон, доброго освітлення, мінімального часу для фіксації та розфіксації зібраного виробу, зручного використання інструменту та механізації праці.

б. Дотримання правил безпеки під час роботи.

Конструювання складального пристрою

Конструктивні схеми складальних пристроїв обумовлені конструктивно-технологічними особливостями планера літака. У кожному конкретному випадку їх вибирають з урахування основних вимог, що висувуються до пристосування [1].

Одна з основних вимог, що пред'являються до пристосування – забезпечення необхідної точності та взаємозамінності виробу, що збирається. Точність складання у складальному пристосуванні забезпечується фіксаторами та затискачами, що встановлюються у певному положенні щодо конструктивних осей на жорстких елементах каркасу пристосування [1].

Схема даного пристрою представлена на (Рисунок 2.2).

Відповідно до прийнятої схеми базування і технологічного процесу складання, вибирається вертикальне пристосування, що складається з каркаса рамного типу. Рама пристосування складається з верхньої (1) та нижньої (4) балок, стійок (2,3), які встановлені на регульовані опори. До складу рами входять додаткові поперечні рами (5,6) і додаткові поздовжні балки (9,10) і поперечні (11,12) з фіксаторами під базові отвори (8). На додаткових поперечних рамах кріпляться фіксатори з відкидними фіксаторами (7), які визначають і закріплюють необхідне положення деталі виробу, що збирається [1].

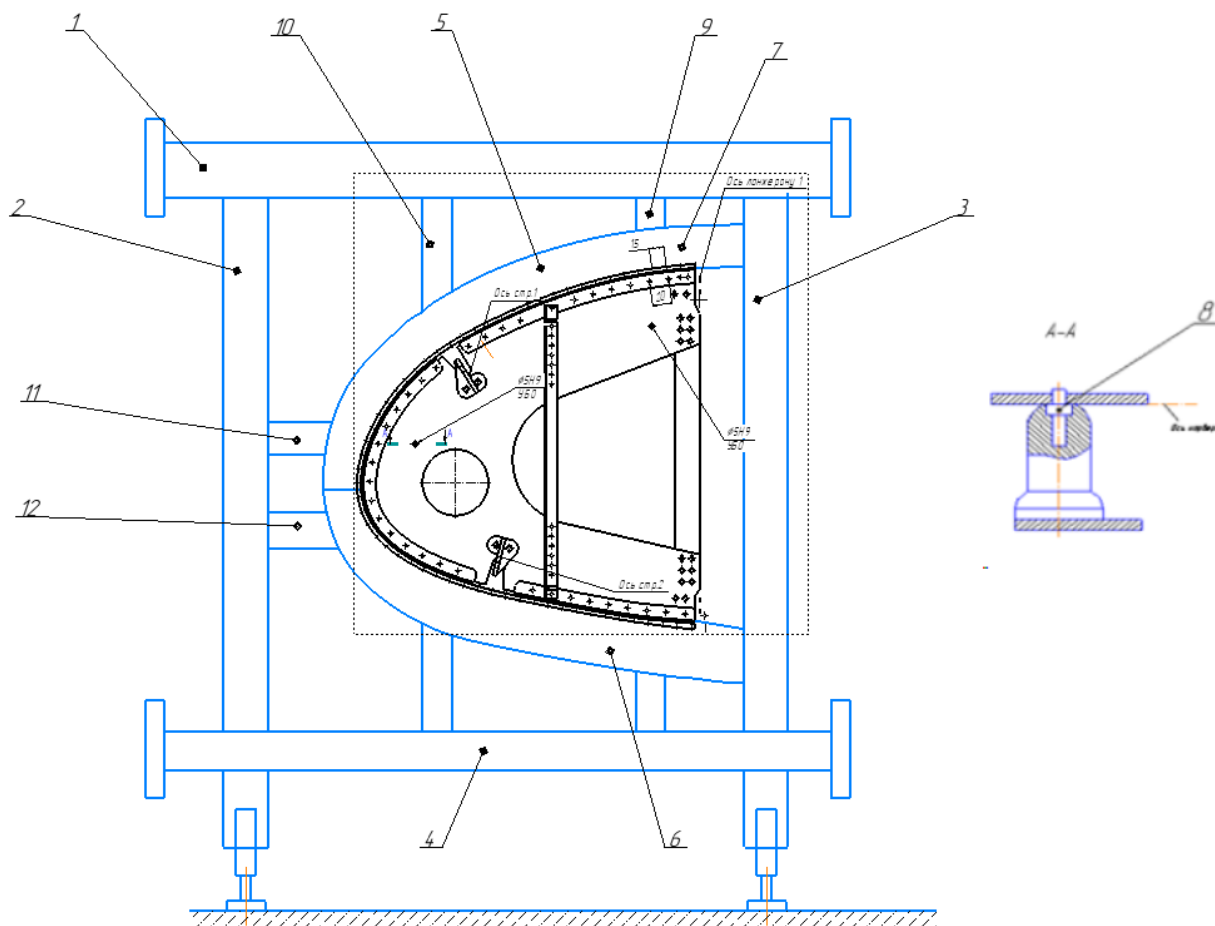


Рисунок 2.2 — Складальний пристрій

2.3.2 ТУ на монтаж складального пристрою

Пристрій призначений для збирання нервюри.

2. Деталі, що входять в нервюру, що збирається: стінка, стійки – 1 штука, пояс верхній, пояс передній, нижній пояс, кінці – 2 штуки.

3. Основні технологічні основи збираної нервюри: БО (стінка), СО (стійки), обвід (пояси).

4. Порядок складання згідно з укрупненим технологічним процесом (Таблиця 2.1).

5. Розташування нервюри, що збирається в пристосуванні - вертикальне.

6. Встановлення деталей та підкладання в пристрій проводиться вручну. Закладка проводиться «від себе», виїмка – «на себе».

7. Засоби ведення складальних робіт: підтримка, пневмодрель, клепальний молоток.

8. Кошти механізації у складальному пристосуванні не передбачені.

9. Забезпечити підведення електроенергії та стиснутого повітря.

2.3.3 Розробка укрупненого технологічного процесу монтажу складального пристрою.

Технологічний процес монтажу має наступний хід подій:

1. Раму, яка була попередньо зварена, встановлюють на стіл інструментального стенду (ІС). 2. Вилки рубильників і вилки калібру стику виставляють у потрібне положення.

3. Виконується заливка цементом НІАТ-МЦ вилок рубильників і вилок калібру стику у стакани рами.

4. Фундамент розміщують відповідно до креслення.

5. Здійснюється установка опор пристосування і рами з вилками згідно з кресленням.

6. Проводиться перевірка правильності установки за допомогою оптичних приладів.

7. Зазори між опорними площинами рами і місцями її установки заповнюють цементом НІАТ-МЦ.

8. Після витримки протягом 24 годин раму кріплять болтами.

9. Установка кран-канатної суднової вузлової системи (ККСУ) згідно з встановленими вилками.

10. За допомогою калібрів встановлюють та фіксують фіксатори просторових стикових вузлів. Зазори заповнюють цементом НІАТ-МЦ. ККСУ знімають.

11. Установка відповідних вилок рубильників згідно з встановленими вилками.

12. Встановлюють притискачі та опорні поверхні пристрою.

13. Здійснюється контроль більш технічних характеристик монтажу складального пристосування.

2.3.4 Планування робочого місця

Організація робочого місця збирача

Планування робочого місця має сприяти збереженню пересування під час роботи і забезпечувати зручний доступ до всього обладнання, встановленого на робочому місці (останнє також необхідно при ремонті); При цьому він повинен бути компактним, а робоче місце повинно займати якомога менше виробничої площі. Для забезпечення виконання вищезазначених вимог пристрій для складання обладнано наступним чином:

- 1) з боків стапеля, вище будівельної горизонталі зроблено робочі площі;
- 2) стапель із двох сторін висвітлюється стаціонарними світильниками;
- 3) на кожній колоні з обох боків встановлені колонки підведення стисненого повітря та розетки електроенергії;
- 4) кожен робітник забезпечений індивідуальним ящиком з повним набором необхідного для роботи інструменту. Ящики з інструментом зберігаються у кожному нижньому відділенні столу, розташованого біля стапеля. У верхньому відділенні столу розташовані ящики для зберігання кріпильних деталей (заклепок, болтів).

На (Рисунок 2.3)представлено схему робочого місця збирача.

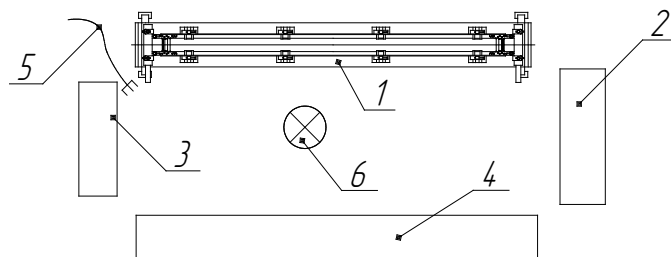


Рисунок 2.3 — Схема робочого місця збирача

1 -пристосування для складання нервюри; 2 – комплект інструментів для складальних робіт, верстат для позастапельних робіт;

3 – стелаж для зберігання деталей; 4 – стелаж для готових виробів;

5 – повітропровід для підключення механізованого інструменту;

6 – робітник-збирач.

Контроль якості роботи ведеться без відриву основних робітників від процесу збирання. Опалення, вентиляція, освітлення, санітарно-технічні умови у цеху мають забезпечувати високу продуктивність праці.

Площа одного робочого місця – 35 м².

Висновки

В ході виконання курсового проекту були спроектовані такі процеси як:

Технічний опис конструкції носика нервюри крила літака типу Ан-72

Технологічна частина

Розробка робочої технологічної документації на складальні роботи

Проектування засобів технологічного оснащення складальних робіт

3 Економічний розділ

3.1 Розрахунок дослідно-конструкторського бюро (ДКБ)

Витрати визначаються на передпроектній стадії. Тому доцільно об'єднати окремі витрати – попередній проект, ескіз і робочий проект – в один етап – проектування. Зусиллями, пов'язаними з передачею документації заводу-виробнику, можна знехтувати. Розрахунок вартості здійснюється поетапно:– проектування;

– виготовлення дослідних зразків;

– витрати на випробування та корегування конструкторських креслень ЛА.

У розрахунку економічного розділу беруться данні першої частини дипломної роботи:

число Маха $M = 0,34$;

Маса планера літака $m_{пл} = 5,2$ т;

Максимальна швидкість літака $V_{max} = 420$ км/год ;

Потужність одного двигуна $N_e = 550$ кВт.

Сумарні витрати на проектування конструкції ЛА визначаються формулою:

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot m_{\text{пл}}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma_{(M+1)}}{\alpha^{(M+1)}}$$

де $V_{\text{проект}}$ – витрати на проектування, тис. дол.; $m_{\text{пл}}^{0,1}$ – маса планера літака з обладнанням, включаючи масу службового навантаження та екіпажу без маси силових установок, т; $\Gamma_{(M+1)}$ – гама функція; M – максимальна швидкість проектуємого літака в числах M див. додаток 2 [22]; $\alpha^{(M+1)}$ – параметр, характеризуючий вірогідне відхилення або міру розсіяння випадкової величини за таблицею 3.2 [22].

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot 5,2^{0,1} \cdot \frac{2,62411}{0,052^{1,34}} = 243,9 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на виготовлення дослідних зразків ЛА визначаються за формулою:

$$V_{N \text{ виг}} = 1,5 \cdot m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699} \cdot N^{0,2},$$

де $V_{N \text{ виг}}$ – вартість виготовлення n -го дослідного зразка, тис. дол.,
 V_{max} – максимальна швидкість літака, N – порядковий номер дослідного зразка.

$$V_{N \text{ виг}} = 1,5 \cdot 5,2^{1,237} \cdot 420^{0,699} \cdot 1^{0,2} = 786 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на випробування ЛА та корегування конструкторських креслень ЛА визначаються за формулою:

$$V_{\text{вип}} = 1,5 \cdot n_{\text{зр}} \cdot K_3 \cdot [1 + 0,01(n_{\text{зр}} - 1)],$$

де $n_{\text{зр}}$ – кількість льотних зразків; K_3 – коефіцієнт, залежний від довжини злітної смуги, $L_{\text{взл}} < 1$ км, $K_3 = 1$.

$$V_{\text{вип}} = 1,5 \cdot 3 \cdot 1 \cdot [1 + 0,01(3 - 1)] = 4,59 \text{ тис. дол.}$$

Сумарні витрати ДКБ та ціна проекту ЛА визначається за формулами:

$$V_{\text{ДКБ}} = V_{\text{проект}} + V_{N \text{ виг}} + V_{\text{вип}}.$$

$$V_{\text{ДКБ}} = 243,9 + 786 + 4,59 = 1034,52 \text{ тис. дол.};$$

$$Ц_{\text{ДКБ}} = V_{\text{ДКБ}} + П_{\text{ДКБ}};$$

$$Ц_{\text{ДКБ}} = 1034,52 + 206,9 = 1241,43 \text{ тис. дол.},$$

де $П_{\text{ДКБ}}$ - плановий прибуток ДКБ 20%.

3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво ЛА, прибутку та ціни літака і двигуна

3.2.1 Розрахунок виробничої вартості ЛА

Виробнича середня собівартість одного літака із річної програми випуску в N штук визначається наступним чином, дол.:

$$C_{\text{вир}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{ПВ}} + V_{\text{СО}} + V_{\text{пост}} + V_{\text{ЗП}} + V_{\text{ЕСВ}} + V_{\text{ЗВ}}$$

де $V_{\text{мат}}$ - вартість основних матеріалів, сировини, докупних напівфабрикатів (поковок, штамповок, лиття); $V_{\text{ПВ}}$ - вартість покупних виробів (приладів, бортового обладнання та установок, за винятком двигунів); $V_{\text{СО}}$ - витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки; $V_{\text{пост}}$ - постановочні витрати на розробку технологічних, серійних технологічних процесів, їх обробку. Розраховуються в відсотковому співвідношенні від витрат на виготовлення технологічної оснастки ($V_{\text{СО}}$); $V_{\text{ЗП}}$ - витрати на заробітну плату (основна та додаткова) виробничих робочих; $V_{\text{ЄСВ}}$ - відрахування на соціальні заходи; $V_{\text{ЗВ}}$ - загальновиробничі витрати [22].

Витрати на основні матеріали, сировину та покупні напівфабрикати (поковок, штамповок, лиття) обчислюється:

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{пл}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32lgN},$$

де N – річна програма випуску ЛА.

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 5,2^{0,93} \cdot 0,9^{3,32lg10} = 63,67 \text{ тис. дол.}$$

Вартість покупних виробів (приладів, бортового обладнання та установок, за винятком двигунів) визначається:

$$V_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (2,37 \cdot V_{\text{max}} + 14,15 \cdot m_{\text{пл}} - 1280) \cdot N^{-0,09};$$

$$V_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (2,37 \cdot 420 + 14,15 \cdot 5,2 - 1280) \cdot 10^{-0,09} = 33,44 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки визначаються:

$$V_{\text{СО}} = T_{\text{осн}} \cdot \bar{C};$$

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{к}} + K_1 + K_2 + K_3 + K_4,$$

де $T_{\text{к}}$ - трудомісткість виготовлення комплексу технологічної оснастки, норма-год; K_1 - коефіцієнт враховуючий об'єм випуску; K_2 - коефіцієнт, який враховує рівень використання нормалізованого оснащення; K_3 - коефіцієнт, який враховує рівень наступності створеної конструкції; K_4 - коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення 1,48; \bar{C} - вартість

виробництва одного нормо-часу технологічної оснастки; n - кількість двигунів на ЛА.

$$T_K = (2,943 + 0,0775 \cdot m_{\text{пл}} - 2,58 \cdot 10^{-4} m_{\text{пл}}^2) \cdot 1,05^n;$$

$$T_K = (2,943 + 0,0775 \cdot 5,2 - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot 5,2^2) \cdot 1,05^2 = 3,68 \text{ нормо-год};$$

$$K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 10 + 0,64 = 0,663;$$

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

$$K_3 = 10^{-2} \cdot \left[220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2} \right] = 10^{-2} \cdot \left[220 - \sqrt{250,6^2 - (25 - 220)^2} \right] = 1;$$

$$K_4 = 1,48;$$

$$T_{\text{осн}} = 3,68 + 0,663 + 1,075 + 1 + 1,48 = 7,8989 \text{ нормо-год};$$

$$B_{\text{CO}} = 7,8989 \cdot 2,7 = 21,32 \text{ тис. дол.};$$

$$CO_c = \frac{B_{\text{CO}}}{N_1 + N_2};$$

$$CO_c = \frac{21,32}{10 + 10} = 1,066 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на заробітну плату (основна та додаткова) виробничих робочих визначаються:

$$B_{\text{ЗП}} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot m_{\text{пл}}^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{\text{пр}},$$

де $K_{\text{пр}}$ - коефіцієнт враховуючий підвищення продуктивності праці робочих при освоєнні виробництва ЛА на протязі 7 років ($K_{\text{пр}}=1,08$).

$$B_{\text{ЗП}} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 5,2^{0,903} \cdot 0,34^{0,42} \cdot 10^{-0,32} \cdot 1,08 = 6,58 \text{ тис. дол.}$$

Сума обов'язкових соціальних внесків (ЄСВ) від витрат на оплату праці робітників всіх категорій промислово-виробничого персоналу на річну програму випуску, визначається, дол.:

$$B_{\text{ЄСВ}} = \frac{I_{\text{ЄСВ}} \cdot B_{\text{ЗП}} \cdot N}{100},$$

де $I_{\text{ЄСВ}}$ - відрахування на соціальні заходи (згідно діючого законодавства є обов'язковою, т ставка ЄСВ дорівнює 22% для усіх категорій платників);

$$V_{\text{ЄСВ}} = \frac{22 \cdot 6,58 \cdot 10}{100} = 14,47 \text{ тис. дол.}$$

Загальновиробничі витрати на організацію виробництва та управління цехами, дільницями, відділеннями та іншими підрозділами основного й допоміжного виробництва а також витрати на утримання та експлуатацію машин і обладнання, укрупнено обчислюються:

$$V_{\text{ЗВ}} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot V_{\text{ЗП}} \cdot N^{-0,359};$$

$$V_{\text{ЗВ}} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot 6,58 \cdot 10^{-0,359} = 20,46 \text{ тис. дол.}$$

Сума всіх вищезначених витрат буде складати середню виробничу вартість ЛА.

$$C_{\text{вир}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{ПВ}} + V_{\text{СО}} + V_{\text{пост}} + V_{\text{ЗП}} + V_{\text{ЄСВ}} + V_{\text{ЗВ}},$$

$$C_{\text{вир}} = 63,67 + 33,44 + 21,32 + 9,3839 + 6,58 + 14,47 + 20,46 = 169,35 \text{ тис. дол.}$$

3.2.2 Розрахунок собівартості літака

Витрати на збут включають такі витрати, що пов'язані з реалізацією продукції [22].

Витрати на збут, укрупнено можна планувати в розмірі 1,5% від виробничої собівартості:

$$V_{\text{збут}} = C_{\text{вир}} \cdot 0,015;$$

$$V_{\text{збут}} = 169,35 \cdot 0,015 = 2,54 \text{ тис. дол.}$$

Тоді повна собівартість літака із річної програми випуску в N штук, складає:

$$C_{\text{пов}} = C_{\text{вир}} + V_{\text{збут}};$$

$$C_{\text{пов}} = 169,35 + 2,54 = 171,89 \text{ тис. дол.}$$

3.2.3 Розрахунок прибутку і ціни літака без двигунів

Розрахунковий прибуток від одного літака без вартості двигунів може бути визначений по коефіцієнту, планує мого прибутку (рентабельності) наступним чином [24]:

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{K_R \cdot C_{\text{пов}}}{100},$$

де K_R - коефіцієнт рентабельності (рекомендований для реалізації на ринках чистої конкуренції, дорівнює 25%)

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{25 \cdot 171,89}{100} = 42,972 \text{ тис. дол.}$$

Розрахункова середня ціна літака без двигунів визначається:

$$C_{\text{ЛА без НДС}} = C_{\text{пов}} + P_{\text{ЛА}}$$

$$C_{\text{ЛА без НДС}} = 171,89 + 42,972 = 214,86 \text{ тис. дол.};$$

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{ЛА без НДС}} + \text{НДС};$$

$$C_{\text{ЛА}} = 214,86 + 42,79 = 257,83 \text{ тис. дол.},$$

де НДС – податок на додану вартість ЛА (держподаток в бюджет держави),

$$\text{НДС} = 0,2 \cdot C_{\text{ЛА без НДС}} = 0,2 \cdot 214,86 = 42,972 \text{ тис. дол.}$$

3.2.4 Розрахунок вартості літака з двигунами

В оцінці вартісних показників двигуна його можна розглядати як окремий об'єкт або враховувати льотно-технічні та вартісні показники літака, які можна отримати при застосуванні на ньому двигунів з різними параметрами [22]. У другому випадку літак є лише засобом оцінки двигуна. При цьому такі параметри літака, як корисне навантаження, розрахункова дальність польоту при повному корисному навантаженні на заданій висоті і швидкості польоту, злітна довжина літака, а також питома маса, тяга і витрата палива, лобова площа двигуна пов'язані зі злітною масою гіпотетичного літака та означають цю вагу та ціну планера. Тому при оцінці вартості різних варіантів запланованого двигуна проміжним завданням є визначення злітної маси гіпотетичного літака. При цьому методика розрахунку, її точність і трудомісткість залежать від конкретного завдання розрахунку вартості двигуна, типу літального апарату, на який він встановлюється, стадії ДКР, серійного виробництва тощо [22].

Розрахунок витрат на двигуни, що закупаються для серійного виробництва літаків, здійснюється з використанням укрупнених формул, поданих нижче:

Вартість ТРДД в середньому дорівнює:

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

де N_{emax} – максимальна еквівалентна потужність на валу, кВт.

$$C_{\text{дв}} = 61,183 \cdot 2 \cdot 550 = 67,3 \text{ тис. дол.}$$

Тоді розрахункова середня ціна одного літака з двигунами буде складати:

$$C_{\text{сдв}} = C_{\text{ла}} + 2 \cdot C_{\text{дв}} = 257,83 + 2 \cdot 67,3 = 392,4 \text{ тис. дол}$$

3.2.5 Висновки

У цьому розділі здійснено розрахунок експериментально-конструкторського бюро, оцінено витрати на масове виробництво літального апарату (ЛА) з розрахунком собівартості та ціни для ЛА з двигуном і без. У процесі виконання завдання було виявлено такі показники.:

- виробнича собівартість виготовлення одного літака складає 169,35 тис. дол.;
- повна собівартість одного літака буде складати 171,89 тис. дол.;
- розрахункова середня вартість літака, без врахування вартості двигуна складає 257,83 тис. дол.;
- розрахункова середня ціна ЛА, враховуючи вартість комплекту двигунів складає 392 тис. дол.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ІНФОРМАЦІЇ

- 1 Авиационные правила. Ч. 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов [Электронный ресурс] / Межгос. авиац. ком. 2014. 195 с. URL: https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_23.pdf (дата обращения: 03.06.2020).
- 2 Википедия. Свободная энциклопедия. – [Электронный ресурс] https://ru.wikipedia.org/wiki/Let_L-410_Turbolet (дата обращения: 18.01.2022)
- 3 Википедия. Свободная энциклопедия. [Электронный ресурс] https://wiki5.ru/wiki/CASA_C-212_Aviocar (дата обращения: 18.01.2022).
- 4 Википедия. Свободная энциклопедия. [Электронный ресурс] <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%91%D0%B5-30> (дата обращения: 18.01.2022).
- 5 Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] <http://www.airwar.ru/enc/aliner/ev55.html> (дата обращения: 18.01.2022).
- 6 Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] <http://www.airwar.ru/enc/aliner/do228-212.html> (дата обращения: 18.01.2022).
- 7 Википедия. Свободная энциклопедия. [Электронный ресурс] https://ru.wikipedia.org/wiki/De_Havilland_Canada_DHC-6_Twin_Otter (дата обращения: 18.01.2022).
- 8 Основы аэрокосмической техники [Текст]: учебник для высших учебных заведений (направление «Авиация и космонавтика») / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. Ч. 2. – Харьков: Нац. аэрокосмический ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2003.-901 с.
- 9 Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] <http://www.airwar.ru/enc/engines/m601e.html> (дата обращения: 18.01.2022).
- 10 ГОСТ 21631-76 Листы из алюминия и алюминиевых сплавов.
- 11 ОСТ 1 34104 – 80. Заклепки. Технические условия, 1980 – 12с.

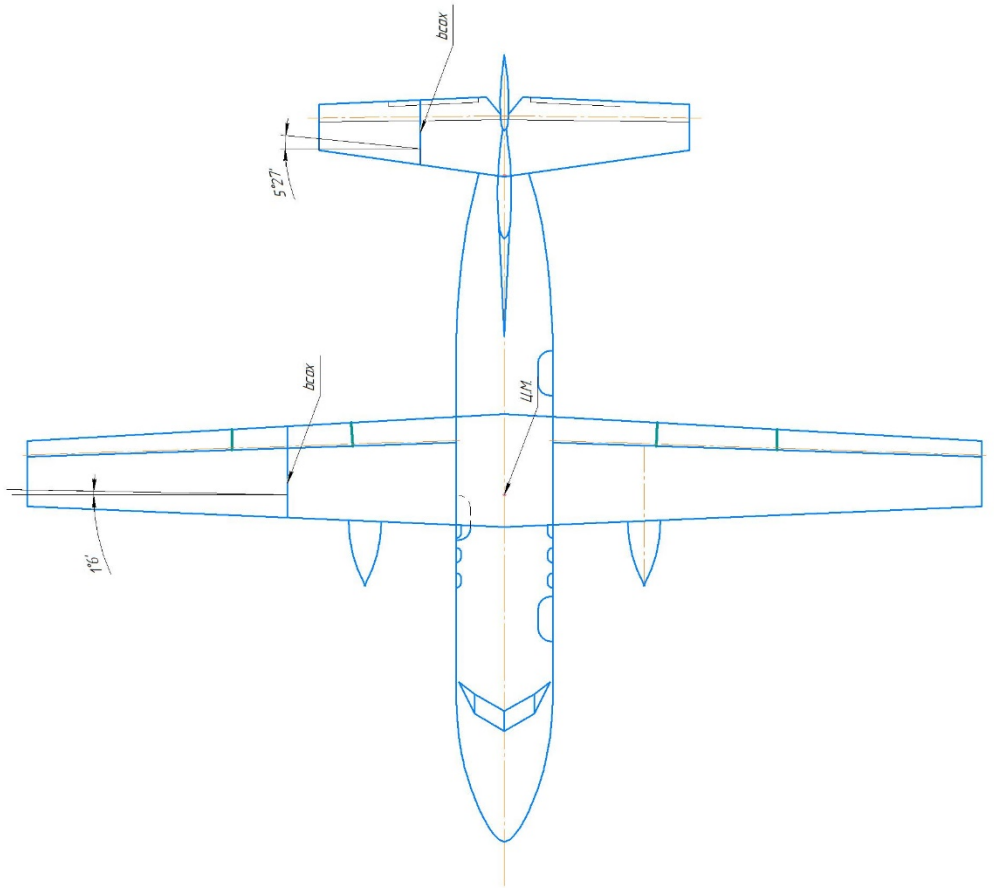
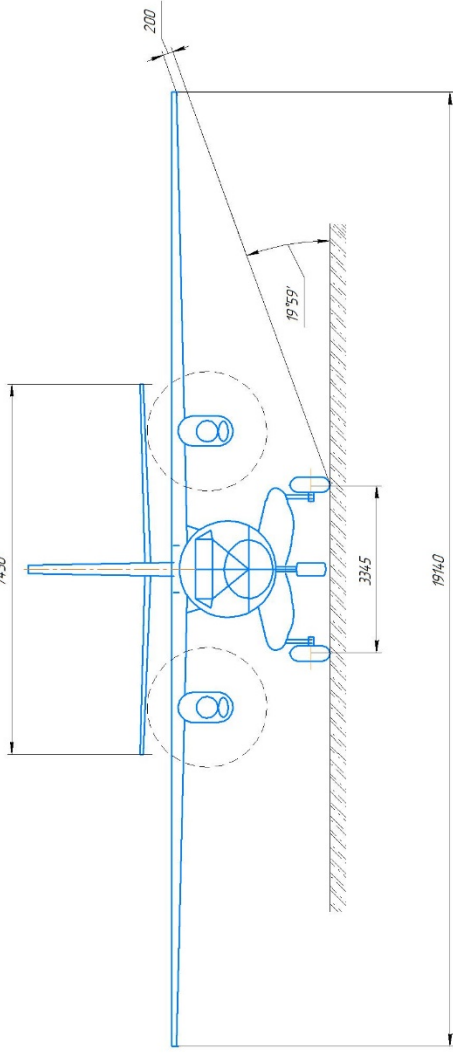
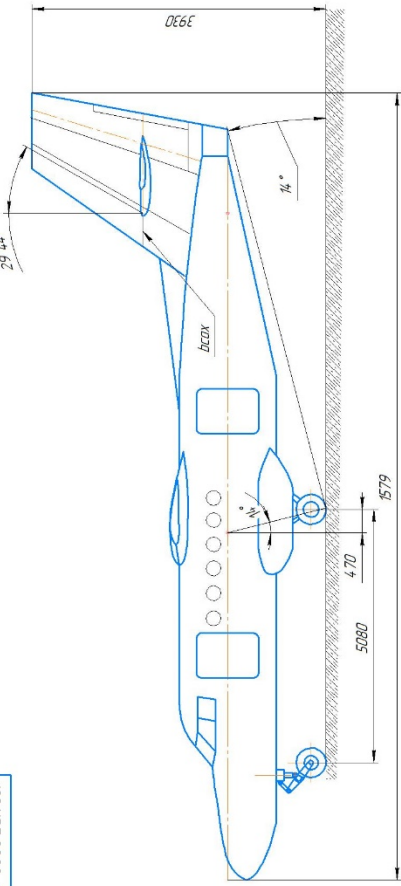
- 12 ОСТ 1 34040 – 79 – Заклепки. С плоско-скругленной головкой с компенсатором, 1990 – 17с.
- 13 ОСТ 1 00016-71 Шаги заклепок в заклепочных швах 1971 – 3с.
- 14 Проектування шасі літаків [Текст]: підручник / В. І. Рябков, В. А. Трофімов, В. М. Павленко та ін. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2011. – 340 с.
- 15 Бабушкин А. И. Технико-экономическое обоснование конструкций самолетов и двигателей А.И Бабушкин, В. А. Пильщиков, В. А. Резчик, А.И.
- 16 Технологія виготовлення деталей літальних апаратів з видаленням припуску: підручник / В. С. Кривцов, В. Т. Сікульський, Ю. В. Д'яченко, О. В. Шіпуть та ін. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2010. – 224 с.
- 17 Технология производства деталей летательных аппаратов размерной обработкой: учеб. пособие по лаб. практикуму / В. Т. Сикульский, Ю. В. Дьяченко, В. П. Божко и др. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2017. – 180 с.
- 18 Справочник технолога-машиностроителя: в 2 т. / Под ред. А. Г. Косиловой. – М. Машиностроение, 1985. – Т. 1. – 656 с.
- 19 Справочник технолога-машиностроителя: в 2 т. / Под ред. А. Г. Косиловой. – М.: Машиностроение, 1985. – Т. 2. – 496 с.
- 20 Проектирование специальных станочных приспособлений / В. В. Воронько, Ю. В. Дьяченко, С. Д. Проскурин, В. Т. Сикульский. – Учеб. пособие по курсовому и дипломному проектированию. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – 66 с.
- 21 Порядок оформления учебных документов: учеб. пособие / В. Н. Павленко, В. В. Воронько, Ю. А. Сысоев, И. М. Тараненко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2013. – 76 с.

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

ДОДАТОК А

Літак «КВ-100»

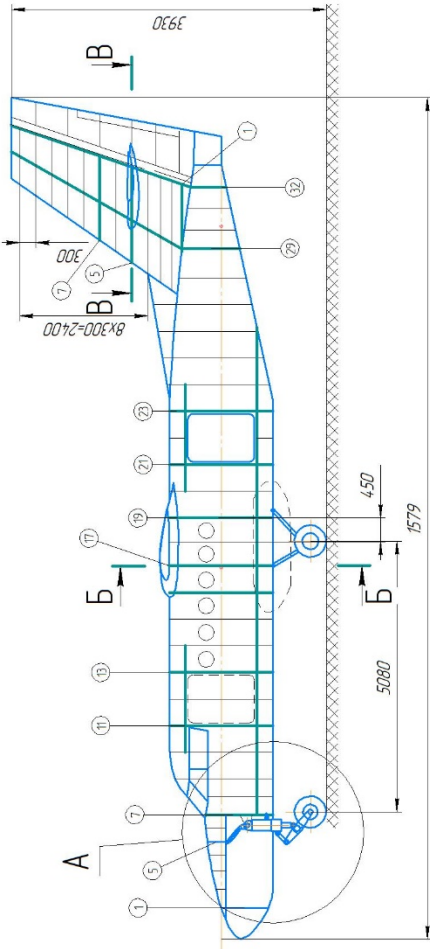
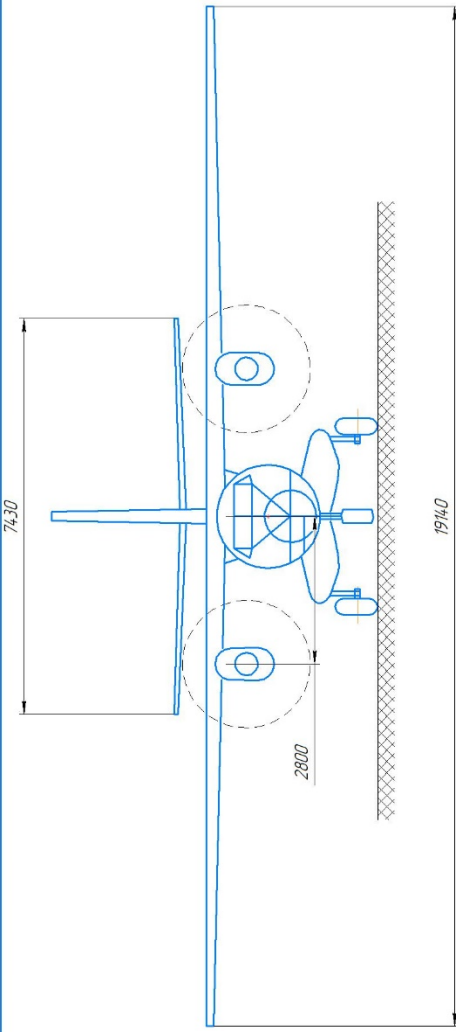
Загальний вигляд



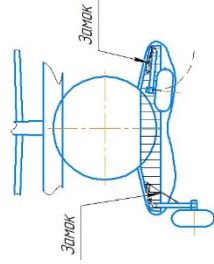
$V_{крст}$	км/ч	357
$H_{кр}$	м	6,89
L	м	2700
$L_{кр}$	м	655
$\sigma_{полк}$	кг	6280
$\sigma_{полк}$	кг	2040
$\rho_{полк}$	чол	17-2
Топ. емкость двигателя		
N_0	кВт	700
$S_{кр}$	м ²	35
$S_{полк}$	м ²	9,5
$S_{ф}$	м ²	9,9
$D_{ф}$	м	19,4
$H_{полк}$	м	3,930
ρ_0	кг/м ³	180
t_0	кВт/кг	0,175

103.KP.0000-0000.38			
"КВ-100"			
Загальний вигляд			
Лист	Кресло	Кресло	150
Лист	Лист	Лист	1
ХАТ ар.160			1

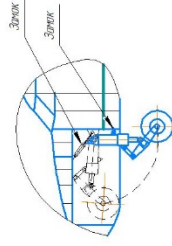
ДОДАТОК Б



Б-Б(1:50)



А(1:50)



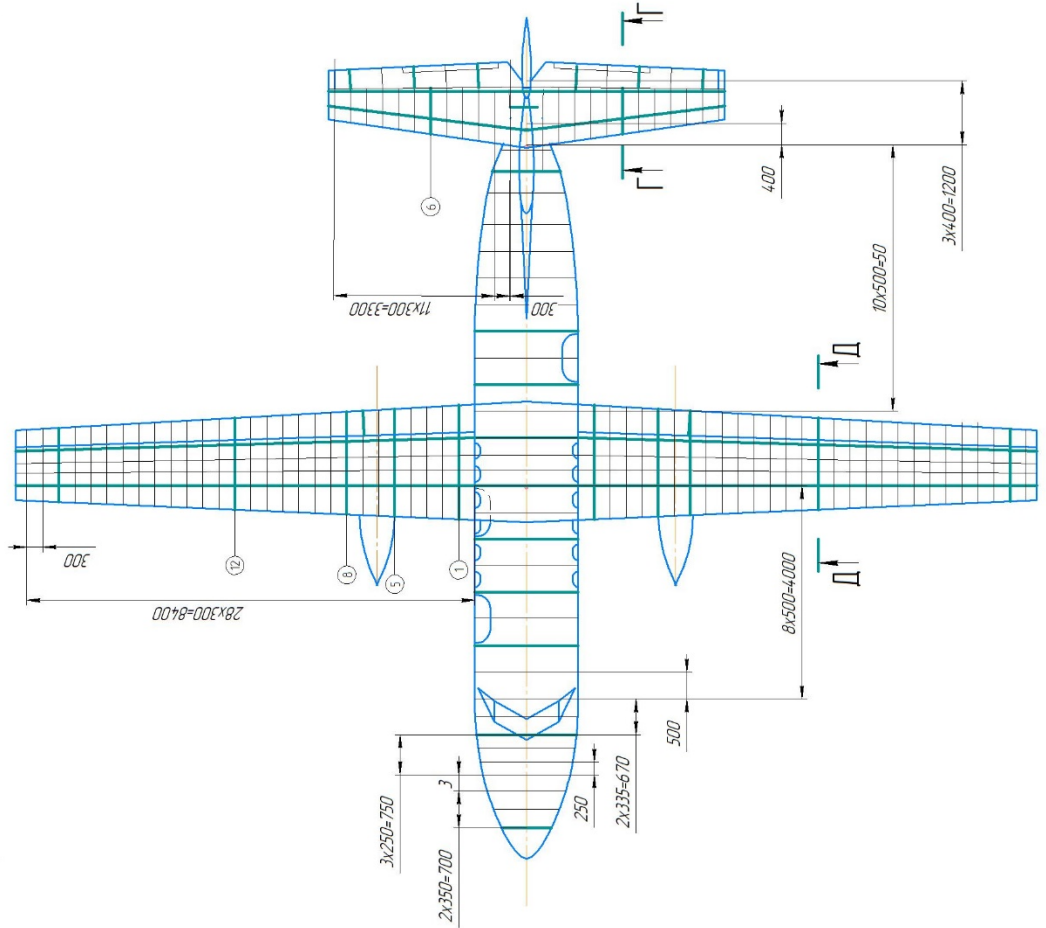
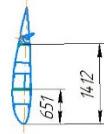
Г-Г(1:25)



В-В(1:50)



Д-Д(1:50)



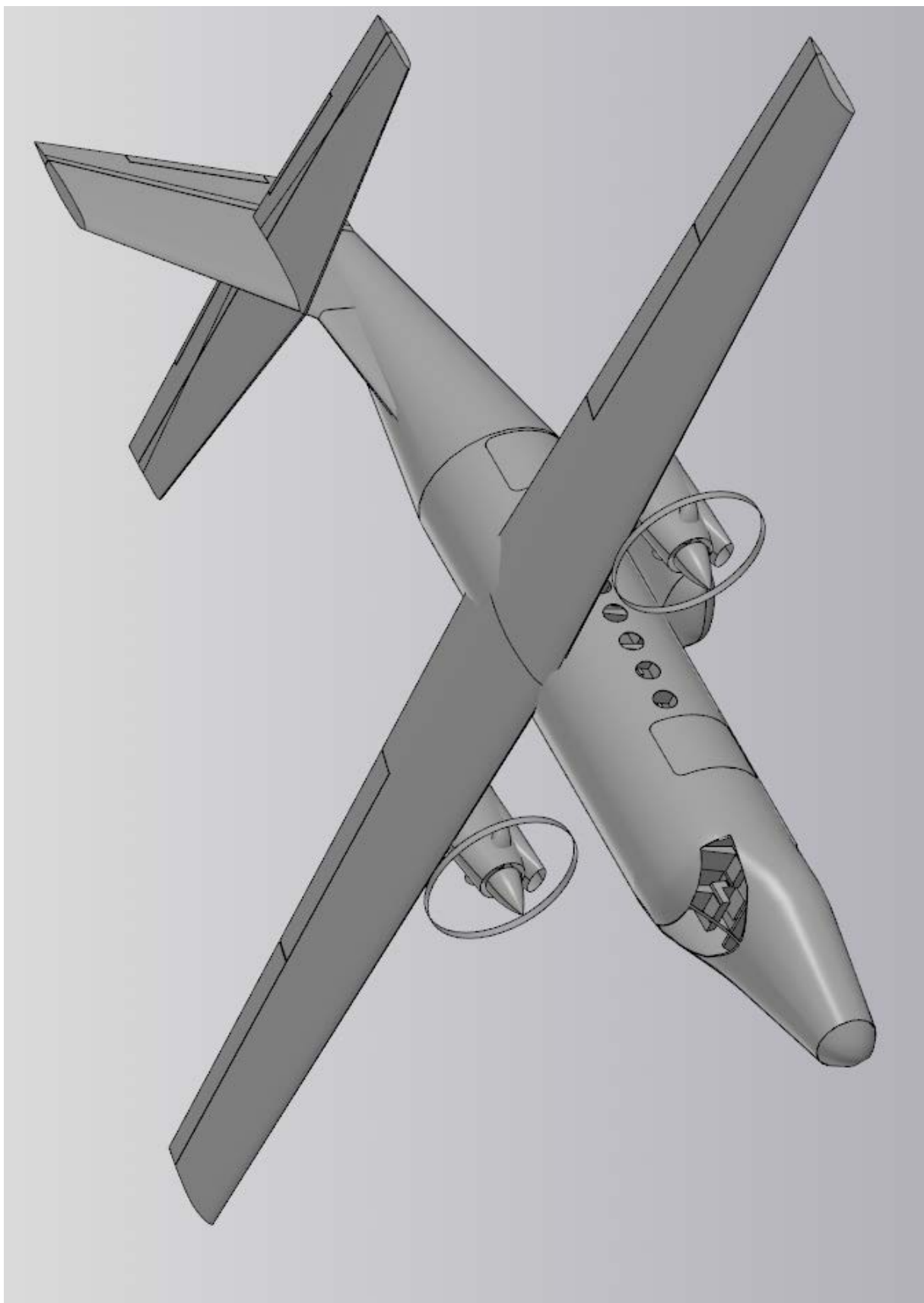
KB103.0000-0000 KCC

Исполн.	Пр. Бюрок.	Лит.	Конт.	Масштаб	1:50
Дата	№	Лист	Кол-во	Итого	
1	1	1	1	1	
2	2	2	2	2	
3	3	3	3	3	
4	4	4	4	4	
5	5	5	5	5	
6	6	6	6	6	
7	7	7	7	7	
8	8	8	8	8	
9	9	9	9	9	
10	10	10	10	10	
11	11	11	11	11	
12	12	12	12	12	
13	13	13	13	13	
14	14	14	14	14	
15	15	15	15	15	
16	16	16	16	16	
17	17	17	17	17	
18	18	18	18	18	
19	19	19	19	19	
20	20	20	20	20	
21	21	21	21	21	
22	22	22	22	22	
23	23	23	23	23	
24	24	24	24	24	
25	25	25	25	25	
26	26	26	26	26	
27	27	27	27	27	
28	28	28	28	28	
29	29	29	29	29	
30	30	30	30	30	
31	31	31	31	31	
32	32	32	32	32	
33	33	33	33	33	
34	34	34	34	34	
35	35	35	35	35	
36	36	36	36	36	
37	37	37	37	37	
38	38	38	38	38	
39	39	39	39	39	
40	40	40	40	40	
41	41	41	41	41	
42	42	42	42	42	
43	43	43	43	43	
44	44	44	44	44	
45	45	45	45	45	
46	46	46	46	46	
47	47	47	47	47	
48	48	48	48	48	
49	49	49	49	49	
50	50	50	50	50	
51	51	51	51	51	
52	52	52	52	52	
53	53	53	53	53	
54	54	54	54	54	
55	55	55	55	55	
56	56	56	56	56	
57	57	57	57	57	
58	58	58	58	58	
59	59	59	59	59	
60	60	60	60	60	
61	61	61	61	61	
62	62	62	62	62	
63	63	63	63	63	
64	64	64	64	64	
65	65	65	65	65	
66	66	66	66	66	
67	67	67	67	67	
68	68	68	68	68	
69	69	69	69	69	
70	70	70	70	70	
71	71	71	71	71	
72	72	72	72	72	
73	73	73	73	73	
74	74	74	74	74	
75	75	75	75	75	
76	76	76	76	76	
77	77	77	77	77	
78	78	78	78	78	
79	79	79	79	79	
80	80	80	80	80	
81	81	81	81	81	
82	82	82	82	82	
83	83	83	83	83	
84	84	84	84	84	
85	85	85	85	85	
86	86	86	86	86	
87	87	87	87	87	
88	88	88	88	88	
89	89	89	89	89	
90	90	90	90	90	
91	91	91	91	91	
92	92	92	92	92	
93	93	93	93	93	
94	94	94	94	94	
95	95	95	95	95	
96	96	96	96	96	
97	97	97	97	97	
98	98	98	98	98	
99	99	99	99	99	
100	100	100	100	100	

KB-100*
Конструкторская служба
СЛРМ

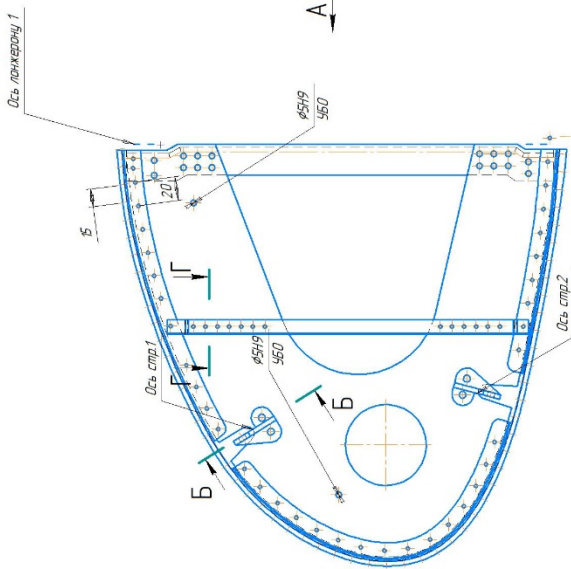
ХА/ зр./140

ДОДАТОК В

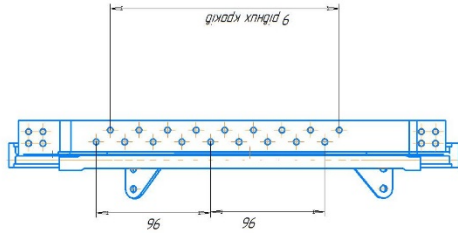


ДОДАТОК Г

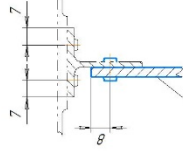
Конструкція носка нервюри крила літака



A-A (1:1)

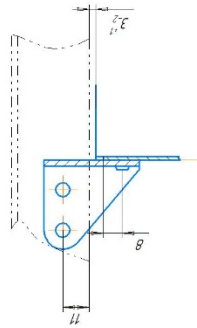
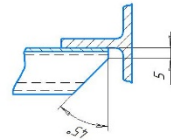


B-B (1:1)



Ось нерівності

Г-Г (1:1)



1. Деталі БЧ Анастайфидати по шаблону с плаза
2. Нерозказні правельные відхилення розмірформы та екскавация
3. Шероховатість обрабатывающих поверхнь деталей БЧ- Р24.0.
4. Клепачи по інструкції ТИ 245-78.
5. Герметизация для деталей ГЗТМ-25-84. Х.
6. Покриття для деталей БЧ Анастайфидати по ТИ-348-58. Х.
7. Металізація по ТИ 36-8-83. Х.
8. Нарудити і клеїти по ТИ-63-50. Х.
9. Вертити та мити локса екскаватори теоретичною контуру.
10. Работач серед- таліда.
11. Деталі з ДІВ-МІІІ каюли і стирити. Група контроля термодобудки 5 по ОСТ 1.0002-78. Х.
12. Минимальный зазор між компенсаторами і стиритерами клепающих панелей - 1 мм, між компенсаторами и стиритерами фрезеровані панелей - 0,5 мм.

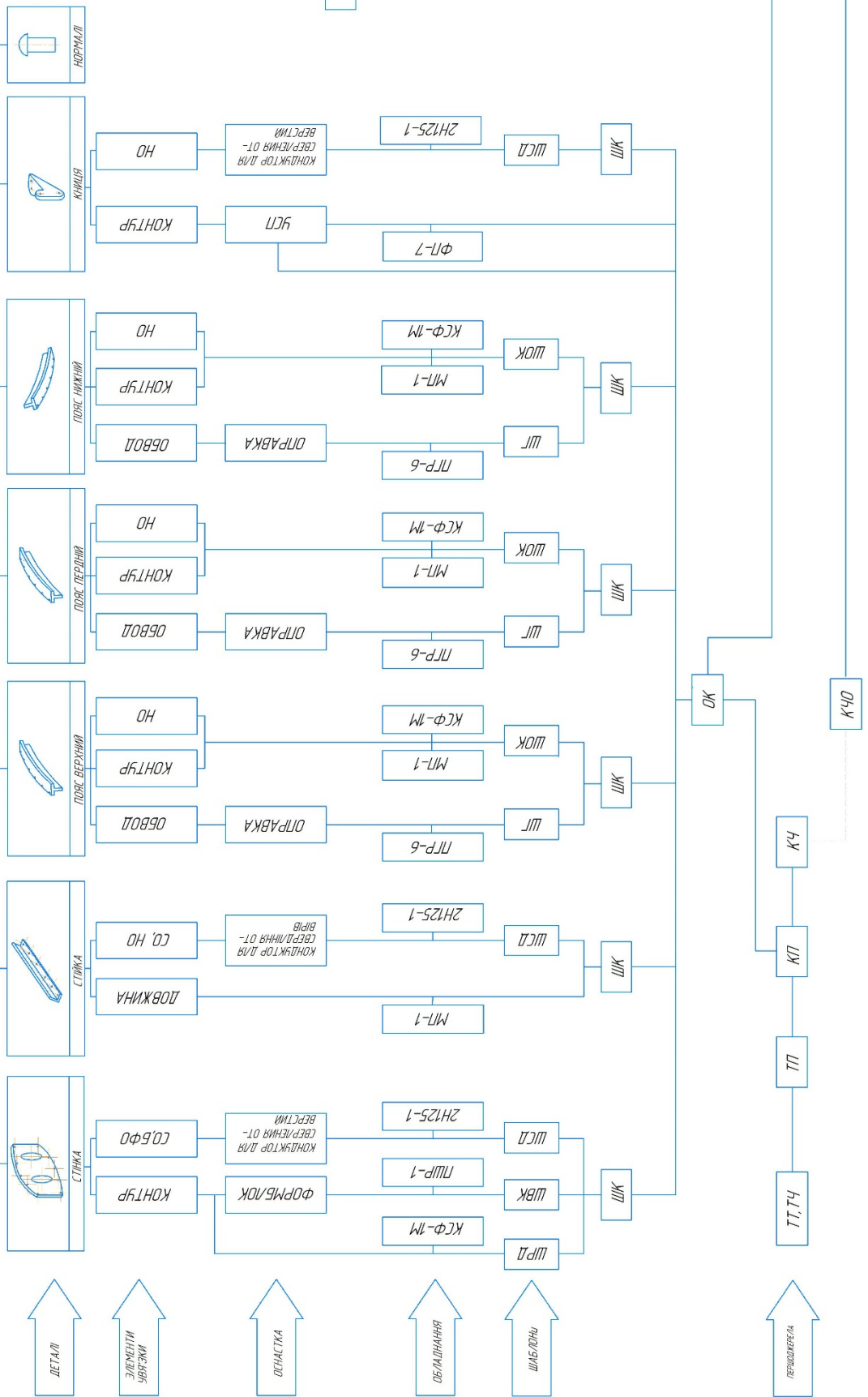
104.16.00.00.00.05		104.16.00.00.00.05	
Датум	Місяць	Розробник	Перевірив
21			
Насос нерівності кривої		Складальне креслення	
Сборочный чертеж			
ХАІ, зр.160		Формат - А1	

ДОДАТОК Д

Схема зборки та ув'язки носка нервюри крила літака

Носок нервиери

ПРИНАД ДЛЯ СБОРКИ
НОСКА НЕРВИЕРИ



004-1601001000К					
№ п/п	№ документа	Изм.	Дата	Исполн.	Провер.
1	004-1601001000К	1	01.05.2020	И.И.И.	И.И.И.
2					
3					
4					
5					
6					
7					