

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка до дипломного проекту

магістра

(освітній рівень)

на тему «Регіональний літак з ТРД»

ХАІ.103.160.230.134._____ПЗ

Виконав: студент 6 курсу групи № 160
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-
космічна техніка»

(шифр спеціальності)

освітня програма «Літаки і вертольоти»

Дмитренко А.Ю.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Бабушкін О.А.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Багровський А.М.

(прізвище й ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет Літакобудування
(повне найменування)

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

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Галузь знань 27 «Транспорт»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
(код та найменування)

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доц. Сергій Трубаєв

« ____ » _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Дмитренко Артему Юрійовичу

(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи Регіональний літак з ТРД

керівник кваліфікаційної роботи Бабушкін Олександр Анатолійович
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 2036-уч від « 23 » 11 2023 року

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 19 січня 2024 року

Вихідні дані до роботи $V_{крейс} = 850$ км/год; $M_{max} = 0,35$;

$L_{max}(m_{nmax}) = 4\ 000$ км; $L_{max}(m_{ц.нmax}) = 4000$ км; $n_{нас} = 60$ чол; $n_{ек} = 1$ чол;

$H_{крейс} = 12\ 500$ м; $= 20\ 000$; $k_{max} = 18$, $R = 80\ 000$ льотних годин

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

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умові його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака

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

1.1.3 Вибір і обґрунтування схеми літака

1.1.4 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях

1.1.5 Підбір двигуна і перевірка довжини розбігу перед зльотом

1.1.6 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів Уточнення взлітної маси літака

1.1.7 Розробка конструктивно-силового компоунування

1.1.8 Розрахунок центрування літака

1.1.9 Висновки

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

1.2.1 Розрахунок полярності і аеродинамічної якості для злітної, посадкової і крейсерській конфігураціях літака

1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг

1.2.3 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність» проектованого літака.

1.2.4 Висновки

1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання елерону проектованого літака

1.3.1 Розробка мастер-геометрії елерону

1.3.2 Визначення навантажень, що діють на агрегат елерон

1.3.3 Вибір положення опор елерона і побудова епюр згинаючих моментів і перерізують сил

1.3.4 Опис прийнятої КСС і технічний опис конструкції елерона

1.3.5 Обґрунтування вибору конструкційного матеріалу основних елементів елерона

1.3.6 Проектувальні розрахунки поясів лонжерона, стінки лонжерона, визначення товщини обшивки

1.3.7 Висновки

2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Конструктивно-технологічний аналіз нервюри

2.1.1 Розробка конструкції вузла «нервюра №19»

2.1.2 Технічні умови на виготовлення нервюри

2.1.3 Оцінка технологічності конструкції нервюри

2.2.2 Розрахунок допуску на вузол для 2-х варіантів збірки і ув'язки

2.2.3 Розрахунок точності складання вузла, порівняння її з допуском на вузол

2.2.4 Розробка схеми базування складових частин нервюри

2.3 Робоча технологічна документація на .сборку нервюрах

2.3.1 Технологія та автоматизація виробництва нервюри

2.3.2 Нормування операцій техпроцесу, порівняння з нормами базового техпроцесу

2.3.3 Технічні умови на поставку деталей відповідно до ТП складання нервюри

2.3.4 Розробка циклового графіка складання. Визначення такту і циклу збірки необхідної кількості виконавців і складальних пристосувань

2.3.5 Заходи з охорони праці та організації робочого місця

2.4.1 Вибір схеми і компоунування складального пристосування

2.4.3 Складання ТУ монтажу складального пристосування

2.6 Висновки

3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

3.1 Характеристика тактико-технічних показників проектованого ЛА, як товарного продукта

3.2 Споживчі якості ЛА, що впливають на конкурентні переваги і економічні витрати при проєктованні конструкцій ЛА в ОКБ і при серійному виготовленні ЛА на виробничому авіаційному підприємстві

3.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень і визначення об'єму можливих продажів готових ЛА

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

майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду (формат А1);

модель розподілу простору (об'ємно-масове компонування);

конструктивно-силове компонування літака (формат А1).

майстер-геометрія агрегату;

модель розподілу простору.

принципова схема системи (формат А2);

компоновочна схема розташування системи в літаку (формат А1);

модель об'ємно-масового компонування;

модель аналітичних еталонів блоків системи.

схема бізнес-плану створення літака (формат А1);

таблиця якісних показників літака (формат А1).

Керівник і консультанти розділів проекту

Розділ	і консультантів	Прізвище, ініціали та посада керівника	Підпис, дата	
			завдання видав	завдання прийняв
1.	Конструкторський розділ	Бабушкін О. А. 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	Бабушкін О. А. канд. техн. наук, доцент каф. 103	23.11.23	17.01.24

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

Дата видачі завдання « ____ » _____ 20__ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ	12.01.2024	
2.	Технологічний розділ	15.01.2024	
3.	Економічний розділ	17.01.2024	
4.	Спеціальне завдання		

Студент _____
(підпис)

Дмитренко А.Ю.
(прізвище та ініціали)

Керівник кваліфікаційної роботи _____
(підпис)

Бабушкін О.А.
(прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

Дипломний проект магістра: 100 с., 33 рис., 22 табл., 2 додатки, 20 джерел.

Об'єкт дослідження: середньо магістральний літак на 60 пасажирів з ТРД.

Мета роботи: метою даного проекту є розробка аванпроекта середньо магістрального пасажирського літака, включаючи в себе визначення параметрів літака в трьох наближеннях, вибір і розробка конструктивно-силової схеми, розрахунок центрування літака, проектування елерону і визначення завантажень на нього, розробка технології виготовлення нервюри, розрахунок собівартість виготовлення літака.

Методи дослідження: статистичний, аналітичні методи розрахунку аеродинамічних характеристик, методи будівельної механіки, розрахунку літака на міцність. Програмне забезпечення, розроблене на кафедрах 101, 102, 103.

Результат випускної роботи магістра:

- визначені геометричні, масові, енергетичні параметри пасажирського літака;
- розроблена КСС літака, майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду;
- проведено розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака, побудовані поляри при різних польотних конфігураціях;
- розроблен і спроектован елерон літака, розроблена КСС елерона, спроектуван кронштейн навіски керма;
- розроблено технологію виготовлення нервюри літака;
- розрахована вартість виготовлення літака;
- проведено дослідження впливу авіатранспорту на навколишнє середовище;

ЛІТАК, ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ, ЕМІСІЯ, ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ, ЕЛЕРОН, НЕРВЮРА, ДОПУСК, АГРЕГАТ, МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЯ, СОБІВАРТІСТЬ.

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

Зміст.....	7
1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	10
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака.....	10
1.1.1 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умові його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака	9
1.1.2 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака	11
1.1.3 Вибір і обґрунтування схеми літака	15
1.1.4 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.....	16
1.1.5 Підбір двигуна і перевірка довжини розбігу перед зльотом.....	21
1.1.6 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів Уточнення взлітної маси літака.....	21
1.1.7 Розробка конструктивно-силового компонування.....	24
1.1.8 Розрахунок центрування літака.....	28
1.1.9 Висновки.....	30
29	
1.2.1 Розрахунок полярності і аеродинамічної якості для злітної, посадкової і крейсерській конфігураціях літака	30
1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг.....	32
1.2.3 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність » проектованого літака.	33
1.2.4 Висновки.....	34
1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання елерону проектованого літака	34
1.3.1 Розробка мастер-геометрії елерону	34
1.3.2 Визначення навантажень, що діють на агрегат елерон	37
1.3.3 Вибір положення опор елерона і побудова епюр згинаючих моментів і перерізують сил	37
1.3.4 Опис прийнятої КСС і технічний опис конструкції елерона	38
1.3.5 Обґрунтування вибору конструкційного матеріалу основних елементів елерона.....	39
1.3.6 Проектувальні розрахунки поясів лонжерона, стінки лонжерона, визначення товщини обшивки	39
1.3.7 Висновки.....	51
2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	52
2.1 Конструктивно-технологічний аналіз нервюри.....	52

2.1.1 Розробка конструкції вузла «нервюра №19»	52
2.1.2 Технічні умови на виготовлення нервюри.....	54
2.1.3 Оцінка технологічності конструкції нервюри	54
2.2.2 Розрахунок допуску на вузол для 2-х варіантів збірки і ув'язки	59
2.2.3 Розрахунок точності складання вузла, порівняння її з допуском на вузол.....	60
2.2.4 Розробка схеми базування складових частин нервюри	62
2.3 Робоча технологічна документація на .сборку нервюрах.....	64
2.3.1 Технологія та автоматизація виробництва нервюри.....	64
2.3.2 Нормування операцій техпроцесу, порівняння з нормами базового техпроцесу.....	67
2.3.3 Технічні умови на поставку деталей відповідно до ТП складання нервюри	67
2.3.4 Розробка циклового графіка складання. Визначення такту і циклу збірки необхідної кількості виконавців і складальних пристосувань	68
2.3.5 Заходи з охорони праці та організації робочого місця	70
2.4.1 Вибір схеми і компоновання складального пристосування.....	72
2.4.3 Складання ТУ монтажу складального пристосування	73
2.6 Висновки	79
3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	80
3.1 Характеристика тактико-технічних показників проектного ЛА, як товарного продукту.....	80
3.2 Споживчі якості ЛА, що впливають на конкурентні переваги і економічні витрати при проектуванні конструкцій ЛА в ОКБ і при серійному виготовленні ЛА на виробничому авіаційному підприємстві	80
3.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень і визначення об'єму можливих продажів готових ЛА	80
Додаток А.....	86
Додаток Б	92
Додаток В	93
Додаток Г	94
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК.....	97

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

Вступ, організація завдання проектування.

Мета даної випускної роботи полягає у закріпленні знань що є необхідними для проектування літака. Для цього слід ознайомитися з основними тактико-технічними нормами до даного літака, варто зазначити правила виконання креслень його загального вигляду, також потрібно керуватись основними параметрами та загальним пристроєм літака.

Суть проектування полягає у конструктивній розробці нового літака та інших частин його складових елементів. На початковій стадії проектування повинна бути проведена розробка загального вигляду літака. Для цього проводиться ознайомлення з основними тактико-технічними вимогами (ТТВ), пред'явленими до літака, льотно-технічними характеристиками (ЛТХ), схемами, основними параметрами, загальним пристроєм літаків і агрегатів, силовою установкою (СУ), ув'язкою основних елементів агрегатів літака, правилами виконання креслень загального вигляду літака і загального пристрою його агрегатів.

У даній роботі застосовується метод проектування на базі статистичних даних існуючих літаків, а також метод аналітичного проектування.

1.1.1 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умові його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака

Вимоги до конструкції літака.

Основними вимогами під час проектування літака є необхідна жорсткість конструкції та достатня міцність, що вираховується відповідно до вимог авіаційних правил. Всі вузли та деталі мають витримувати будь-які навантаження, що діють на агрегат під час експлуатації, та мати достатній ресурс експлуатації.

Важливою умовою є надійність конструкції, а також необхідною є можливість швидко виявляти та усувати можливі несправності.

Спроектвана конструкція має відповідати сучасним технологічним вимогам.

Необхідно забезпечити високу експлуатаційну технологічність конструкції, її пристосованість до технічного обслуговування і ремонту.

Не менш важливим є економічність під час виробництва, де сумарна вартість витрат є мінімальною. При цьому конструкція літака повинна дотримуватись принципу безпечного руйнування.

Зазначені вище вимоги мають бути виконані, при цьому вага конструкції має залишатися мінімальною. Зниження ваги можна домогтися раціональним вибором матеріалів і силових схем, застосуванням раціональних технологічних процесів, а також за рахунок уточнення навантажень, що діють на конструкцію.

Аеродинамічні вимоги.

Під час польоту конструкція з правильними аеродинамічними властивостями дозволяє позитивно вплинути на витрати пального

Це досягається за рахунок маленького коефіцієнту лобового опору.

Вимоги до стійкості і керованості.

Літак має залишатися керованим та стійким під час експлуатації на всіх режимах польоту які є передбаченими безпечними нормами.

Літак повинен мати при виконанні посадки запас m_z^{Cy} не менше 10 %.

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

Під час проектування літака відбувається збір, обробка, та аналіз статистичних даних. Це дозволяє:

- отримувати актуальні дані що стосуються сучасного розвитку літакобудування;

- перерахувати кількісні зміни ТТВ до літака;

- дотримуватись необхідної ефективності;

-переглянути умови виробництва і експлуатації.

Для фіксації статистичних даних використовуються дані літаків, які є аналогічними проектуваному по своїх характеристиках та умовах експлуатації. Для виконання цього завдання до таблиці 1.1 заносимо тактико-технічні дані.

Таблиця 1.1 – Тактико-технічні дані проектуючого літака

Тип літака	Тип двигуна	L , км	$n_{пас.}$	$H_{ст.}$, км	V_{max} , км/год
Пасажирський літак	ТРД	4000	60	12,5	900

В цьому випадку подібними літаками по своїх характеристиках та умовах експлуатації є: Ан-74ТК-300, Ан-148, AVRO RJ85, Bombardier BRJ-X. Схеми даних літаків відображені на рисунках 1.1 – 1.5

Основні масові, геометричні, та льотні дані наведені в таблиці 1.2. разом з похідними величини.

Ан-74ТК-300 – регіональний вантажопасажирський літак. На літаку базової моделі, двигуни Д36 серії 4А які встановлюються під крилом на пілонах. Літак має кілька модифікацій, в тому числі пасажирську, санітарну, та VIP- модифікацію.

Оперення літака Т-образне.

На крилі даного літака встановлено механізацію що включає в себе висувні закрилки по задній кромці, предкрилок по передній кромці.

Шасі літака за схемою – трьох опорне з носовою опорою. Основна опора представлена у вигляді двох стійок по борту з одним гальмівним колесом на кожній стійці.

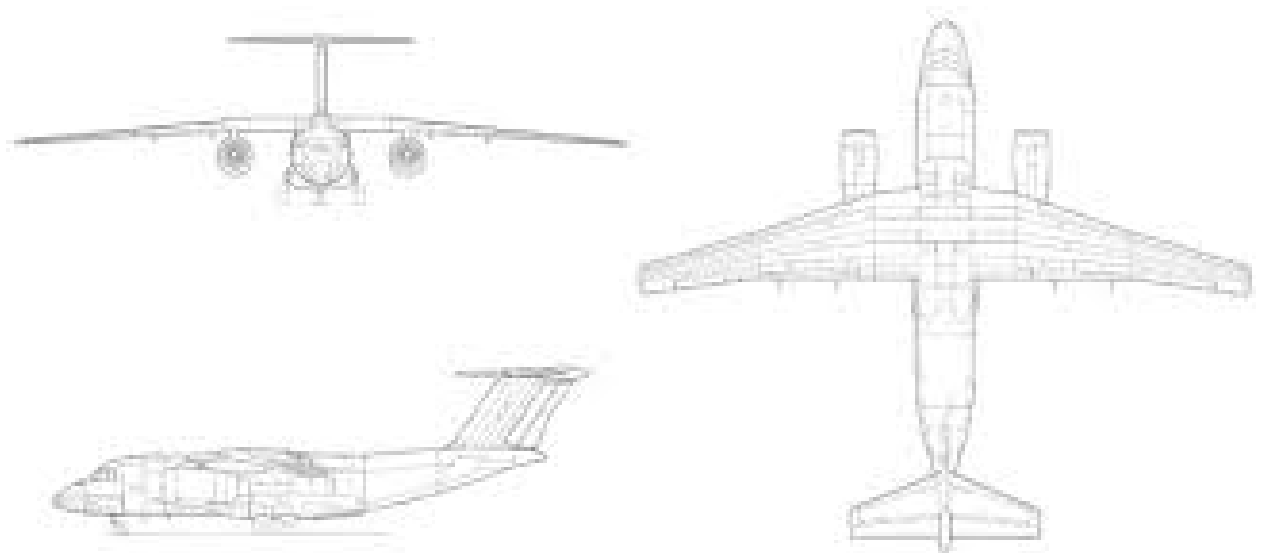


Рисунок 1.1 – Схема літака Ан-74ТК300

Ан-148 – призначений для пасажирських перевезень на регіональних та коротко магістральних маршрутах. Двомоторний турбореактивний літак, побудований за аеродинамічною схемою свobodнонесучого високоплана з крилом помірної стрілоподібності. Двигуни розташовані на пілонах під крилом. Механізація представлена у вигляді висувних закрилків і предкрилків. Трьохопорне шасі з носовою стійкою. Силова установка складається з 2 ТРД Д-436-148. Оперення Т-образне із стрілоподібним стабілізатором.

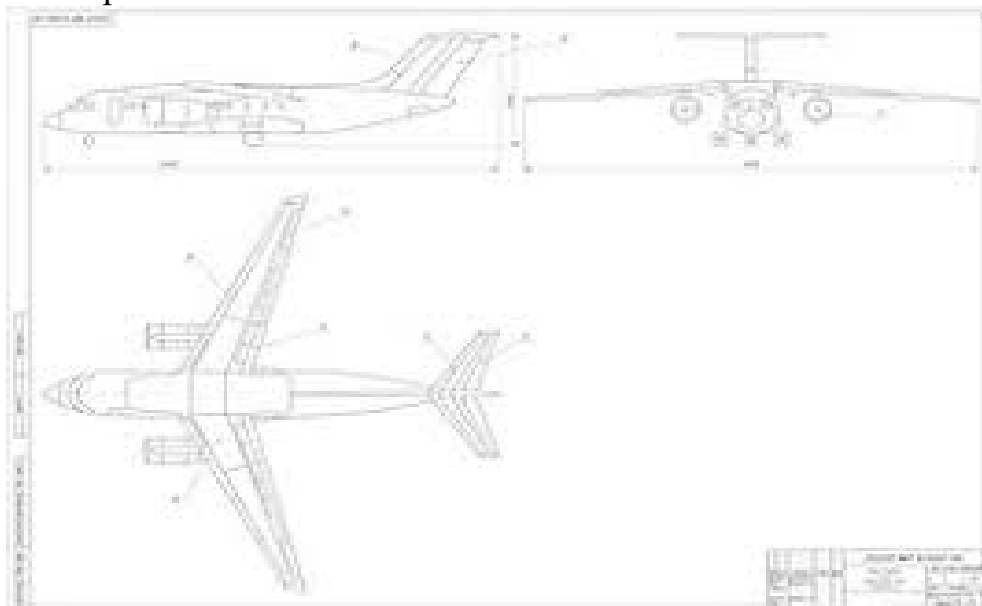


Рисунок 1.2 – Схема літака Ан – 148

Avro RJ85 (Regional Jet 85) – Вузькофюзеляжний чотиримоторний турбореактивний середньомагістральних пасажирський літак, призначений для місцевих авіаліній, розроблений фірмою Avro.

Літак був призначений для використання в маленьких аеропортах в межах міста, основне призначення - робота на регіональних авіалініях.

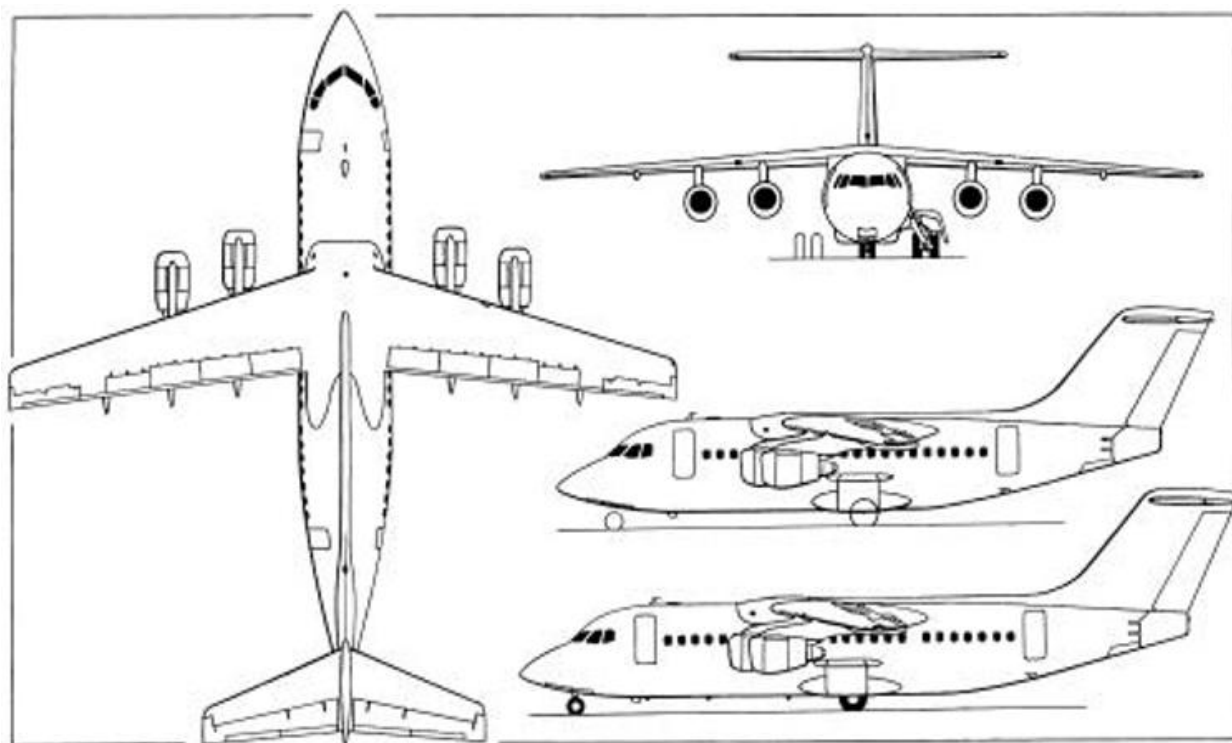


Рисунок 1.3 – Схема літака AVRO RJ85

Bombardier BRJ-X – середньомагістральний, вузькофюзеляжний, дводвигуновий пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений у компанії Bombardier Aerospace. Літак являє собою повністю нову розробку, що розвиває лінію пасажирських літаків для місцевих авіаліній фірми Bombardier.

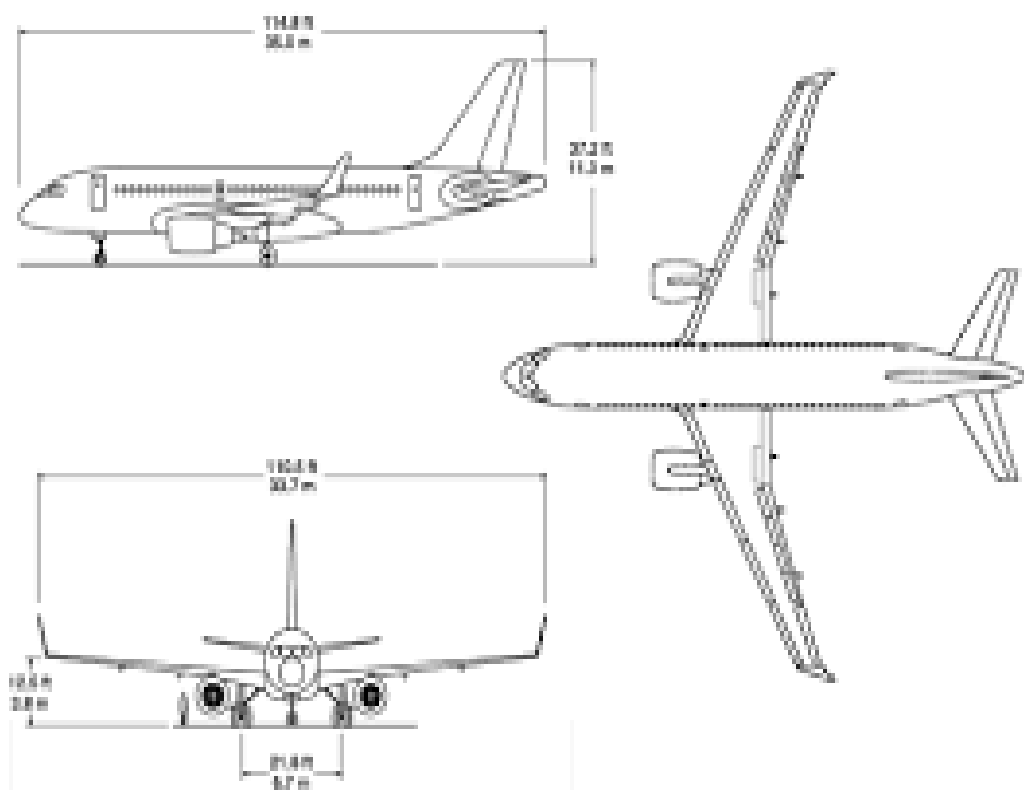


Рисунок 1.5 – Схема літака Bombardier BRJ-X

Таблиця 1.2 – Статистичні дані

	Найменування літака	ДАН Україна	Ан-74 ТК-300 Україна	Ан-148 Україна	RJ85 AVRO Англія	Bombardier BRJ-X Канада
Льотні дані	$V_{max}, \text{км/год}$	900	820	880	830	895
	$H_{max}, \text{км}$	12,5	11	12	11	12
	$V_{крейс}, \text{км/год}$	850	750	840	760	850
	$H_{крейс}, \text{км}$	11	10	11	9	11
	$L, \text{км}$	4000	3000	2200	2960	2500
	$V_{взл}, \text{км/год}$	250	250	260	225	270
	$L_{розб}, \text{м}$	1100	1300	1400	1350	1600
	$L_{проб}, \text{м}$	700	700	580	500	1200
Масові дані	$m_0(m_{взл}), \text{кг}$	34380	35500	36400	43898	43884
	$m_0 \text{ max}, \text{кг}$	37675	37500	38550	44028	48760
	$m_{дв}, \text{кг}$	1450	1450	1450	850	2289
	$m_{пуст}, \text{кг}$		19000	22500	24600	29484
	$m_{т}, \text{кг}$	9920	12950	12100	17500	8716
	$n_{пас}$	60	60	80	80	88
Дані СУ	Число і тип двигуна	2 ТРД Д-136-148	2 ТРД Д36 серії 4А	2 ТРД Д-436-148.	4 ТРД Honeywell LF 507-1F.	2 ТРД CFM56-9
	$P_0, \text{даН}$	2x6830	2x6830	2x6830	4x3100	2x8452

Продовження таблиці 1.2 – Статистичні дані

Геометричні дані	$C_p, \text{кг/даН}$	0,361	0,361	0,361	0,35	0,372
	$S, \text{м}^2$	98,57	98,62	87,32	77,30	101,30
	$l, \text{м}$	27,53	31,89	28,91	26,21	29,96
	$\chi, \text{град}$	25	15	25	25	26
	λ	9	10,3	9,57	9,77	8,86
	$L_{\phi}, \text{м}$	27	28,07	26,2	28,6	31,21
	$D_{\phi}, \text{м}$	3,3	3,1	3,5	3,1	3,7
	$\lambda_{\phi}, \text{м}$	8	9,05	7,82	9,22	8,43
	$\Sigma S_{МІЦД}, \text{м}^2$	7,55	7,54	8,32	7,54	16,86
	$S_{\text{эф}}$	0,015	0,015	0,037	0,015	0,020
	$S_{\text{ГС}}$	0,2	0,276	0,219	0,193	0,250
$S_{\text{ВК}}$	0,2	0,217	0,245	0,185	0,205	
Виробляти величини	$P_0 = \frac{m_0 g}{10S}$	400	372,64	389.385	556.53	424.544
	$t_0 = 10P_0/m_0g$	0,396	0,375	0,402	0,36	0,393
	$\gamma_{дв} = m_{дв}/P_0$	0,176	0,176	0,176	0,26	0,27
	$K_{гр.полезн} = m_{гр}/m_0$	0,209	0,128	0,2	0,167	0,24
	$K_M = m_0g/10$	4850	4874	4053	5705	2834

Зібравши статистичні дані, розбираємо тактико-технічні вимоги (ТТВ), що відображені у таблиці 1.3, на основі аналізу статистичного матеріалу, який доповняємо тактико-технічні вимоги проектного літака.

Таблиця 1.3 – Тактико-технічні вимоги

V_{max} , км/год	L , км	$n_{пас.люд.}$	L_p , м	$H_{ст}$, км	$V_{крейс}$, км/год	$H_{крейс}$, км	$n_{эк.люд.}$
900	4000	60	1100	12.5	850	11	4

1.1.3 Вибір і обґрунтування схеми літака

Схема літака являє собою взаємні розташування агрегатів, їх кількість і форми. Вона характеризується зовнішніми формами та взаєморозташуваннями частин, за допомогою яких визначаються аеродинамічні, масові, жорсткісні, тактичні, технологічні, а також експлуатаційні властивості.

Звертаючи увагу на (ТТВ) даного літака, також беручи до уваги аналіз статистичних даних, обираємо схему з двома двигунами з Т-образним оперенням яке розташоване в хвостовій частині фюзеляжу. Воно складається:

- з двосекційного керма напрямку;
- одно кількісного вертикального оперення;
- з тримерів-сервокомпенсаторів;
- з керма висоти;
- керма напрямку.

Шасі має три опори, у тому числі і носову опору.

При дотриманні такої схеми розташування крила ми маємо наступні переваги:

- значно зменшується вірогідність що у повітряний тракт двигуна попадуть сторонні предмети;
- полегшується експлуатація літака безпосередньо на аеродромі;
- обслуговуючий транспорт має більше простору для маневрування під час самого обслуговування.

У порівнянні з низько розташованим крилом, застосування схеми високоплана дозволяє знизити опір інтерференції, а що до схеми середньоплану, то в даному випадку вона є неприйнятною, це пов'язано з складністю організації центропланної частини, в такому разі вона буде проходити через пасажирський відділення.

При схемі високоплана можна зменшити масу опор шасі, зменшивши їх висоту.

Тепер розглянемо недоліки, які має дана маса:

- під час аварійної посадки на фюзеляж завжди виникатимуть його значні ушкодження, а також травми пасажирів;
- аварійна посадка на воду також не є безпечною через знижену плавучість та стійкість на відміну від низькоплана;
- обслуговування двигунів є складнішим так як ускладнюється доступ до них, для чого доводиться використовувати спеціальну техніку.

Носова опора шасі складається вперед у фюзеляж, основні опори забираються у спеціальні обтічники на фюзеляжі. Трьохопорне шасі забезпечує більш ефективне щеплення та гальмування, повністю виключається можливість капотування літака. Ресурс опор шасі збільшується за рахунок розподілу маси літака, покращується стійкість літака під час переміщення по аеродрому. Дане розташування шасі дає можливість виконувати посадку на більшій швидкості.

1.1.4 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях

Визначення впливу відносної товщини крила на коефіцієнт підйомної сили та якість під час відриву.

Результати розрахунків зазначено в Додатку А

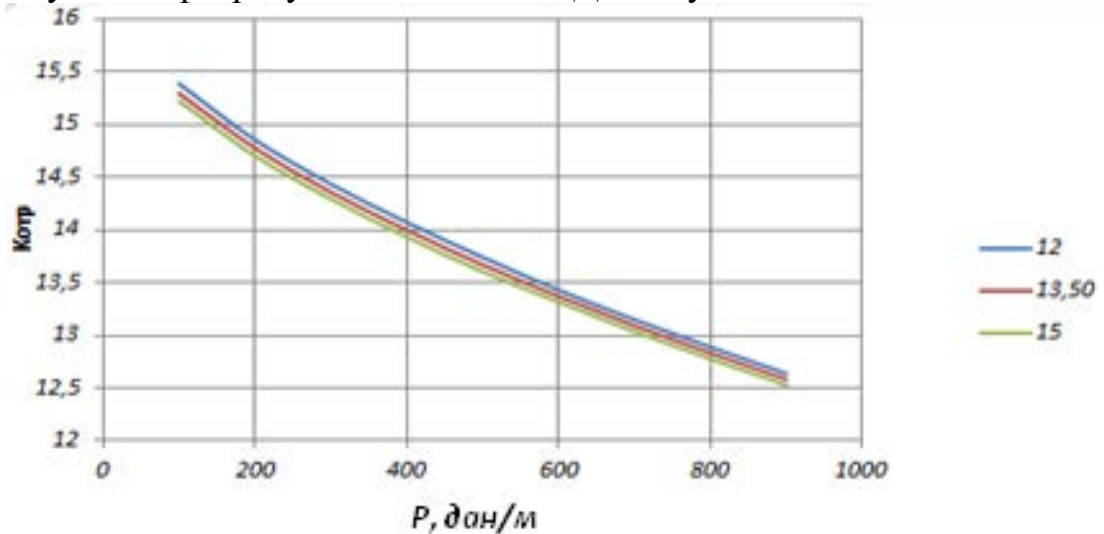


Рисунок 1.6 – Вплив на якість аеродинаміки при відриві від величини питомої на величину потрібних стартових тяговооруженості дозвукового пасажирського літака з ТРД

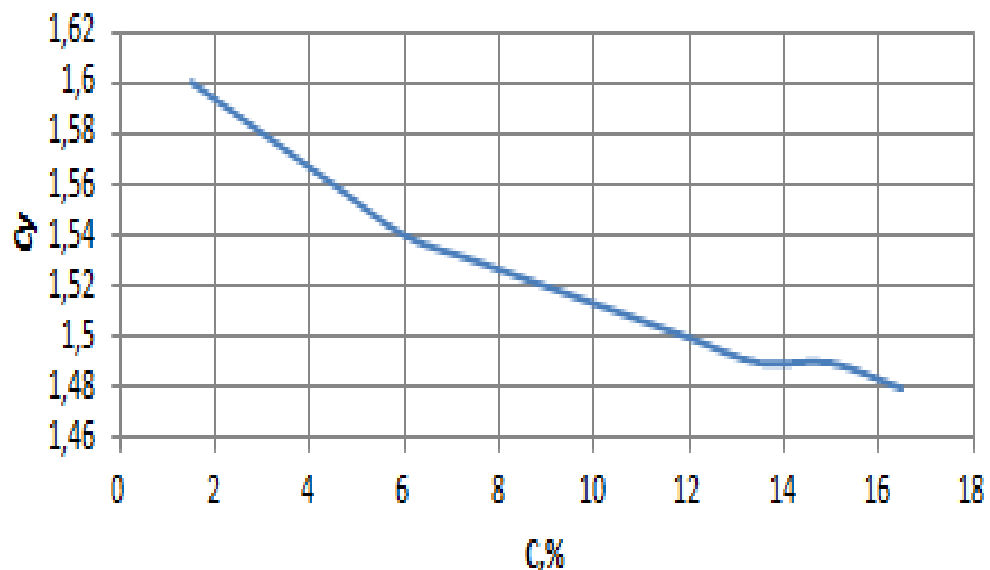


Рисунок 1.7 – Вплив параметрів підйомної сили від за умови відносного подовження крила

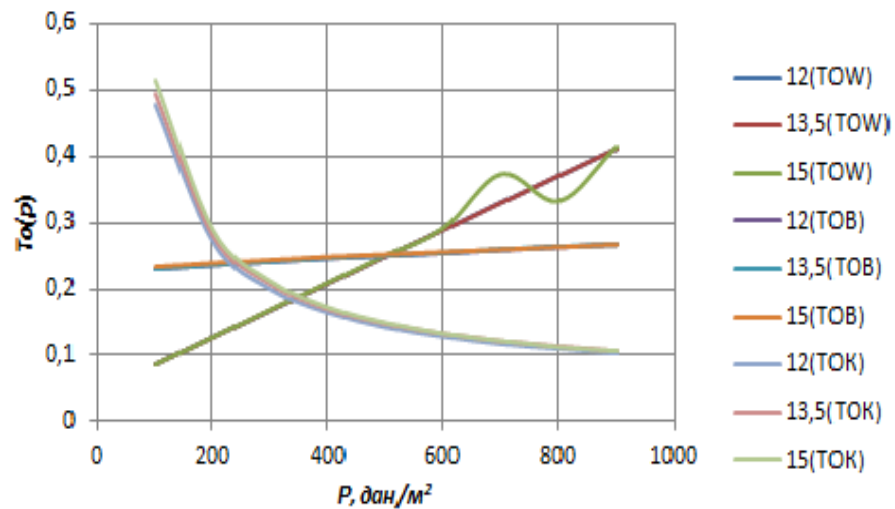


Рисунок 1.8 – вплив параметрів потрібних тяговооруженості від величини питомого навантаження на крило і відносної товщини профілю крила

Вплив параметрів літака на відносну масу силової установки дозвукового пасажирського літака з ТРД

Результати розрахунків в Додатку А

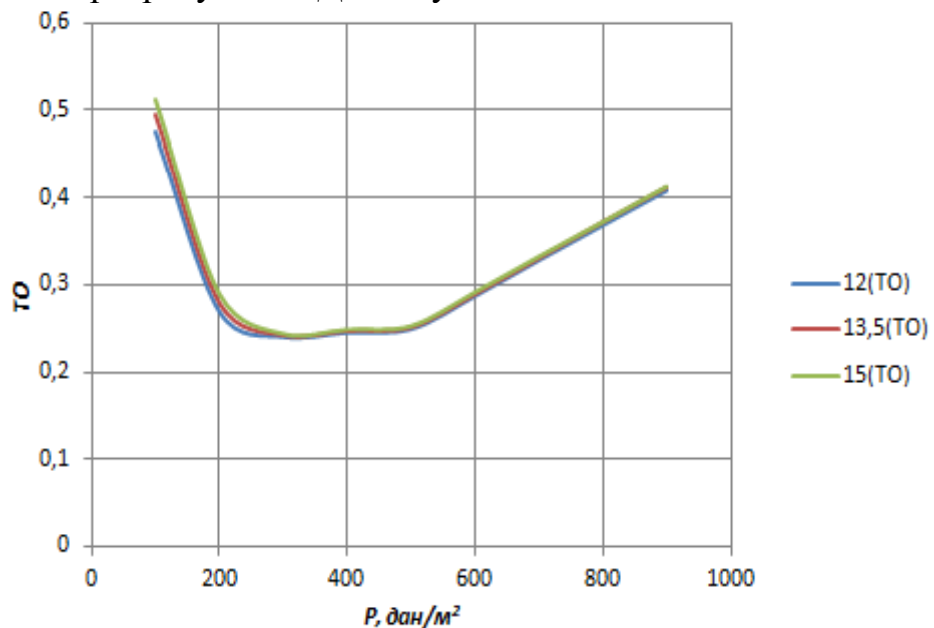


Рисунок 1.9 – Вплив параметрів величини питомого навантаження і відносної товщини профілю крила

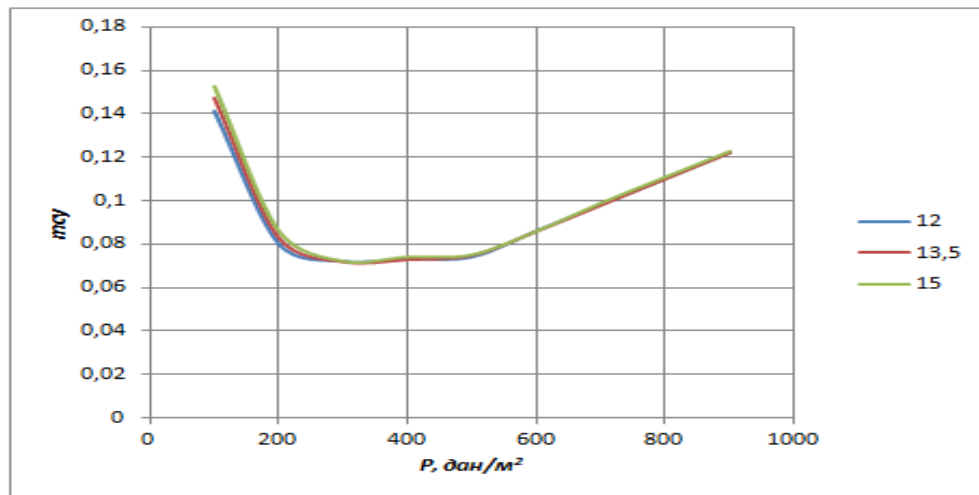


Рисунок 1.10 – Вплив параметрів маси силової установки від величини питомого навантаження на крило та на його відносну товщину.

Параметри на відносну масу палива дозвукового пасажирського літака з ТРД

Результати розрахунків в Додатку А

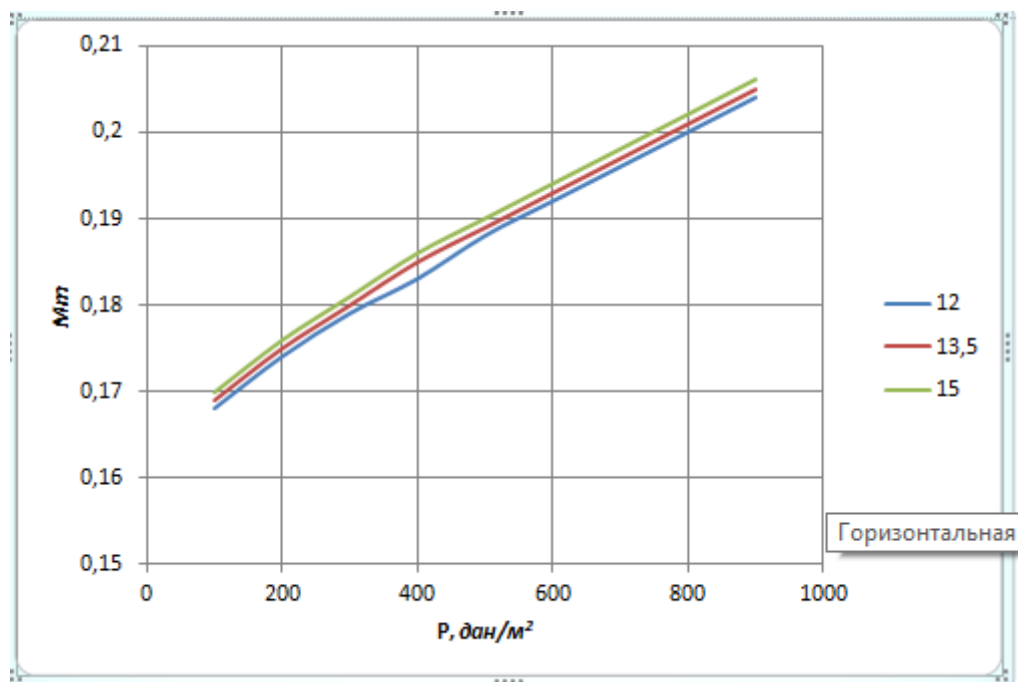


Рисунок 1.11 – Вплив параметрів відносної маси палива від величини питомого навантаження на крило і товщини його профілю

Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції дозвукового пасажирського літака з ТРД

Результати розрахунків в Додатку А

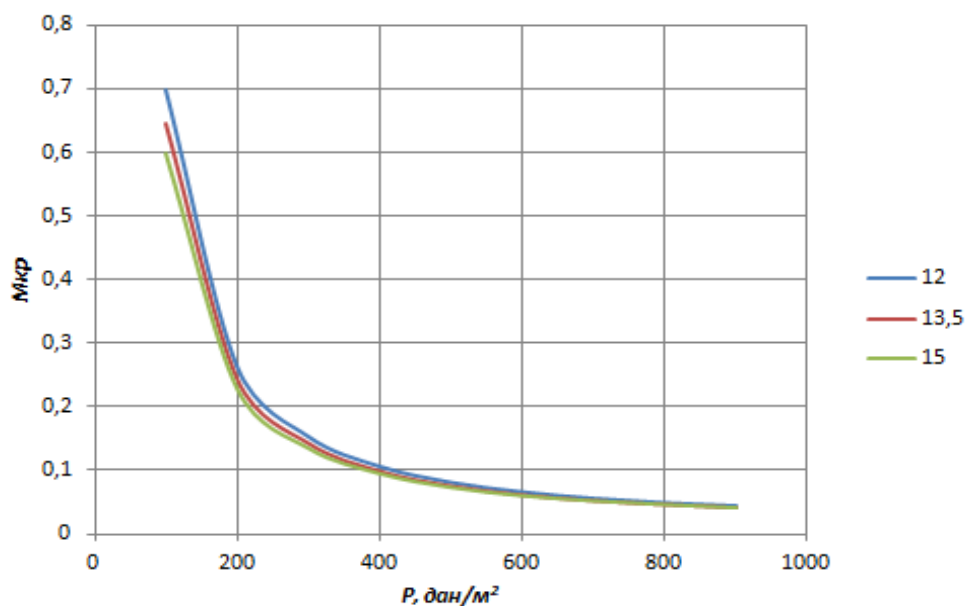


Рисунок 1.12 – Вплив параметрів відносної маси крила від величини питомого навантаження на крило і відносної товщини його профілю

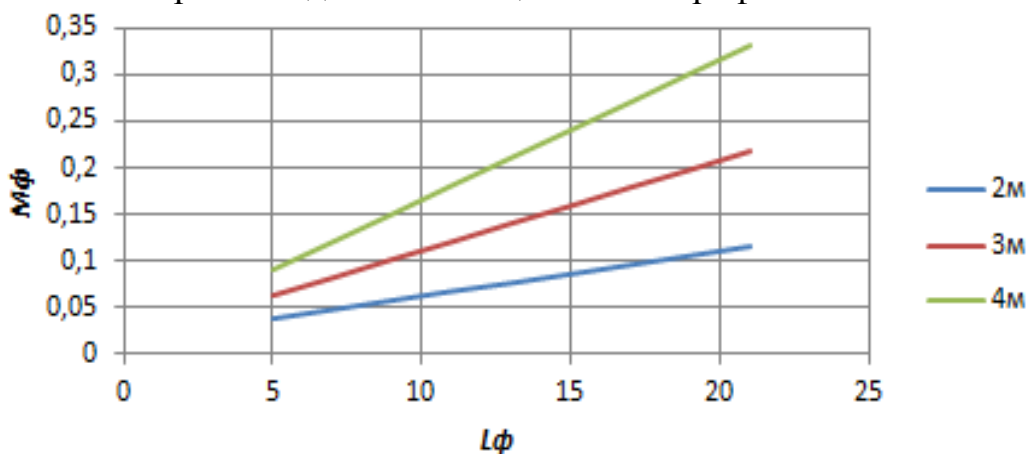


Рисунок 1.13 – Вплив відносної маси фюзеляжу від його діаметра та подовження

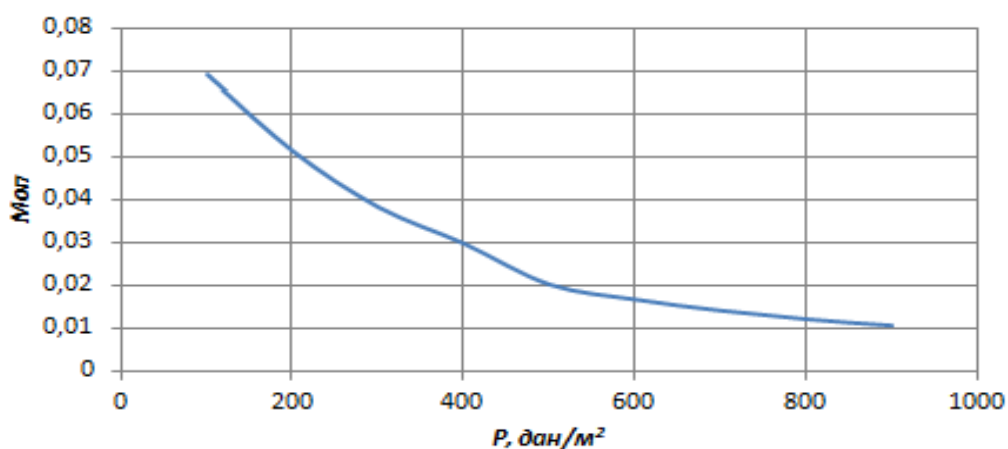


Рисунок 1.14 – Вплив параметрів відносної маси оперення від величини питомого навантаження на крило

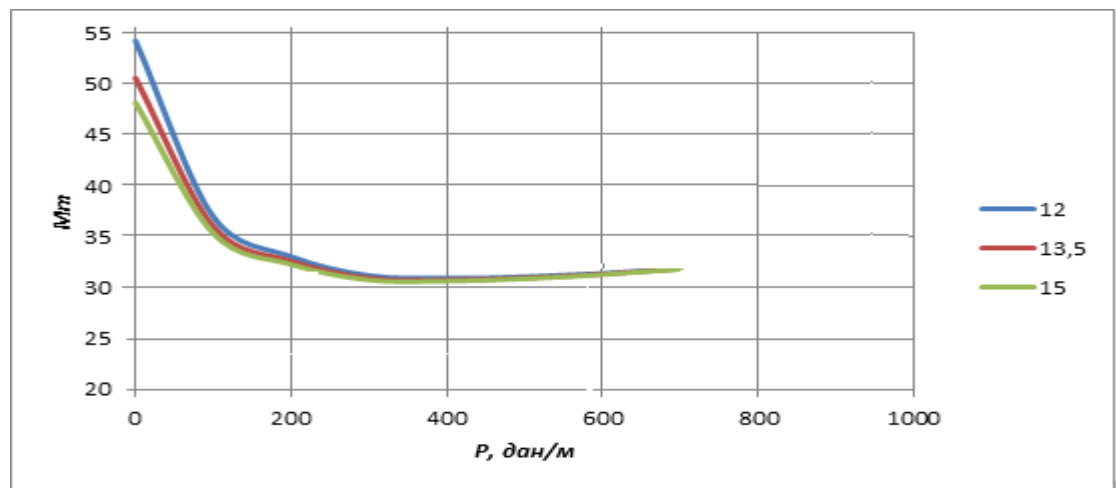


Рисунок 1.15 – Вплив параметрів злітної маси літака від величини питомого навантаження на крило та відносної товщини профілю крила

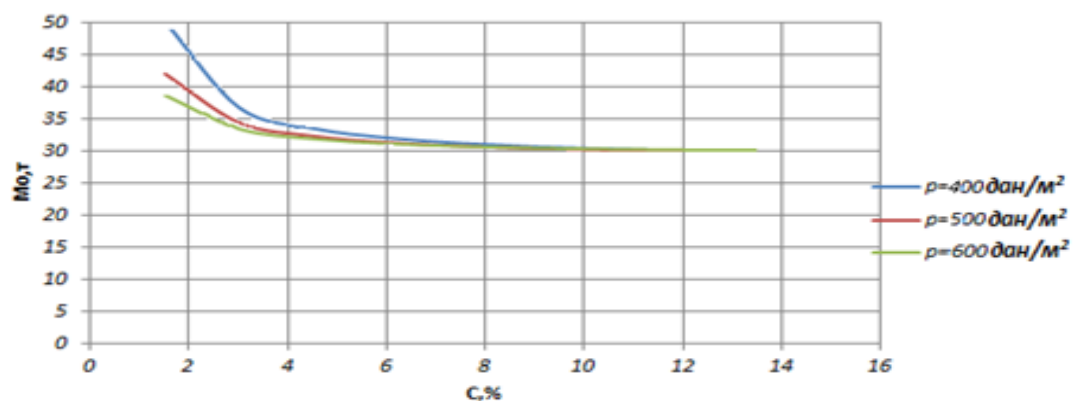


Рисунок 1.16 – Вплив параметрів злітної маси літака від відносної товщини профілю крила при різних значеннях величини питомого навантаження на крило

Загальне рішення про величину мінімальної злітної маси приймається після нанесення на залежність обмежень по питомому навантаженні:

- обмеження по максимуму – граничне питома навантаження, що обумовлюється величиною посадкової швидкості;
- обмеження по мінімуму – гранична питома навантаження за величиною нормального перевантаження в турбулентній атмосфері.

Значення граничних навантажень визначається за формулами:

де $V_{\text{пос}} = 200 \text{ км/год}$ – посадочна швидкість;

$C_{y \text{ отр}} = 1,9$ – коефіцієнт підйомної сили при зльоті.

даН/м^2 ;

де $= 0,076 \text{ 1/град}$ – похідна підйомної сили по куту атаки;

$V = 350 \text{ км/год}$ – швидкість, відповідна випуску закрилків;

$W = 10 \text{ м/с}$ – швидкість висхідного потоку.

даН/м^2

Потім визначаємо мінімальну злітну масу літака, а також відповідну їй питому навантаження на крило і оптимальне подовження крила:

$\text{кг};$
 даН/м^2 ;

1.1.5 Підбір двигуна і перевірка довжини розбігу перед зльотом

Вирахуємо необхідну тягу одного двигуна:

- де
- оптимальна стартова тяговоозброєність;
 - кількість двигунів.

За отриманого значення тяги візьмемо двигун Д-436-148 від виробника ПАО «МоторСіч». Вигляд двигуна представлений на рисунку 1.17.



Рисунок 1.17 – Двигун Д-436-148

Визначившись з двигуном, перевіримо чи виконана вимога по довжині розбігу наступним чином:

- де $\xi_{\text{взл}} = \xi_v \xi_n \xi_{\text{вз}} \xi_{\text{др}} = 0,7$ – коефіцієнт, що враховує залежність тяги двигуна від швидкості і висоти польоту, та втрат в воздухозаборниках і режиму роботи двигуна;
- коефіцієнт підйомної сили при відриві;
 - сумарна розташовується тяга двигунів;
 - аеродинамічна якість при відриві;
 - коефіцієнт тертя пневматиків.

1.1.6 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів Уточнення взлітної маси літака

Визначення злітної маси літака полягає у визначенні маси обладнання силової установки з урахуванням маси палива.

Визначення маси обладнання

Для пасажирських літаків з злітною масою $m_0 < 50000$ кг і числом пасажирів $n_{\text{пас}} < 100$ прийнятна формула А.А. Бадягіна:

де:

- маса спорядження;
- маса обладнання;
- коефіцієнт вагової досконалості;
- злітна маса літака при попередньому наближенні;
- кількість пасажирів, зазначена у завданні на проектування;
- кількість членів екіпажу і бортпровідників.

Для визначення маси силової установки літака з ТРД використовують формулу:

де: - кількість двигунів;
 - маса кожного двигуна;
 - коефіцієнт, який враховує збільшення маси силової установки.

де:

- коефіцієнт, що враховує кількість двигунів і місце установки їх на літаку;
 - кількість двигунів що оснащені реверсом;
 - коефіцієнт, що враховує наявність форсажу двигунів, тому що двигуни не мають форсажних камер;
 - питома вага двигуна, зазначена у паспорті;
 - коефіцієнт, який враховує тип повітрязбірників і сопел двигунів, визначається по табл. 10.2[1];
 - ступінь двоконтурного двигун.

Маса силової установки буде складати:

Вирахування паливної маси

Маса палива визначається за формулою:

де:

- злітна маса літака, отримана в другому наближенні;
 - відносна маса палива.

Тоді:

Розрахунок злітної маси у третьому наближенні:

де – відповідно до маси крила, фюзеляжу, оперення, шасі, прийняті з результатів розрахунків другого наближення;
 – маса екіпажу, береться згідно з ТТВ, що визначені в попередніх підрозділах;
 – маса комерційного навантаження, вказується в технічному завданні на проектування.

Таблиця 1.4 – Маса конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління

,кг	,кг	,кг	,кг	,кг	,кг	,кг	,кг	,кг	,кг
34380	7200	240	4026	3743	753	1797	2221	9920	4480

Після цього визначимо основні розміри літака.

Параметри крила:

Площа крила:

m^2 ;

Розмах крила:

m ;

Кінцева хорда крила:

m ;

Коренева хорда крила:

Площа ГО:	
Параметри горизонтального оперення (ГО):	
Площа ГО:	m^2 ;
Розмах ГО:	m ;
Кінцева хорда ГО:	m ;
Корнева хорда ГО:	m .
Параметри вертикального оперення (ВО):	
Площа ВО:	m^2 ;
Розмах ВО:	m ;
Кінцева хорда ВО:	m ;
Корнева хорда ВО:	m .
Параметри фюзеляжу	
Довжина фюзеляжу:	m ;
	m ;
	m .

де

- із статистичних даних.

1.1.7 Розробка конструктивно-силового компонування

Скористаємось поняттям умовного лонжерона, для наближеного розрахунку КСС крила ширина пояса якого буде становити 60% хорди крила в розрахунковому перерізі.

Товщину пояса умовного лонжерона визначають так:

Де: m - корнева хорда крила;

- питоме навантаження на крило при зльоті;

S - площа крила ; $S = 84,2 \text{ м}^2$;

-координата середньої аеродинамічної хорди крила при його розмасі;

$g = 9,8 \text{ м/}$

5,6 координата центру мас вантажу, розташованого на крилі від поздовжньої осі літака по розмасі крила;

коефіцієнт розрахунково перевантаження; [2]

= 0,135 – відносна товщина профілю;

m – корнева хода крила;

- напруження матеріалу пояса лонжерона що є руйнівним.

Матеріал обшивки крила-

алюмінієвий сплав Д16Т.

Критерій інтенсивності моментного навантаження, що діє на крило:

В результаті розрахунку умовного лонжерона, розрахункове значення товщини пояса лонжерона $d_y = 4,7\text{мм}$

Звідси можемо зробити висновок, що обшивка крила має достатню міцність і має високі критичні напруження втрати стійкості. Виходячи з цього в масовому співвідношенні застосовувати кесонне крило вигідно.

Отже більш доцільним стає вибір кесонного крила з двома лонжеронами, так як під умовна товщина пояса лонжерона за розрахунками вийшла більше 3 мм як для крила з одним лонжероном.

Кесонне крило складається з двох консолей та центроплана. Кесон утворений двома лонжеронами, нервюрами і панелями. До нього кріпляться елерони з закрилками, знімні носові і хвостові частини крила. Стикування центроплана з консолями здійснюється за допомогою фітингів. Стінки лонжеронів, нервюр і панелі утворюють відсіки паливних баків, герметичність відсіків досягається за допомогою застосування кріпильних з'єднань і застосування герметизації по швах.

1.1.7.1 Вибір конструктивно-силової схеми крила

Крило кріпиться за допомогою лонжеронів які в свою чергу кріпляться до центроплану. Конструктивно-силова схема крила зображена на малюнку 1.18

Поздовжній силовий набір складає 2 лонжерони, що розташовані на 15% і 60% хорд і 15 стрингерів, відстань між якими 120мм.

Поперечний набір консолі крила складається з 31 нервюр, з яких 12 є посиленими. Нервюри №3-коренева, №31-кінцева, до нервюр №9, №15, №17, №22 кріпляться вузли навішування двохсекційного закрилка, до нервюр №24, №26, №28, №30 - кріпляться вузли навішування елерона. До нервюрам №8, №9 кріпляться вузли кріплення двигуна. Нервюри мають бути розташовані таким чином, щоб вони знаходились перпендикулярно заднього лонжерона, що робить їх коротшими в порівнянні з тими, які розташовуються по потоку, і їх крок складає 500мм. Нервюра №8 розташовані по потоку, так як до неї кріплять вузли навішування двигуна.

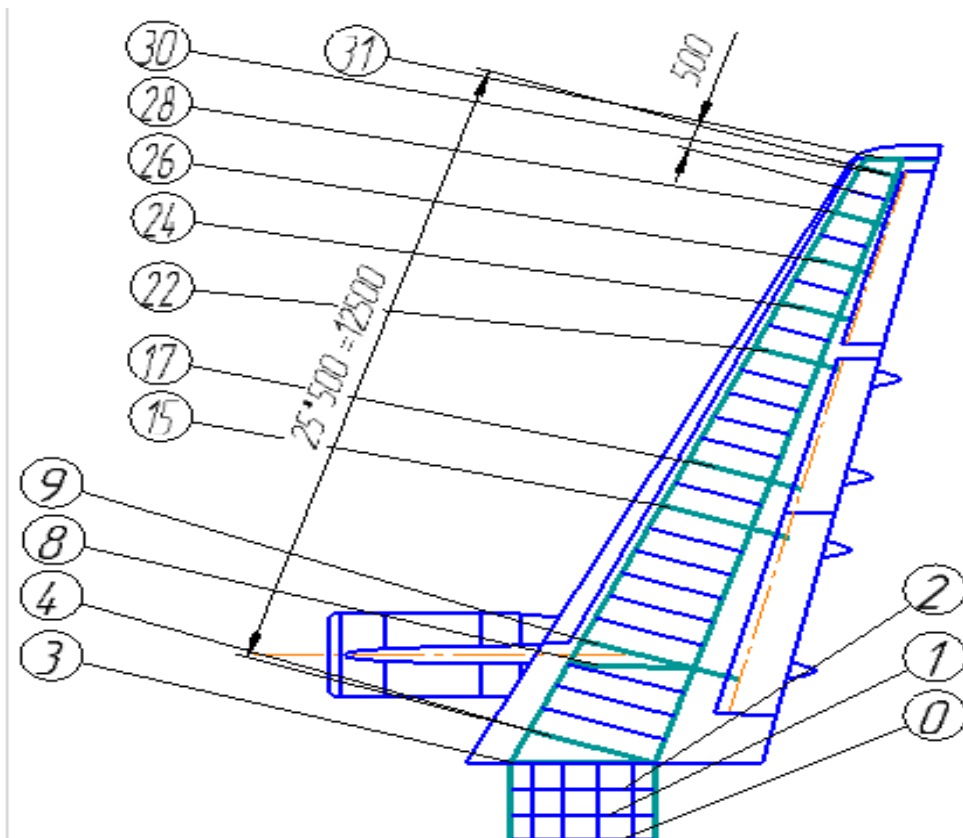


Рисунок 1.18 – Конструктивно-силова схема крила

1.1.7.2 Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

КСС фюзеляжу балочно-стрингерної схеми. Він є найлегшим за масою варіантом з балкових КСС. Він забезпечує достатню жорсткість та міцність конструкції фюзеляж. Фюзеляж даного літака з круглим поперечним перерізом, це дає можливість зменшити лобовий опір, зменшити масу конструкції та забезпечує хорошу аеродинаміку. Конструкція балкових фюзеляжів забезпечує отримання гладкої поверхні, при цьому дозволяє отримувати найкращі умови для більш повного використання внутрішнього об'єму фюзеляжу. Фюзеляж розділений на носову, середню і хвостову частини технологічними роз'ємами. Також фюзеляж поділяється на верхню і нижню частини, так його розділяє площина підлоги літака.

54 шпангоутів утворюють силовий набір і поділяються наступним чином що з них 12 є посиленими. Відстань між шпангоутами становить 500мм. Шпангоут № 1 є передньою стінкою герметичної частині фюзеляжу. Між шпангоутами № 3 і № 7 знаходиться ніша під передню стійку шасі. Ліхтар кабіни пілотів кріпиться шпангоутами № 4, №6. До шпангоутів № 17, № 21 кріпиться центроплан крила. Шпангоути № 22, №26 є стінками вирізу під основні стійки шасі. Між шпангоутами № 7, № 9 – двері, трап. До шпангоутів № 46, № 50 лонжеронами кріпиться кіль. Шпангоут № 54 є задньою стінкою кабіни.

Поздовжній силовий набір має 69 стрингерів з кроком на 150 мм.

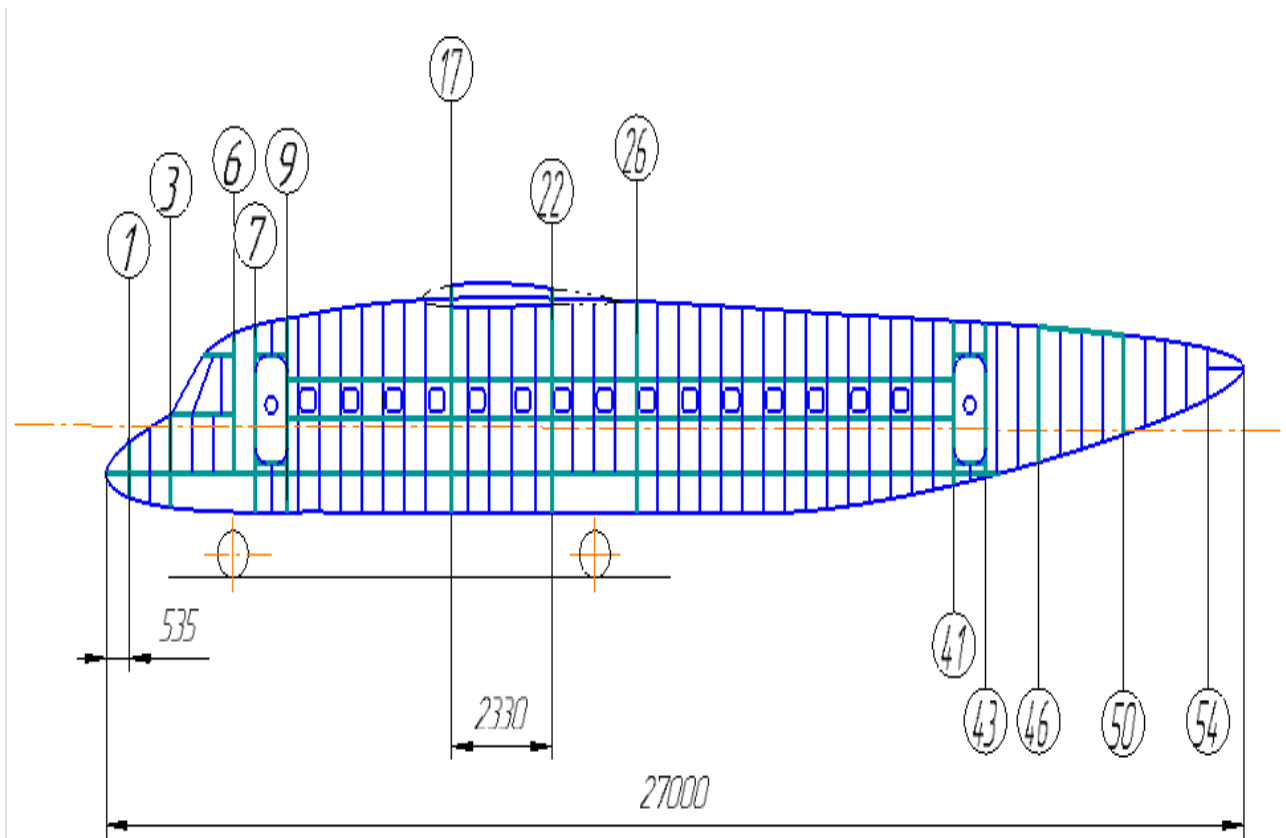


Рисунок 1.19 – Конструктивно-силова схема фюзеляжу

1.1.7.3 Вибір і обґрунтування КСС горизонтального оперення

Горизонтальне складається з стабілізатора і керма висоти. Лонжерони розташовані на $0.16b_{го}$ і $0.60b_{го}$ хорд стабілізатора. Лонжерони ГО кріпляться до лонжеронів ВО.

Поперечний силовий набір стабілізатора складається з 13-ти нервюр, 6 з яких є силовими. Нервюра №1-коренева, до нервюр №4, №8, №11 кріпляться вузли навішування керма висоти. Нервюри розташовані перпендикулярно заднього лонжерона з кроком 400 мм.

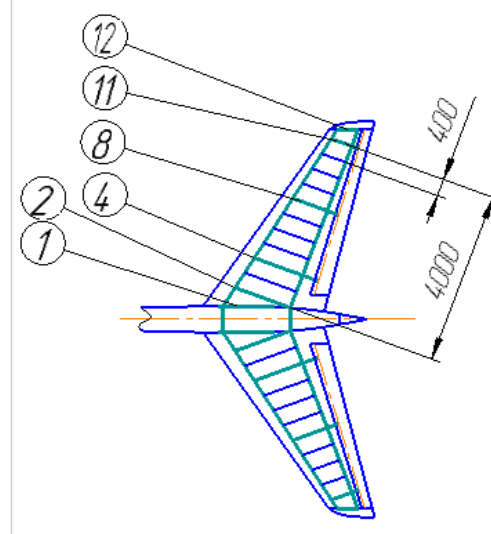


Рисунок 1.20 Конструктивно-силова схема ГО

1.1.7.4 Вибір і обґрунтування КСС вертикального оперення

Вертикальне оперення являє собою киль і кермо напрямку. Кіль є стрілоподібним, має два лонжерона, силові і нормальні нервюри. Передній лонжерон розташований на 20% хорд кіля, задній - на 60%. Крок нервюр становить 400мм, вони розташовані перпендикулярно до заднього лонжерону. Лонжерони вертикального оперення стикуються з силовими шпангоутами фюзеляжу №46, №50. Число стрингерів обох панелей вертикального оперення рівно 11. Їх крок 150 мм. Конструктивно-силова схема ВО відображена на рисунку 1.21.

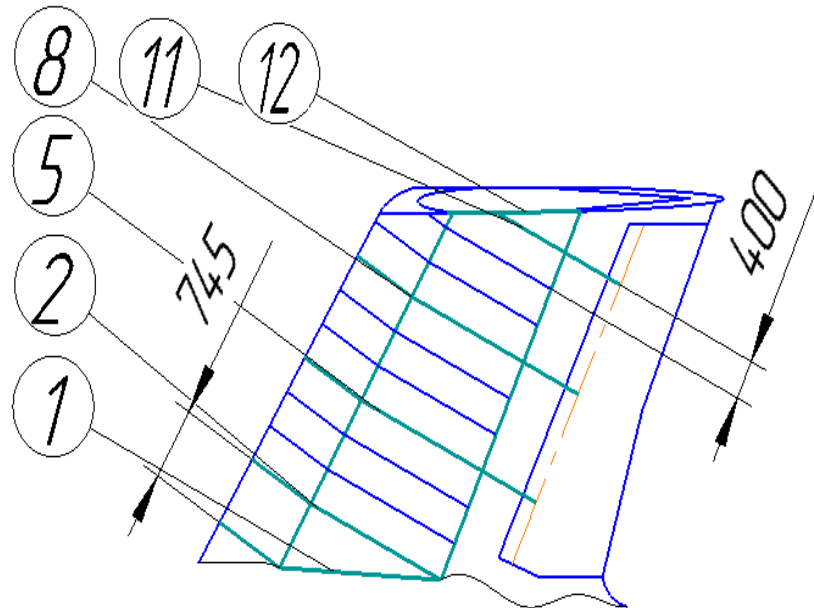


Рисунок 1.21 – Конструктивно-силова схема ВО

1.1.7.5 Вибір КСС шасі

Трьохопорне шасі з передньою стійкою найбільш вдало забезпечує оптимальну посадку літака. Рух літака з шасі такої схеми є досить стійким як в поздовжньому, так і в дорожньому відношенні.

Схема носової опори шасі балочна з підкосом з напівважільною підвіскою коліс кріпиться до силових шпангоутів №4 та №7. Колесо винесено назад для зменшення ефекту шіммі. Забирається передня опора вгору - вперед в носову частину фюзеляжу. Основна опора шасі балочна з підкосом. Стійка підкріплена бічним складним підкосом, що розвантажує верхню частину стійки від вигину. Кріпиться до силових шпангоутів №21 і №25. Схеми прибирання носової і основної стійок шасі показані на малюнку 1.11

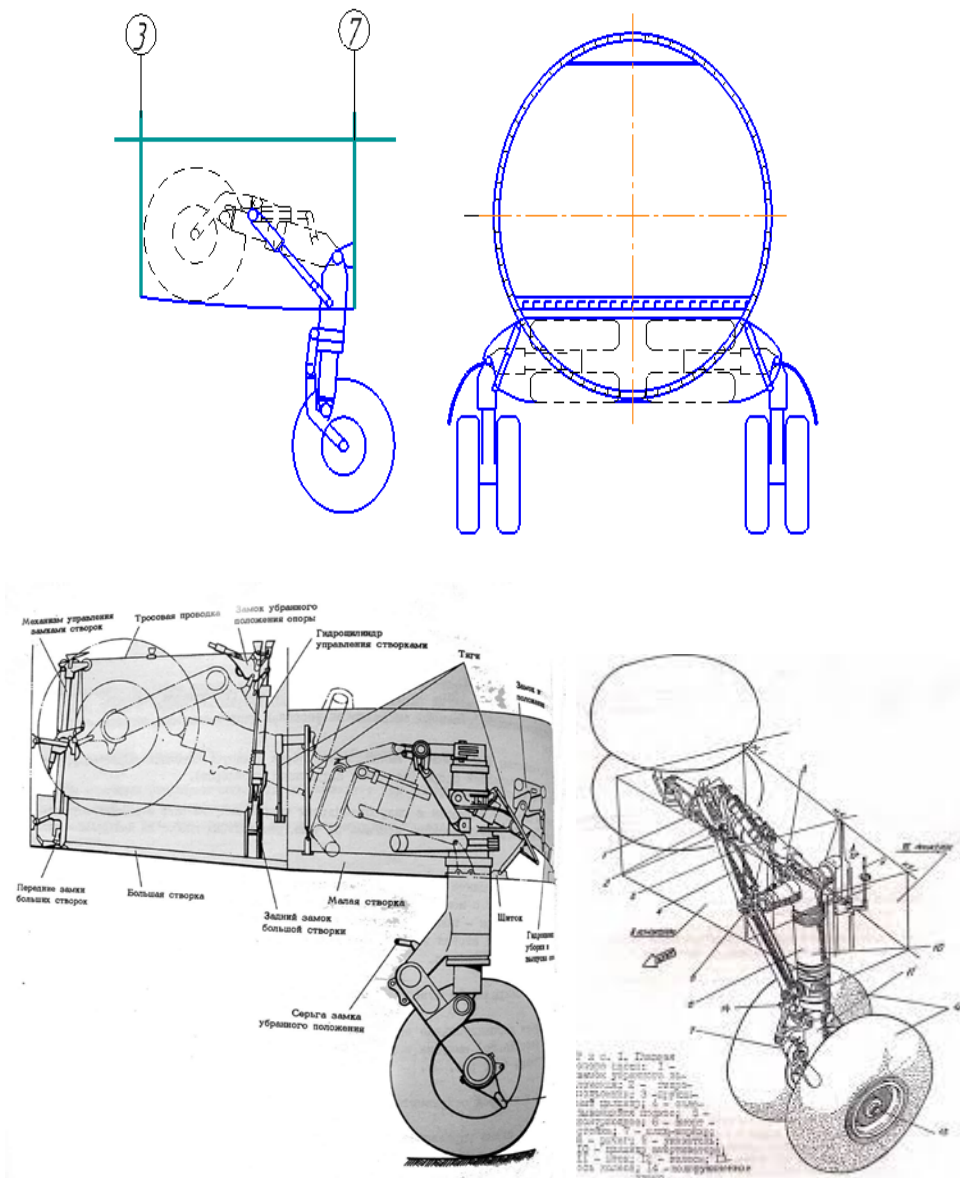


Рисунок 1.22 – Схема збирання носової і основний стійок шасі

1.1.8 Розрахунок центрування літака

Центрувальна схема літака зображена на рисунку 1.23. Координати центрів тяжіння складових злітної маси починаються від носка фюзеляжу.

Згідно центрувальної схеми складають центрувальну відомість (таблиця 1.5).

Значення центрування обчислюємо по залежності:

- де
- середня аеродинамічна хорда крила;
 - відстань від носка до початку координат.

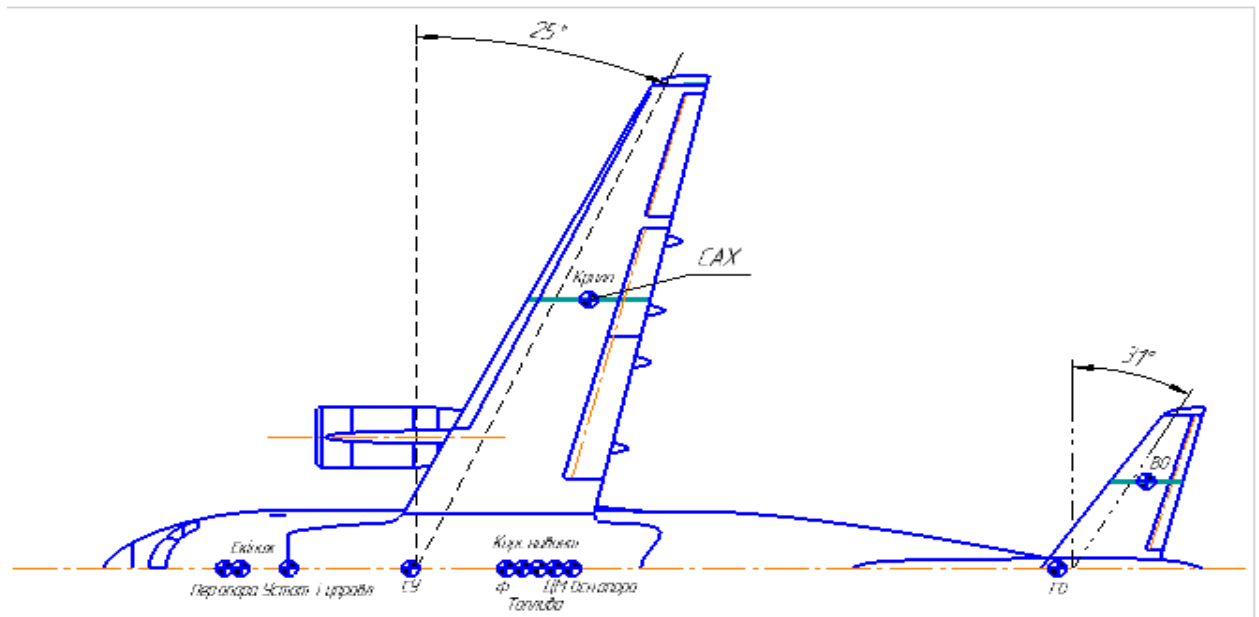


Рисунок 1.23 – Центрувальна схема проектованого літака

Таблиця 1.5 – Центрувальна відомість

Агрегат, груз	З випущеними шасі		
	,кг	,м	,кНм
Корисне навантаження	7200	10,448	75225,6
Екіпаж	240	3,398	815,5
Устаткування і управління	2221	4,6	10216,6
Крило	4026	12,108	48746,8
Фюзеляж	3743	10,04	37579,7
Горизонтальне оперення	225,9	23,82	5380,94
Вертикальне оперення	527,1	26,041	13726,2
Передня опора	539,1	3,03	1633,5
Основна опора	1257,9	11,68	14692,3
Силова установка	4480	7,6415	34233,9
Топливо	9920	10,857	107701,4
Σ	34380	–	–
		0,28	

Визначаємо значення центровки:

де x_c - середня аеродинамічна хорда крила;
 x_0 - відстань від носка до початку координат.

Для літаків даного типу в першому наближенні значення центрування має перебувати в інтервалі від 0,2 до 0,3. знайдене значення задовільняє даній умові.

Після розрахунку центрування було розроблено креслення загального вигляду літака, та креслення конструктивно-силової схеми літака і мастер-геометрія літака, які представлені в додатку Б.

1.1.9 Висновки

Під час роботи над цим розділом з статистичними даними літаків що є аналогами, було визначено тактико-технічні вимоги проєктованого літака. Виходячи з отриманих ТТВ, було встановлено масові характеристики літака а також основні геометричні параметри. На основі отриманих результатів було виконано креслення загального вигляду літака, креслення конструктивно-силової схеми літака та мастер-геометрія літака.

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

1.2.1 Розрахунок полярності і аеродинамічної якості для злітної, посадкової і крейсерській конфігураціях літака

При розрахунках злітно-посадочних характеристик ЛА необхідні його полярні, побудовані з урахуванням випуску шасі, механізації крила та ін.

Побудова злітної полярні

Механізація крила при зльоті і посадці збільшує $C_{x_{т а х}}$ на $\Delta C_{x_{т а х}}$ а $C_{y_{т а х}}$ на $\Delta C_{y_{т а х}}$, також зсувається на кут $\Delta\alpha_0$, що призводить до збільшення $\Delta C_{x_{т а х}}$

Дані величини взяті з таблиці 1.6.

Таблиця 1.6 – Величини враховують механізацію крила під час зльоту і посадки

$\Delta C_{x_{т а х}}$	$\Delta C_{y_{т а х}}$	$\Delta C_{y_{а т а х}}$	$\Delta\alpha_0$
0,02475	0,2	0,537	6°

Польотна полярні

Потрібні значення C_{y_a} для здійснення горизонтального польоту

$$C_{y_a} = \frac{mg}{qs}$$

де $q = 0,7 \cdot \rho \cdot V^2$ – скоросний напір

$$C_{x_a} = C_{x_0} + \Delta C_{y_a}^2$$

Відповідні значення наведені в таблиці:

Таблиця 1.7 – Коефіцієнти підйомної сили при зльоті і посадці

ϵ	Взліт	Посадка
0°	0,67	1,24
$10,5^{\circ}$	1,48217	2,24
$16,2^{\circ}$	1,74373	2,65

Для полярності (коефіцієнт відвалу поляр $A=0,04331$).

Максимальна допустиме значення $C_{уа}$ визначається початком трясіння ЛА

$$C_{уадоп}=0,85C_{уамах}.$$

Для кожної висоти значення $C_{уамах}$ визначається графічно.

Значення $C_{уамах}$ и $C_{уадоп}$ приведенні в таблиці – 1.8

Таблиця 1.8 – Значення $C_{уамах}$ и $C_{уадоп}$ для визначення висоти

H	0	3	6	9	11
$C_{уамах}$	1,2	1,19	1,16	1,15	1,135
$C_{уадоп}$	1,025	1,015	0,99	0,965	0,94

Значення $C_{ха}$ при максимальним значення $C_{уа}$ найдемо по формулі:

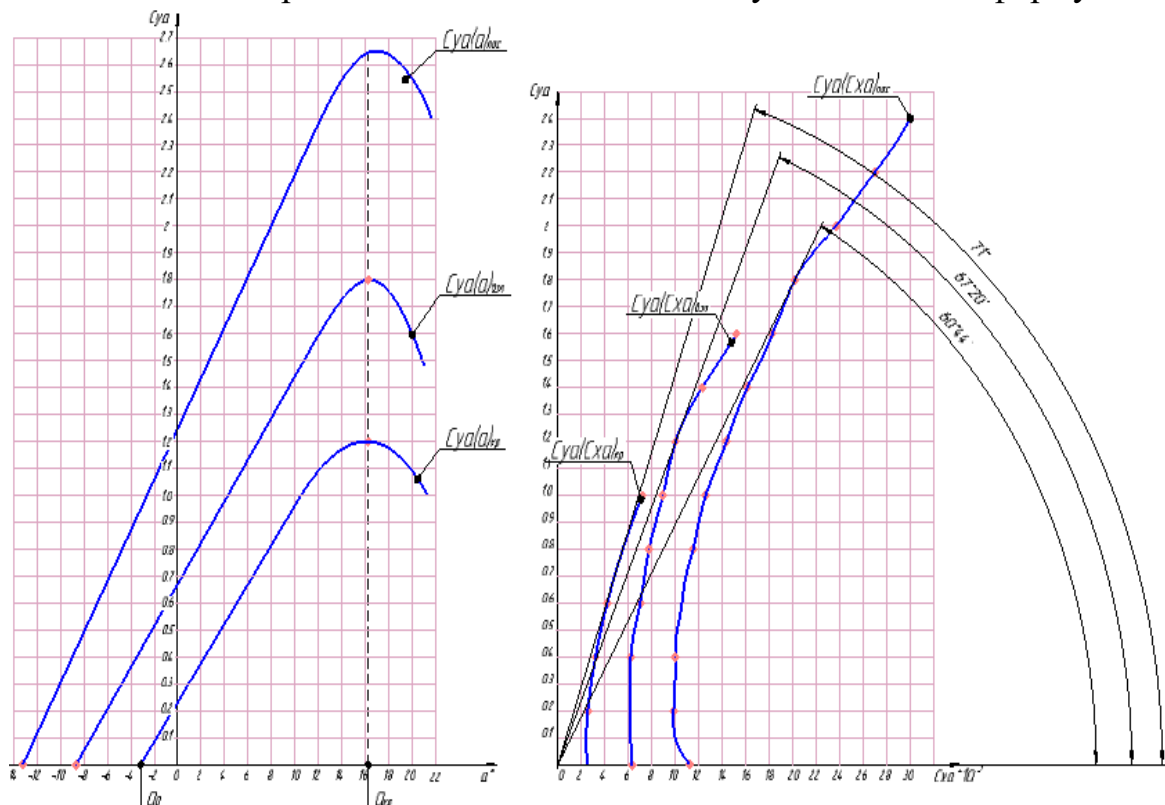


Рисунок 1.24 – Поляри літака

1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг

Метод тяг Жуковського освоюється на порівнянні тяг і потужностей, необхідних для забезпечення горизонтального прямолінійного польоту ЛА на заданому режимі.

Розрахунок потрібних тяг

У горизонтальному прямолінійному сталому польоті ЛА на висоті H з заданим M , потрібна тяга в першому наближенні дорівнює величині лобового опору.

Розраховані потрібні тяги занесено до вигляді таблиці – 1.8

Таблиця 1.9 – Значення P_{Π}

$\frac{M}{H_{км}}$	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.8
0	0.02954	0.024780	0.028617	0.038926	0.05275	0.089404
3	0.03825	0.024196	0.024254	0.029786	0.038481	0.062981
6	0.05349	0.028618	0.023264	0.024493	0.028991	0.04414
9	0.07958	0.038528	0.026345	0.023125	0.023872	0.03158
11	0.106874	0.049824	0.031469	0.024756	0.022946	0.026282

Розрахунок наявних тяг для ЛА з ТРД.

Наявні тяги – це сумарна тяга всіх двигунів на ЛА при повністю відкритій дросельній заслонці.

Наявна тяга на будь-якому режимі дорівнює:

$$P_{расп}(H, M) = P_0 \cdot \zeta(H, M),$$

де ζ – коефіцієнт тяги.

Для уточнення кривих $P_{расп}(H, M)$ з урахуванням полярів в діапазоні малих чисел

Розрахунок наявних тяг представлені у вигляді таблиці 1.10.

Таблиця 1.10 – Значення $P_{расп}$

$\frac{M}{H_{км}}$	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.8
0	62251.2	58792.8	55334.4	53951.04	52567	53259.36
3	51876	51184.32	48417.6	47725.9	47034.24	48417.6
6	44267.5	42192.5	41500.8	40809.1	40117.44	38734.1
9	36207	34999	334773.1	33477.3	327164	31955.6
11	33200.6	31817.3	30433.9	30433.9	29050.5	27667.2

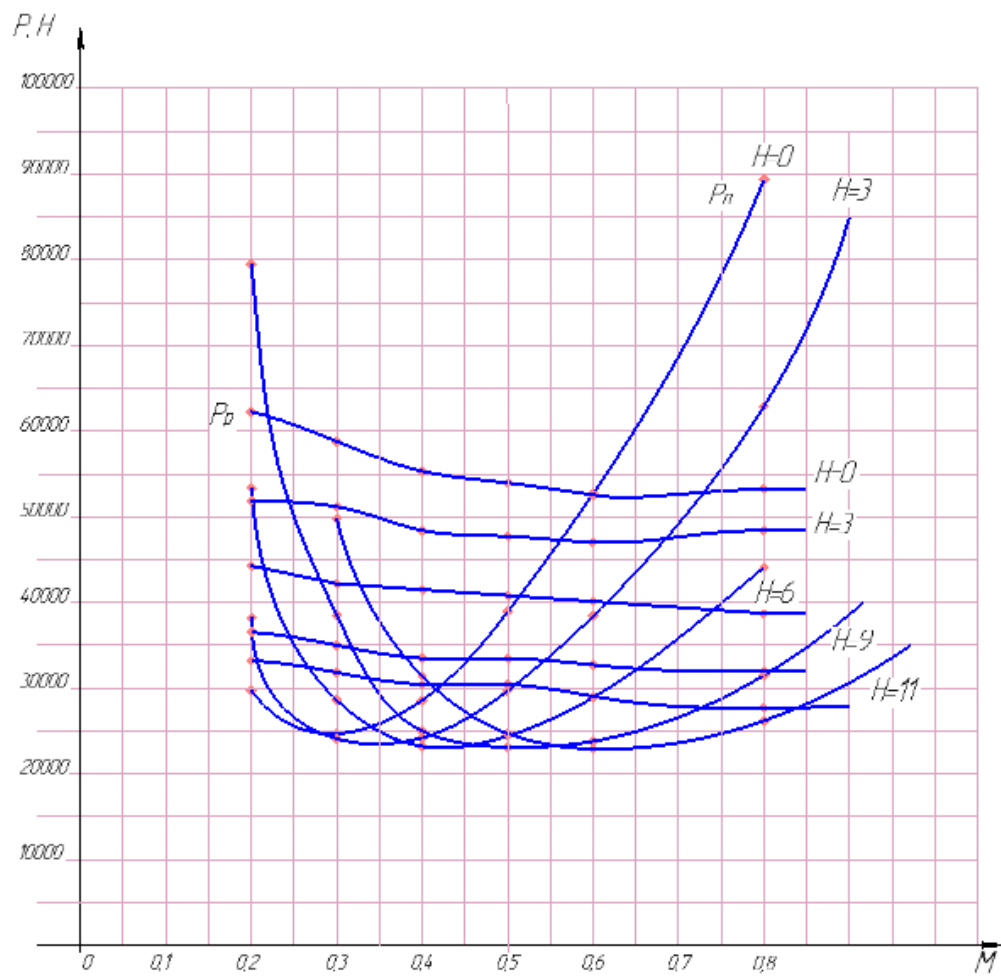


Рисунок 1.25 – Потрібних і наявні тяги

1.2.3 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність» проектного літака.

Якщо етапи зльоту і посадки характеризують можливості базування, то транспортна ефективність літака полягає у швидкості і дальності польоту з певним комерційним навантаженням і рейсовою паливною затратою.

Залежність перевезеного комерційного навантаження від дальності зазвичай представляється у вигляді діаграми вантаж-дальність

Під час розрахунку дальності польоту літака враховується аеронавігаційний запас палива. Цей запас палива складається з резервного і компенсаційного запасів. Діючи відповідно до норм льотної придатності резервний запас включає паливо, яке буде необхідним для відходу на друге коло з глісади або ж перельоту на запасний аеродром, виконання польоту на режимі очікування над запасним аеродромом протягом заданого часу і посадки.

У компенсаційному запасі знаходиться паливо, необхідне для компенсації допущених похибок пілотування і відхилення від стандартних показників літака що пов'язані з метеоумовами. Компенсаційний запас вираховується у відсотках від необхідного для польоту на розрахункову дальність палива і може становити до 20%.

Максимальна дальність, що реалізується при польоті з нульовою комерційним навантаженням і максимальним паливом, називається Перегоночна.

Таблиця 1.11 – Результаті розрахунку діаграми «Вантаж-дальність»

26444	24460	34380

Де m_1 – маса літака при посадці з запасом топлива
 m_2 – маса літака при посадці без запасу топлива

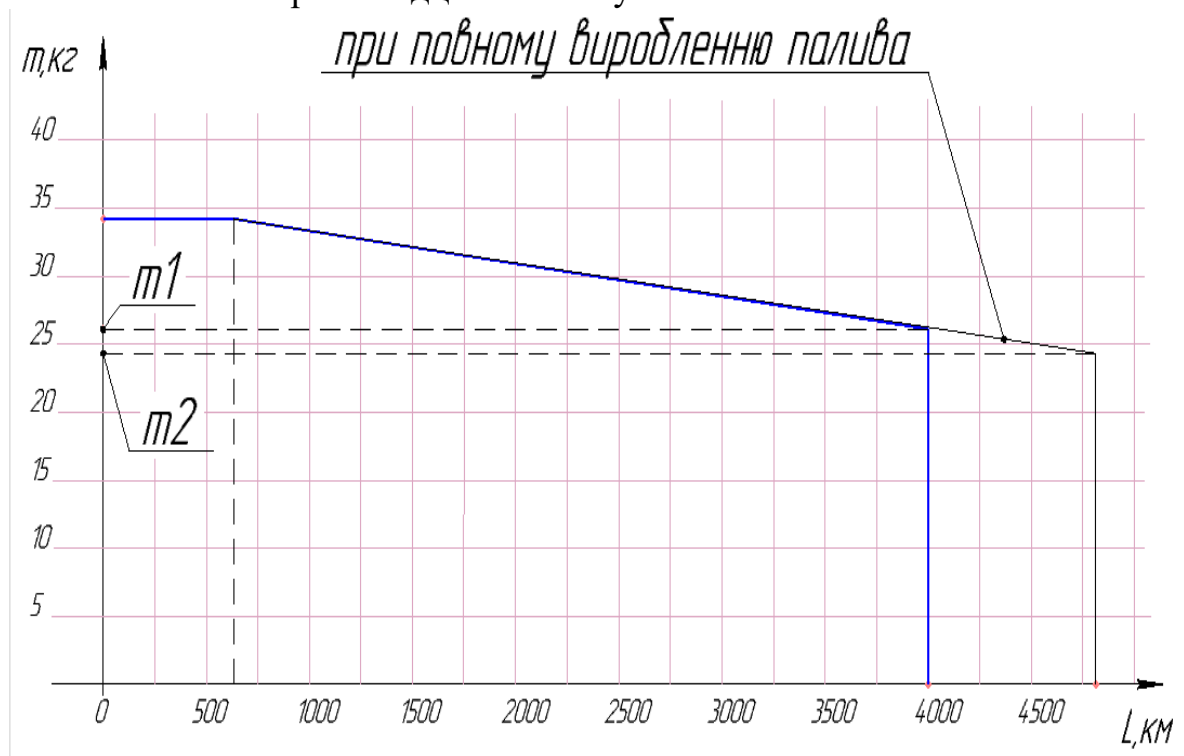


Рисунок 1.26 – «Вантаж-дальність»

1.2.4 Висновки

В цьому розділі були розглянуті аеродинамічні властивості та динаміка польоту пасажирського літака в польотній конфігурації (шасі і механізація крила знаходяться в прибраному положенні) при сталому горизонтальному польоті без кутів крену і ковзання, розраховані його поляри у злітній і посадковій конфігураціях, а також льотно-технічні характеристики за допомогою методу тяг. Побудована діаграма «вантаж-дальність» проектного літака.

1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання елерону проектного літака

1.3.1 Розробка мастер-геометрії елерону

Метод інтегрованого проектування літака являє собою проектування а також комп'ютерне параметричне тривимірне моделювання іншими словами 3D-моделі конструкції літака в цілому або ж в окремих його частинах.

В своїй конструкції авіаційна техніка може включати велику кількість зборок деталей, вузлів і агрегатів. Вони можуть бути з'єднані між собою роз'ємними і нероз'ємними сполуками різних видів, від якості і правильності проектування і виконання яких залежать дуже важливі чинники, а саме аеродинамічні, ресурсні, вагові та інші характеристики повітряного судна.

Всі побудови були здробленні в програмі Siemens NX виробництва компанії Siemens PLM Software.

Було виконано ескіз профілю елерона в кореневому перерізі.

Створена базова система координат в кореневому перерізі і побудований ескіз перетину. Надалі для спрощення в ці ескізи додалися лінії контуру лонжеронів, вантажу балансування та інших силових елементів. Для побудови профілю два ескізи були з'єднані двома просторовими лініями. За допомогою команди «замітання» було побудований профіль.

Для побудови нервюр були створені:

- площині в місцях їх розташування;
- за допомогою команди «Криві перетину» побудовані лінії утворює нервюри, тобто лінія перетину площини нервюри і поверхні профілю.

За допомогою команди «замітання» і «За кривим» побудовані нервюри. Силові елементи такі як лонжерон та балансувальний вантаж побудовані також за допомогою команди «замітання». Кронштейни побудовані елементарними операціями такі як «ескіз» і «видавлювання». Всі елементи для побудови були приховані або перенесені на окремі шари.

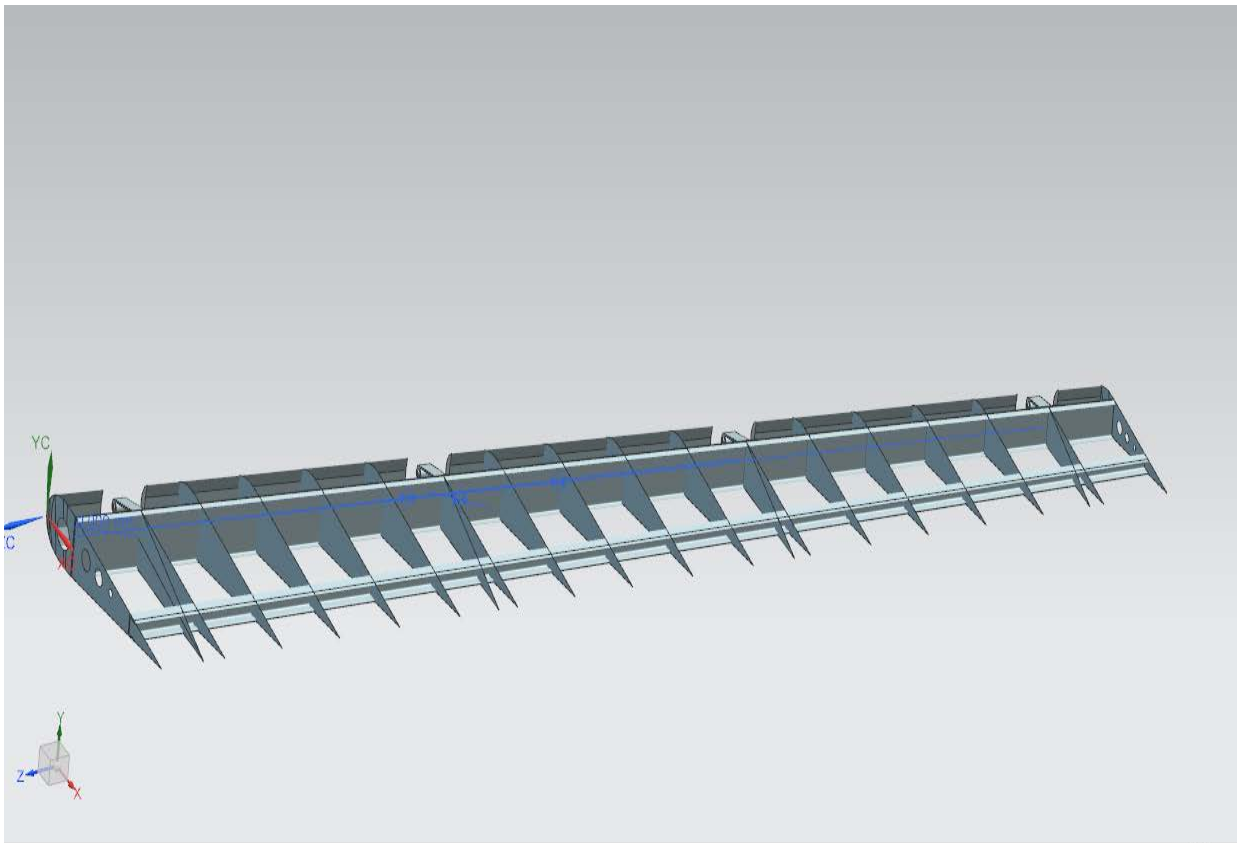


Рисунок 1.27 – Модель розподілу простору елерона

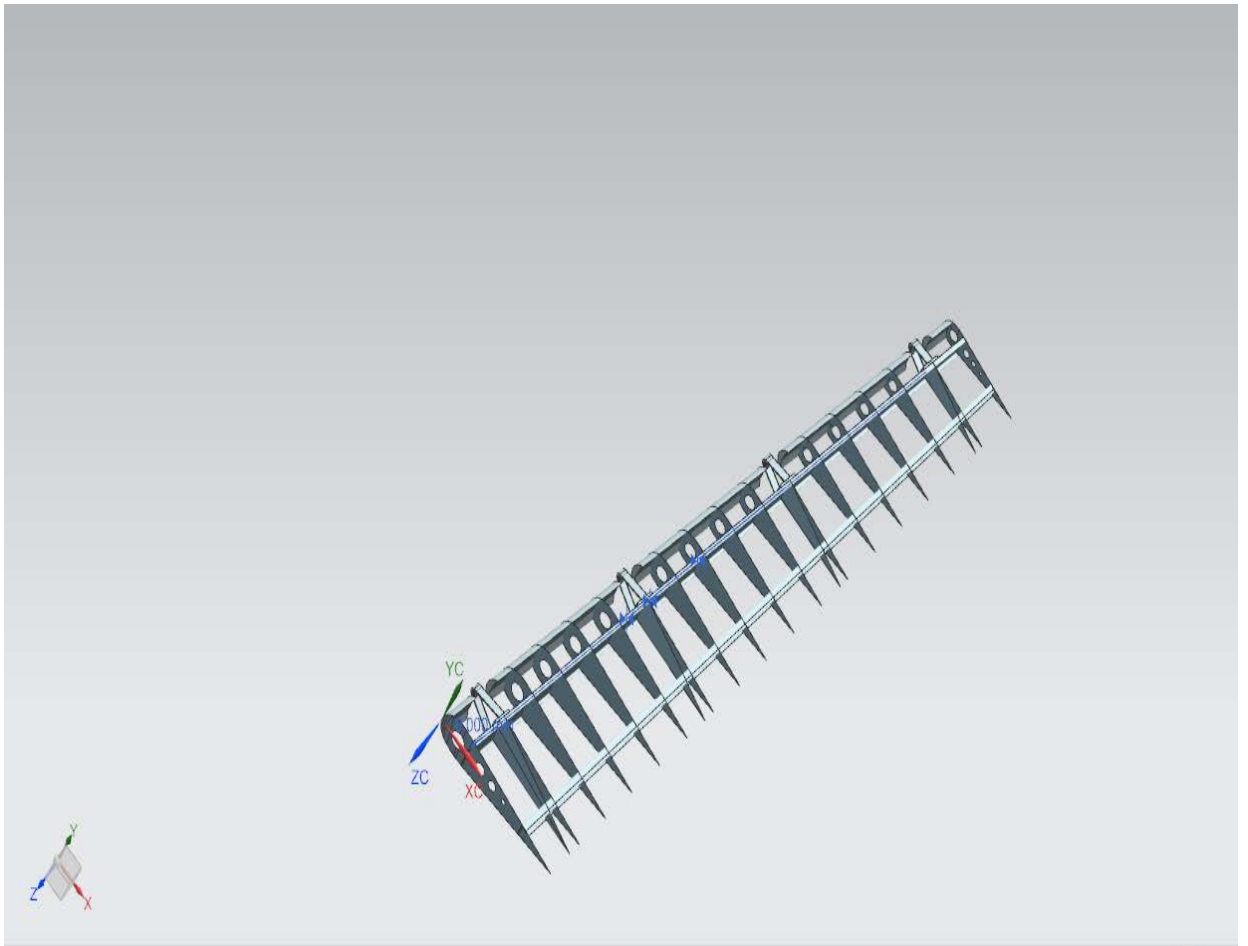


Рисунок 1.28 – Модель розподілу простору елерона

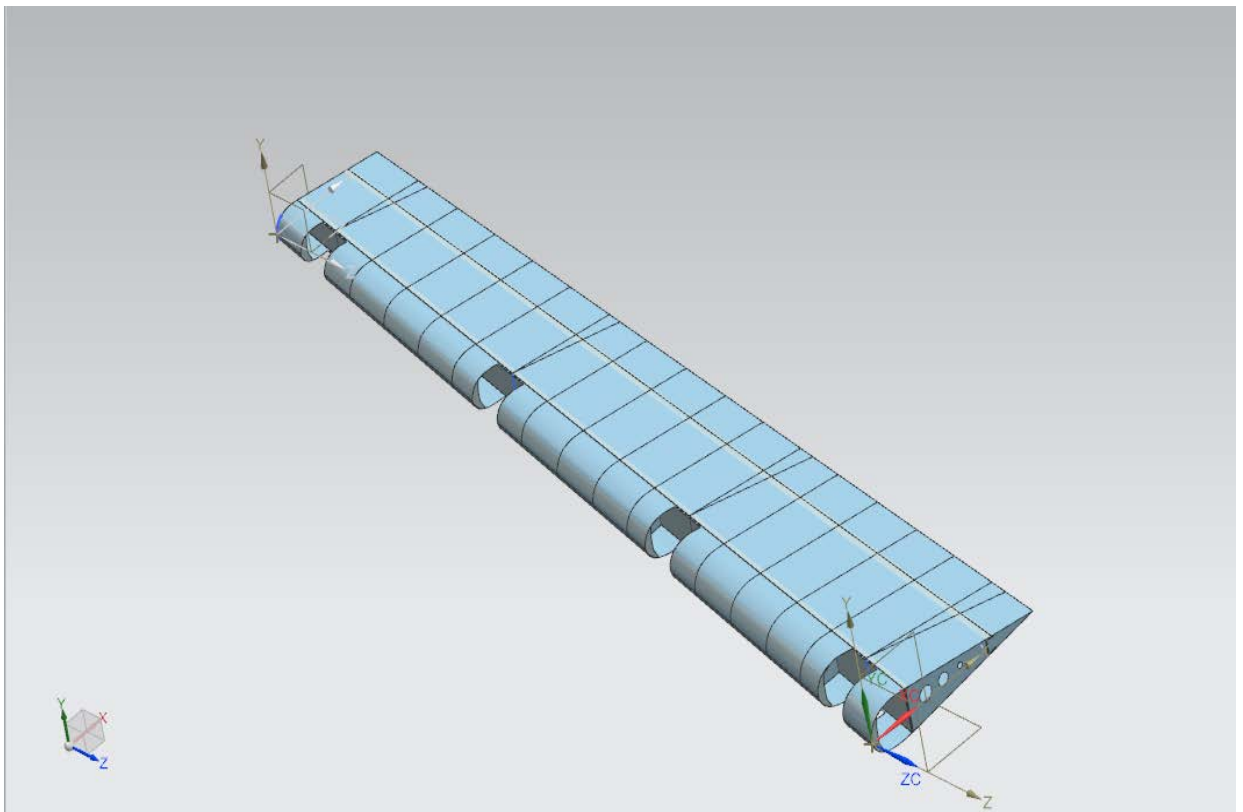


Рисунок 1.29 – Мастер-геометрія елерону

1.3.2 Визначення навантажень, що діють на агрегат елерон

У практиці проектування і нормування при визначенні зовнішніх навантажень зазвичай користуються приблизними формулами.

При визначенні навантажень на елерон розглядають три основних розрахункових:

- врівноважують навантаження;
- маневрені навантаження;
- навантаження при польоті в неспокійному повітрі.

Розрахункове значення врівноважує навантаження елерона:

$$P_{ел}^p = k \cdot f \cdot S_{эл} \cdot q_{max};$$

де k – коефіцієнт, який встановлюється нормами міцності;

f – коефіцієнт безпеки;

$S_{эл} = 6.51 \text{ м}^2$ – площа елерона;

q_{max} – швидкісний тиск на максимальній швидкості визначається за формулою:

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

де $V_{max} = 236.11 \text{ м/с}$ – максимальна швидкість польоту;

ρ_H – тиск на висоті 11 км,

де $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$ – щільність повітря;

$H = 11 \text{ км}$ – крейсерська висота польоту;

Тоді значення врівноважує навантаження елерона:

Зазвичай в якості розрахункових навантажень для елерона на етапі проектувальних розрахунків можуть бути прийняті навантаження при його відхиленні на максимальній швидкості. Розподілене аеродинамічне навантаження, яке припадає на одиницю площі елерона, приблизно може бути визначено по залежності.

1.3.3 Вибір положення опор елерона і побудова епюр згинаючих моментів і перерізують сил

Розрахункова схема елерона представлена у вигляді балки на 5 опорах. При виборі положення опор прагнули забезпечити рівність згинальних моментів в польоті над опорами. Вибраний опор погоджено і пов'язане з конструктивно-силової схеми елерона. Також витримано умову рівної конструкції мінімальної маси.

Розрахункова схема елерона представлена на малюнку 3

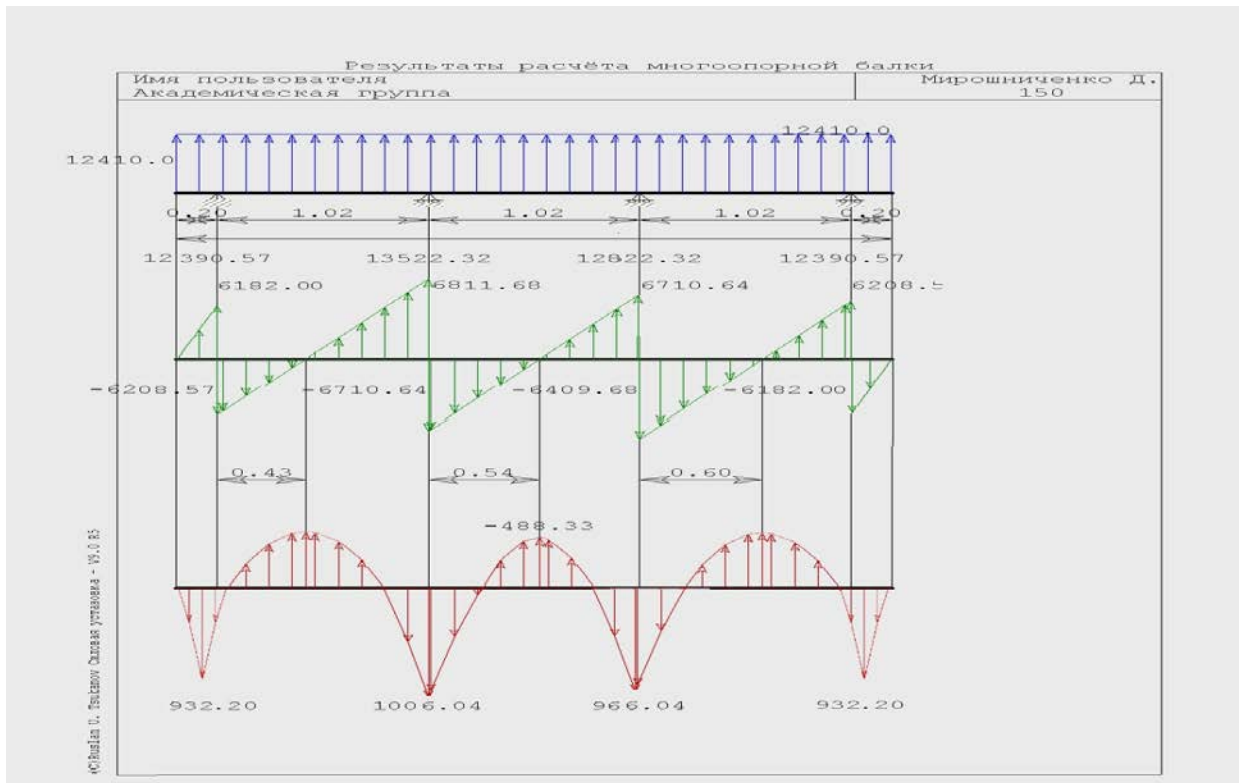


Рисунок 1.30 – Розрахункова схема елерона

1.3.4 Опис прийнятої КСС і технічний опис конструкції елерона

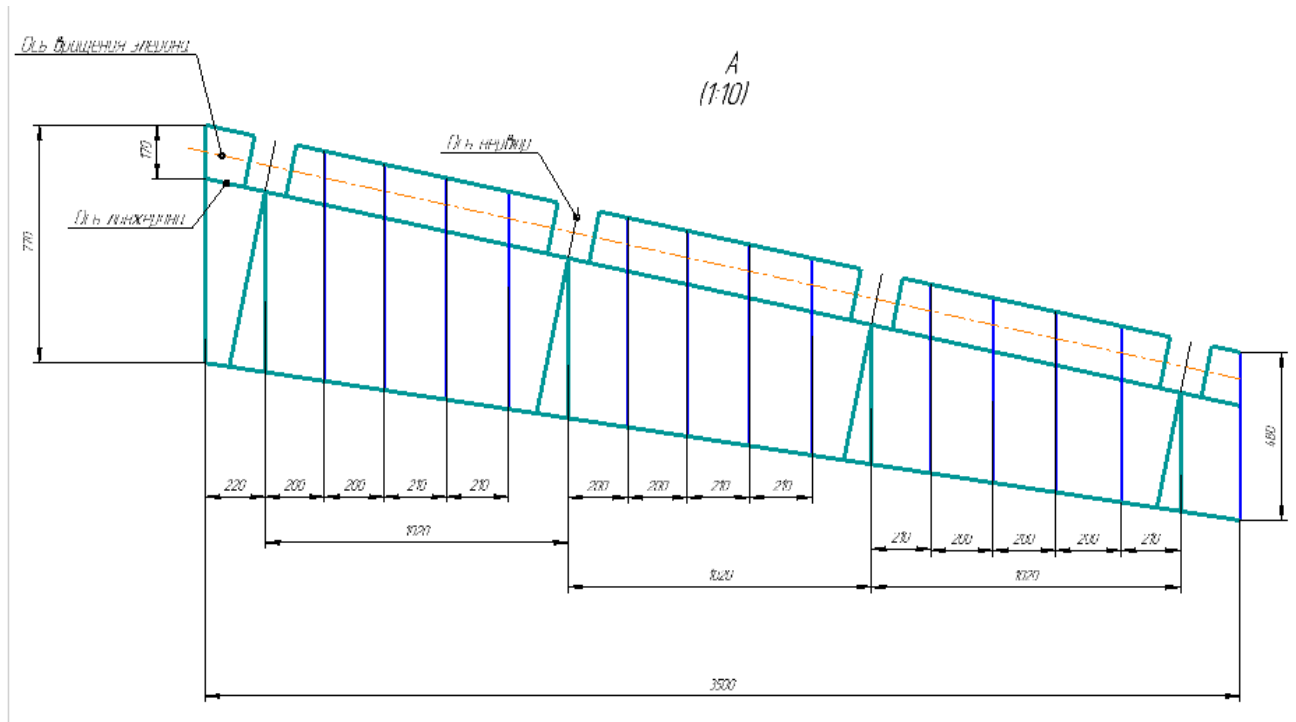


Рисунок 1.31 – КСС елерона

Елерон – це багатоопорна балка, яка підвішується на задніх кромках консолей крила. Вона має чотири точки підвіски. Під час відхилення елерон створює різницю піднімальної сил правої і лівої половини крила.

Кріплення елерона до крила виконується за допомогою вузлів навішування.

Елерон має однолонжеронну конструктивно-силову схему. Конструкція є безстрінгерною. Його обшивка утворює поверхню. Нерв'юри пружно обперті на обшивку і стінку лонжерона, працюють на вигин при передачі на стінку повітряного навантаження. Стінки лонжеронів сприймають і перерізають силу Q , потоки дотичних зусиль при крученні і спільно з обшивкою утворюють контури, що сприймають крутний момент.

Лонжерон є збірним, спосіб збирання здійснюється клепкою. Нерв'юри монолітні, виготовляються з штампованих конструкцій.

Крутний момент сприймається двома замкнутими контурами, освіченими обшивкою і стіною лонжерона.

Щоб уникнути згинально-рульового флатера при конструюванні елерона необхідно його центрувати. Центрування забезпечує поєднання центру маси агрегату з віссю обертання. Зазвичай з цією метою в носовій частині доводиться розміщувати балансувальний вантаж.

1.3.5 Обґрунтування вибору конструкційного матеріалу основних елементів елерона

Перед початком проектування конструктивних елементів елерона слід визначитися з матеріалом з якого будуть виготовлятися елементи проектного агрегату.

У виробництві літаків найбільш часто використовують алюмінієві, магнієві, титанові та інші металеві сплави, також виготовляють елементи конструкції літака з композиційних матеріалів. При виборі того чи іншого матеріалу керуються різними вимогами, що пред'являються до сплаву, такі як: забезпечення достатньої міцності, твердості, жорсткості, втомної міцності матеріалу, пластичності та рядом інших властивостей.

Серед перерахованих матеріалів при виробництві літаків частіше всього використовують алюмінієві сплави, які, володіючи невеликою вагою і достатню міцністю, більш кращі серед інших сплавів за критерієм питомої міцності по відношенню до ваги.

У виробництві даного літального апарату основним конструкційним матеріалом є дюралюмінієвий сплав Д16Т. Основні характеристики сплаву Д16Т зазначені в таблиці 1.12

Таблиця 1.12 Механічні властивості по Д16Т

Механічні властивості по ГОСТ 4543–71				
,МПа	,МПа	$\sigma_{0.2}$,%	$H B1 0^1$,МПа	ρ ,кг/м ³
440	286	12	42	2800

1.3.6 Проектувальні розрахунки поясів лонжерона, стінки лонжерона, визначення товщини обшивки

При виконанні проектувальних розрахунків введемо такі припущення:
 - вигинає момент сприймається поясами лонжерона, перерізуюча сила сприймається стінкою лонжерона;
 - крутний момент сприймається двома замкнутими контурами, освіченими стінкою лонжерона і обшивкою і розподіляється між контурами пропорційно квадратах їх площ;
 - за вісь центрів жорсткості приймаємо вісь лонжерона, щодо цієї осі визначається крутний момент.

1.3.6.1 Проектирование поясів лонжерона

За даними наведеними в таблиці 1.13 призначаємо величину рівня розрахункових напружень для матеріалу Д16Т.

Таблиця 1.13 величини розрахункових напружень в поясах лонжеронів з урахуванням їх ресурсу (матеріал Д16Т).

Ресурс в польотах	Нижній пояс, МПа	Верхній пояс, МПа
10000	360	430
20000	300	360
40000	255	306
60000	230	275

Вибираємо для розрахунків з метою забезпечення ресурсу в 20000 польотів розрахункові напруги в нижньому поясі 300 МПа, в верхньому 360 МПа.

Знаходимо відношення σ_p / σ_s ,
 де $\sigma_s = 440$ МПа:

- для нижнього пояса $\sigma_p / \sigma_s = 0.682$

- для верхнього пояса $\sigma_p / \sigma_s = 0.818$

За заданим рівнем розрахункових напружень визначаємо з урахуванням даних представлених на рисунках максимальне значення відношення b/δ так як саме при максимальному b/δ величина b/H буде мінімальною, а значить і мінімальної вийде маса лонжерона.

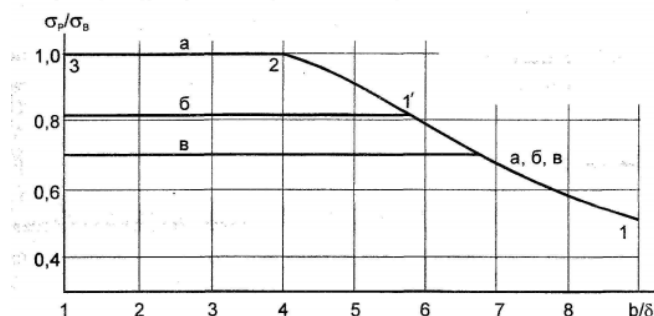


Рисунок 1.32 – Рівень розрахункових напружень

а – умовами статки без урахування ослаблення під кріплення обшивки;

б – за умовами статички при наявності в поясі отворів для кріплення обшивки;

в – за умови забезпечення ресурсу в 20000 польотів.

Приймаємо $b/\delta = 6.9$ для нижнього (розтягнутого) пояса лонжерона

Приймаємо $b/\delta = 5.7$ для верхнього (сжатого) пояса лонжерона.

Визначаємо величини правих частин для нижнього і верхнього поясів лонжерона:

$$\frac{\delta^3}{H^3} = \frac{\delta^2}{H^2} = -\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_g} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_g} \cdot \frac{1}{b/\delta}$$

$$\text{для нижнього пояса: } \frac{\delta^3}{H^3} = \frac{\delta^2}{H^2} = -\frac{1006.04}{150^3} \cdot \frac{1}{440} \cdot \frac{1}{300/440} \cdot \frac{1}{6.9} = -0.000144$$

для верхнього пояса:

$$\frac{\delta^3}{H^3} = \frac{\delta^2}{H^2} = -\frac{1006.04}{150^3} \cdot \frac{1}{440} \cdot \frac{1}{300/440} \cdot \frac{1}{5.7} = -0.0001453$$

Прирівнюємо праві частини виразів до лівих і отримуємо:

для нижнього пояса:

$$\frac{\delta^3}{H^3} = \frac{\delta^2}{H^2} = 0.000144$$

для верхнього пояса:

$$\frac{\delta^3}{H^3} = \frac{\delta^2}{H^2} = 0.0001453$$

За графіком представленим на рисунку 1.33 маючи величини $\frac{\delta^3}{H^3} = \frac{\delta^2}{H^2}$ находимо співвідношення b/H (для верхнього пояса $b/H=0.005$), (для нижнього пояса $b/H=0.0045$).

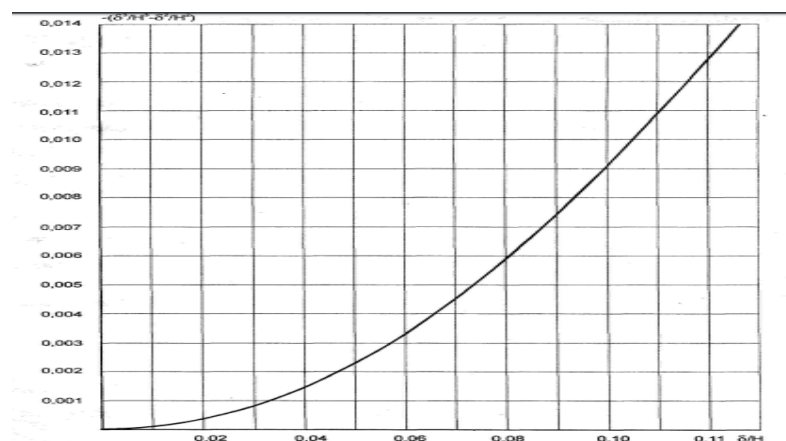


Рисунок 1.33 – Графічне визначення відносини за величиною правій частині виразу.

$$\delta_H = 0.0045 \cdot 150 = 0,000675 \text{ м}$$

$$\delta_B = 0.005 \cdot 150 = 0,00075 \text{ м}$$

Оскільки значення малі приймаємо $\delta_H = 1.1 \cdot 10^3 \text{ м}$ и $\delta_B = 1.1 \cdot 10^3 \text{ м}$

Знаходимо ширину по співвідношенню b/δ :

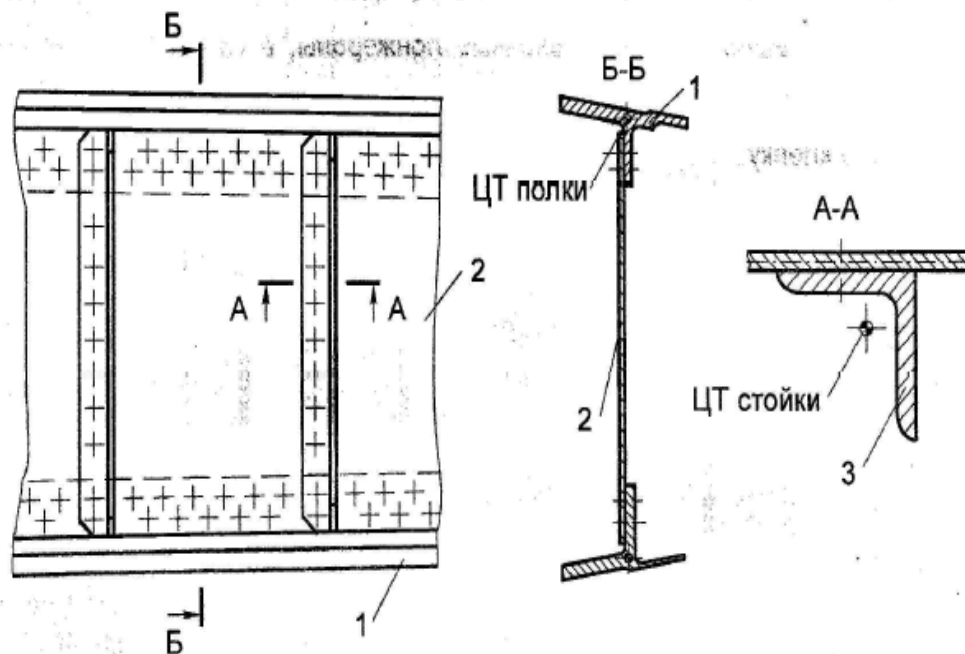
для нижнього пояса $b/\delta=6.9$

$$b_n = 6.9 / \delta_n = 0,00759 \text{ м}$$

для верхнього пояса $b/\delta=5,7$

$$b_g = 6.9 / \delta_g = 0,00627 \text{ м}$$

1.3.6.2 Алгоритм вибору основних параметрів стінок балкових лонжеронів



1 – пояса; 2 – стінка; 3 – підкрепляюча стійка.

Рисунок 1.34 – Розрахунково-конструктивна схема стінки лонжерона

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

$$h_{эф} = H - \frac{\delta_g}{2} + \frac{\delta_n}{2} = 0.150 - \frac{0,00627}{2} + \frac{0,00759}{2} = 0,149 \text{ м}$$

Знаходимо параметр навантаження на балку:

$$\frac{\sqrt{Q}}{h_{эф}} = \frac{\sqrt{13522,32}}{0.149} = 780,964 \sqrt{H} / \text{м}$$

Вибір основних параметрів стінок і стійок балкових лонжеронів базується на залежностях, наведених на малюнках рисунках 9-13 показаних нижче.

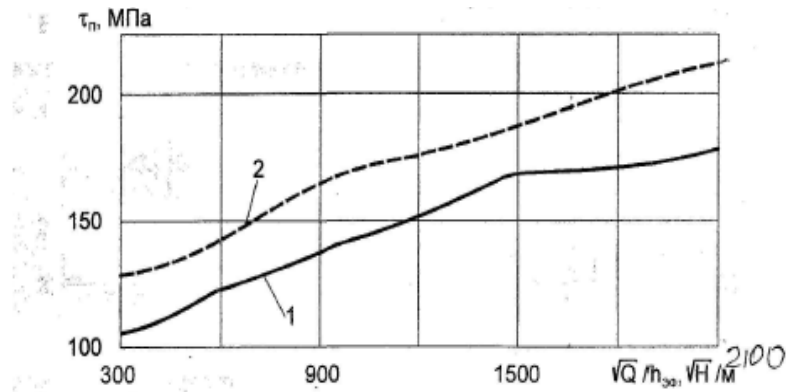


Рисунок 1.35 – Залежність максимальної корисної напруги зсуву від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси:
1 – матеріал Д16Т, $\sigma_a = 440 \text{ МПа}$; 2 – матеріал В95Т, $\sigma_a = 505 \text{ МПа}$

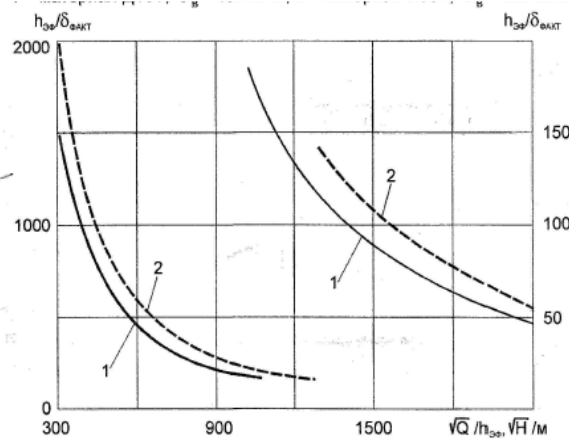


Рисунок 1.36 – Залежність відносини ефективної висоти від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси:
1 – матеріал Д16Т, $\sigma_a = 440 \text{ МПа}$; 2 – матеріал В95Т, $\sigma_a = 505 \text{ МПа}$

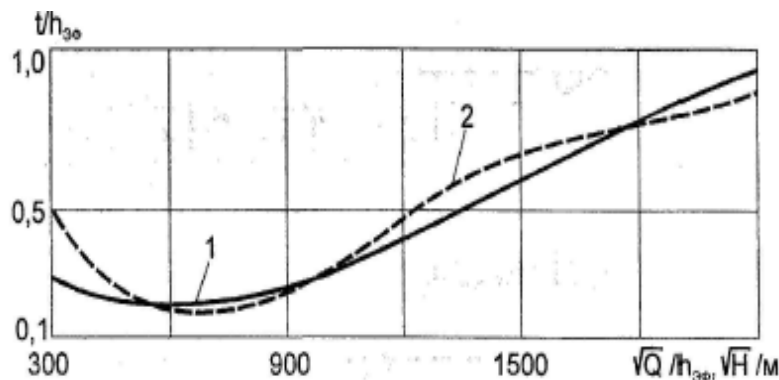


Рисунок 1.37 – Залежність відносини кроку стійок до ефективної висоти від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси
1 – матеріал Д16Т, $\sigma_a = 440 \text{ МПа}$; 2 – матеріал В95Т, $\sigma_a = 505 \text{ МПа}$

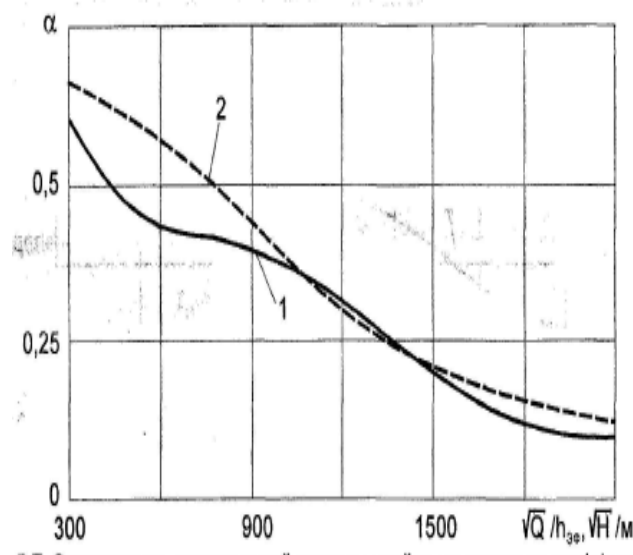


Рисунок 1.38 – Залежність оптимальної витрати стійки на стінку від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси:

1 – матеріал Д16Т, $\sigma_a = 440 \text{ МПа}$; 2 – матеріал В95Т, $\sigma_a = 505 \text{ МПа}$

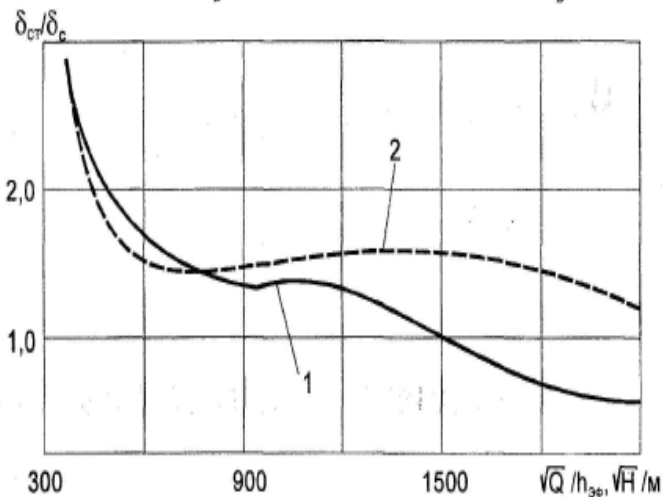


Рисунок 1.39 – Залежність оптимального відношення товщини стійки до товщини стінки від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси: 1 – матеріал Д16Т, ; 2 – матеріал В95Т,

Таблиця 1.14 –

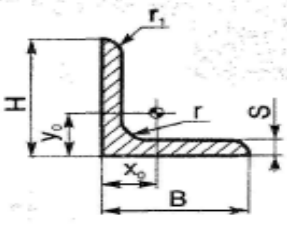
Параметрів обраних по залежностям

Параметри обрані по залежностям:	
$\tau_n = 135 \text{ МПа}$	
$\frac{h_{эф}}{\delta_{факт}} = 210$, тоді	$\delta_{факт} = \frac{h_{эф}}{210} = \frac{0,149}{210} = 0,000709 \text{ м}$ приймаємо $\delta_{дод} = 1,2 \cdot \delta_{факт}$
$\frac{t}{h_{эф}} = 0,24$, тоді	$t = 0,24 \cdot h_{эф} = 0,24 \cdot 0,149 = 0,036 \text{ м}$
$\alpha = 0,33$	
$\delta_{ст} / \delta_c = 1,5$, тоді	$\delta_{ст} = \delta_{факт} \cdot 1,5 = 1,2 \cdot 1,5 = 0,0018 \text{ м}$

Визначаємо потрібну мінімальну площу перетину стійки:

$$F_{ст} = \alpha \cdot t \cdot \delta_{факт} = 0,38 \cdot 0,036 \cdot 0,0012 = 16,3 \text{ мм}^2$$

По сортаменту (рисунок 1.37) вибираємо площу перерізу профілю:



Профили прессованные. Угольник равнобокий ПР100

Пример обозначения профиля прессованного типа ПР100 из сплава Д16-Т с размерами $H=12$; $B=12$; $S=1$ Д16-Т-Пр100-1

Номер профиля	Размеры, мм				Положение центра тяжести $x_0 = y_0$, мм	Сечение F , мм ²	Момент инерции $I_x = I_y$, мм ⁴	Теоретическая масса 1 пог. м, кг
	$H = B$	S	r	r_1				
1	12	1	1,5	0,5	3,31	23,4	320	0,067
24	12	1,6	1,6	0,8	3,54	37,3	470	0,107
2	15	1	1,5	0,5	4,06	29,4	630	0,084
51	15	1,2	2	0,6	4,11	35,3	750	0,101
3	15	1,5	2	0,75	4,23	43,4	910	0,124
4	15	2	2	1	4,42	56,4	1140	0,161
52	15	3	3	1,5	4,76	82,0	1540	0,234
27	16	2,4	3,2	1,2	4,79	72,6	1620	0,207
53	18	1,5	2	0,75	4,98	52,4	1600	0,149
29	19	2,4	2,4	1,2	5,55	86,1	2810	0,245
30	19	3,2	3,2	1,6	5,83	112,5	3510	0,321
54	20	1	2	0,5	5,27	39,7	1546	0,113
55	20	1,2	2	0,6	5,36	47,3	1820	0,135
6	20	1,5	2	0,75	5,48	58,4	2220	0,166
7	20	2	2	1	5,67	76,4	2640	0,218
8	25	1,5	2	0,75	6,73	73,4	4440	0,209
9	25	2	2	1	6,92	96,4	5730	0,275
19	25	2,5	2	1,20	7,11	118,9	6930	0,339
34	25	3,2	3,2	1,6	7,33	150,9	8500	0,430
35	25	4	4	2	7,60	185,7	10120	0,529
56	25	5	3	2,5	7,98	224,2	15030	0,639
57	30	1,5	2	0,75	7,98	88,4	7800	0,252
10	30	2	2	1	8,17	116,4	10100	0,332
36	30	2,5	2,5	1,5	8,32	144,1	12240	0,411
11	30	3	3	1,5	8,51	172,0	14390	0,490
58	32	3,5	3,5	1,75	9,17	213,1	8790	0,607
59	32	6,5	4	3,25	10,22	372,8	14850	1,062
60	40	2	2	1	10,67	156,4	8390	0,446
61	40	2,5	2,5	1,25	10,84	194,4	10350	0,554
12	40	3	3	1,5	11,00	232,0	12240	0,661
42	40	3,5	3,5	1,5	11,19	269,4	14140	0,768
13	40	4	4	2	11,34	305,7	15870	0,871
14	45	4	4	2	12,59	345,7	20340	0,985
15	45	5	5	2,5	12,93	427,7	24810	1,219
62	50	3	3	1,5	13,51	292,0	19450	0,832
16	50	4	4	2	13,84	385,7	25360	1,099
17	50	5	5	2,5	14,18	477,7	31010	1,361
22	50	6	5	3	14,54	565,5	36400	1,612
63	50	6,5	6	3,25	14,70	611,0	39040	1,741
18	60	5	5	2,5	16,68	577,7	45480	1,646
23	60	6	5	3	17,05	685,5	53580	1,954

Рисунок 1.40 – Таблица пресованих профілей.

Вибираємо профіль №1 з площею 23,4.

Визначаємо фактичний крок стійок:

$$t_{факт} = F_{ст.факт} / \alpha \cdot \delta_{факт} = 23,4 / 0,38 \cdot 1,2 = 51,316 \text{ мм}$$

Зменшуємо товщину стінки δ^e при цьому допускаємо втрату її стійкості шляхом збільшення напруги, що діють в стінці:

$$\delta^y = \frac{Q}{h_{\text{эф}} \cdot \tau_p^y} = \frac{13522,32}{0,149 \cdot 135 \cdot 10^6} = 0,0006727 \text{ м}$$

де $\tau_p^y = 135 \text{ МПа}$ – визначаємо по залежності представленій на рисунку 1.41.

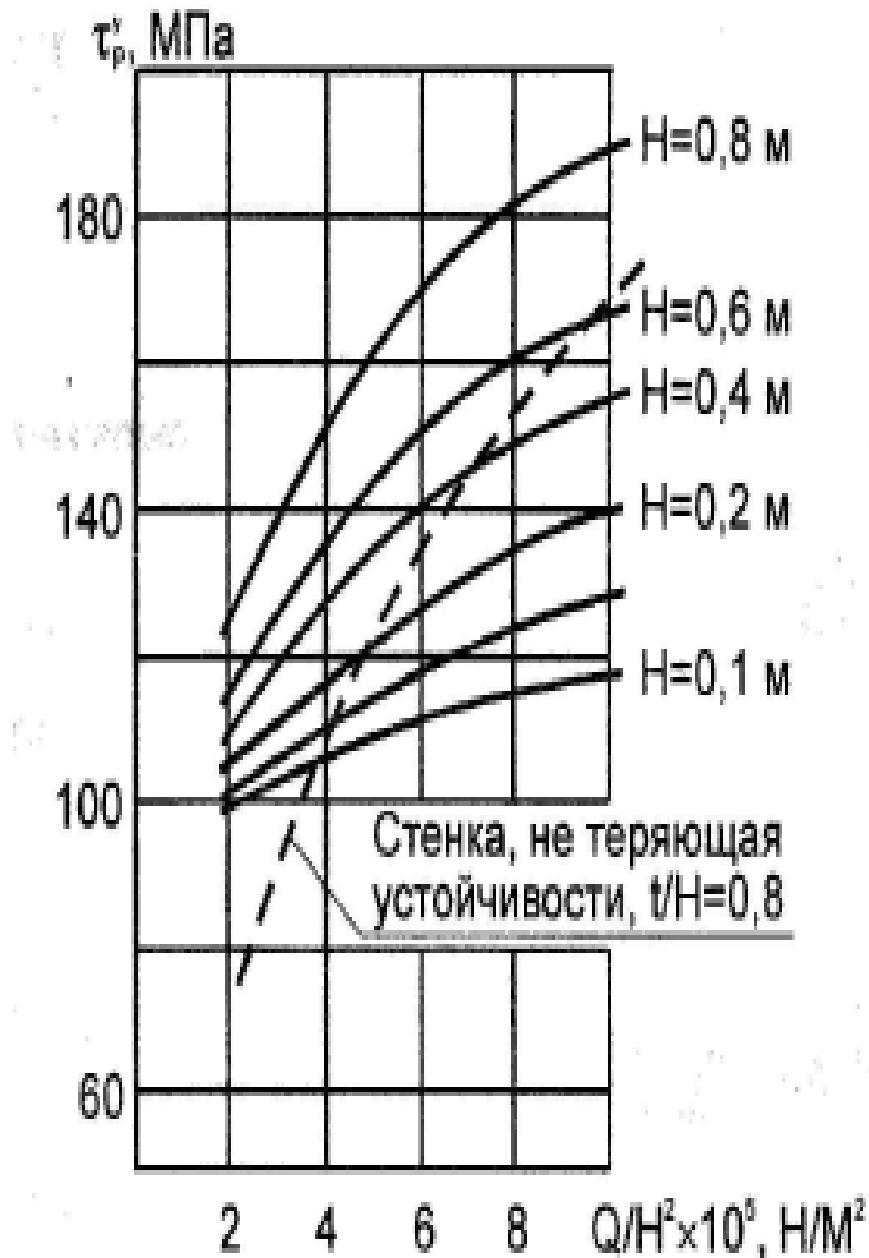


Рисунок 1.41 – Вплив коефіцієнта напруженості на величину руйнівних напружень в стінці.

1.3.6.3 Проектування клепаних швів.

Зусилля діє на один кріпильний елемент визначаємо за наступним виразом:

$$P_3 = \beta \cdot \frac{Q \cdot t}{h_{\text{эф}} \cdot m} = \frac{13522,32 \cdot 0,02}{0,149 \cdot 1} = 1998 \text{ Н} ;$$

Вибираємо заклепки з $d = 3,5$ мм і матеріалом В65.

1.3.6.4 Визначення товщини обшивки

Під дією аеродинамічного навантаження $Q_{ар}$ обшивка прогинається, максимальний прогин її складе, $f_{обш} = cq_b b^4 / E\delta_{обш}^3$ де $c=0.022$ – для умов шарнірного обпирання обшивки на стрингери і нервюри.

b – відстань між стрінгерами або нервюрами (менше значення з цих двох розмірів). Прогини спотворюють профіль агрегату, збільшують аеродинамічний опір.

$$\delta_{обш\ верхня} = b\sqrt[3]{9,5q_g / E} = 0,2\sqrt[3]{9,5 \cdot \frac{1352}{72}} = 2,357\text{ мм};$$

Тоді:

$$\delta_{обш\ нижня} = b\sqrt[3]{4,75q_{ар} / E} = 0,2\sqrt[3]{4,75 \cdot \frac{1352}{72}} = 1,871\text{ мм}.$$

Приймаємо товщину обшивки для верхнього контуру - $\delta_{обш} = 2,4\text{ мм}$, для нижнього $\delta_{обш} = 2\text{ мм}$.

1.3.6.5 Проектування кронштейна навішування

Розрахункова схема кронштейна представляє собою плоску раму зі стінкою. Завдання визначення зусиль в елементах кронштейна є статично невизначеною. Розглядаючи кронштейн як двух поясну тонкостінну балку, припускаємо, що пояса кронштейну повністю сприймають згинальний момент і працюють на розтягнення-стиснення, стінка працює на зсув від перерізуючої сили. Розрахункова схема в такому випадку стає статично визначною і являє собою раму, закріплену на двох опорах (рисунок 1.43).

Рисунок.1.42 – Розрахункова схема кронштейна

Нижче наведені такі дані:

Величина навантаження – 13522 Н;

Кількість циклів навантаження – 50000;

Висота лонжерона в місці кріплення підшви кронштейна – 150 мм;
 Відстань від підшви до осі обертання – 42 мм;
 Зсув осі обертання щодо осі кронштейна – 8 мм;
 Число болтів вгорі або внизу – 2;
 Матеріал - дюральалюмінієвий сплав.
 Модуль пружності матеріалу $E = 72000 \text{ Н/мм}^2$
 Межа міцності матеріалу – 400 Н/мм^2
 Межа міцності болта – 1200 Н/мм^2 .
 Параметри підшипника:
 Внутрішній діаметр – 7 мм;
 Зовнішній діаметр – 17 мм;
 Зовнішній діаметр внутрішньої обойми – 13 мм;
 Ширина внутрішньої обойми – 5 мм;
 Ширина зовнішньої обойми – 8 мм;
 Радіус округлений зовнішньої обойми – 0.5 мм;
 Товщина вушка кронштейна – 5.4 мм;

Таблиця 1.15 – Параметри кронштейна.

Відстань від вузла, мм.	Площа верхнього пояса, мм ² .	Ширина верхнього пояса, мм.	Площа нижнього пояса, мм ²	Ширина нижнього пояса, мм.	Товщина стінки мм.
13.0	9.3	3.7	4.6	1.9	1,3
14.0	9.5	3.8	4.7	1.9	1,2
15.0	9.7	3.9	4.8	1.9	1,1
16.0	9.8	3.9	4.9	1.9	1.0
17.0	9.9	4.0	4.9	2.0	0,9
18.0	10.1	4.0	5.0	2.0	0,8

Товщина верхнього пояса – 2 мм.

Товщина нижнього пояса – 2 мм.

Критичні напруги в верхньому поясі – 400 Н/мм^2

Критичні напруги в нижньому поясі – 400 Н/мм^2

Діаметр болта – 6 мм.

Товщина підшви – 6 мм.

1.3.6.6 Проектування посилених нервюр

Посилені нервюри рухомих частин крила і оперення розміщуються в районі опорних вузлів їх навішування. Крім збереження аеродинамічного контуру і сприйняття повітряного навантаження вони призначені для сприйняття великих зосереджених навантажень від реакцій опор R . Посилені нервюри, сприймаючи опорні реакції R , передають їх на контур профілю у вигляді потоку дотичних сил q .

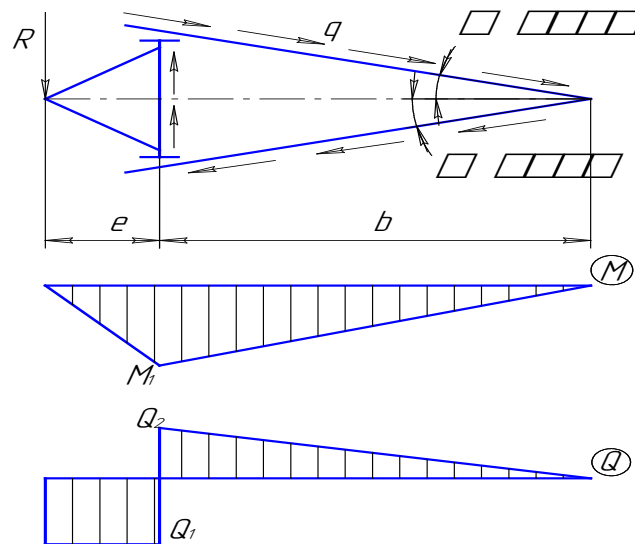


Рисунок 1.43– Потоки дотичних зусиль на посиленю нервюрі

Так як повітряна навантаження значно менше діючої на нервюру зосередженого навантаження R , то при проектувальному розрахунку, нею зазвичай можуть нехтувати. Розрахункова схема нервюри - балка, пружно оперта на стінку лонжерона і обшивку.

За умови рівноваги знаходимо:

$$q = \frac{R \cdot e}{b^2 \cdot (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)},$$

де e – відстань від лонжерона до осі обертання елерона;
 b – відстань від лонжерона до кінця нервюри.

$$R=13520 \text{ Н}, e=0.17 \text{ м}, b=0.6 \text{ м}, \alpha = 9^\circ, \beta = 6.25^\circ$$

$$q = \frac{13520 \cdot 0.17}{0.6^2 \cdot (\operatorname{tg} 9^\circ + \operatorname{tg} 6.25^\circ)} = 13150 \text{ Н / м}.$$

Згинальний момент нервюр:

$$M_H^P = R \cdot e = 13520 \cdot 0.17 = 2299 \text{ Н} \cdot \text{м};$$

Перерізуюча сила:

$$Q_2 = \frac{R \cdot e}{b} = \frac{2299}{0.6} = 3831 \text{ Н}.$$

Від дії згинального моменту в поясах лонжерона виникають осьові зусилля N , величина яких обчислюється за співвідношенням:

$$\frac{M_{\text{изг}}}{h_{\text{ц.м}}} = \frac{M_{\text{изг}}}{kH}$$

Де H – будівельна висота лонжерона (висота профілю в місці розташування лонжерона);

k – коефіцієнт використання будівельної висоти профілю (в першому наближенні $k=0,97$)

– відстань між центрами мас полиць лонжерона.
для растянутого пояса:

$$N = \frac{2299}{0,97 \cdot 0,15}$$

Площа поперечного перерізу пояса визначиться за формулою:

$$F_{n1} = \frac{N}{\sigma_B},$$

де $\sigma_B = 440$ МПа – руйнує нормальне напруження пояса.

$$F_{n1} = N / \sigma_B = 15799 / 0,75 \cdot 440 = 47,877 \text{ мм}^2.$$

По сортаменту вибираємо профіль №53 з площею перетину:

$$F_{n1} = 52,4 \text{ мм}^2$$

для стиснутого пояса:

$$, F_{n2} = \frac{N}{\sigma_p}$$

де $\sigma_p = 295$ МПа – руйнує нормальне напруження пояса;

$$F_{n2} = N / \sigma_p = 15799 / 295 = 53,557 \text{ мм}^2$$

По сортаменту вибираємо профіль №4 з площею перетину:

$$F_{n2} = 56,4 \text{ мм}^2$$

Товщину стінки визначимо за формулою:

$$\delta_{\bar{n}\bar{\delta}_i} = \frac{Q_H^p}{\tau_{\bar{\delta}\bar{\delta}\bar{\delta}} \cdot h_{\bar{n}\bar{\delta}}},$$

де $h_{cm} = 0,146$ (м) – висота стінки нервюри в розрахунковому перерізі;

$$\frac{Q}{h_{cm}^2} = \frac{3831}{0,146^2} = 17850 \text{ (Па)} \approx 0,2 \text{ (МПа)},$$

$$\tau_{\text{разр}} = 26 \text{ (МПа)}, \quad \delta_{cm} = \frac{3831}{26 \cdot 10^6 \cdot 0,146} = 1,006 \text{ мм}$$

Конструктивно збільшуємо товщину стінки виходячи зі стандартного ряду товщин $\delta_{cm} = 1,2$ (мм).

Площа поперечного перерізу стійки знайдемо по залежності:

$$F_{\bar{n}\bar{\delta}\bar{\delta}\bar{\delta}} = (Q / h \cdot \tau_{\bar{\delta}\bar{\delta}\bar{\delta}} - \delta_{\bar{n}\bar{\delta}}) \cdot l,$$

або приблизно:

$$F_{\bar{n}\bar{\delta}\bar{\delta}\bar{\delta}} / \delta_{\bar{n}\bar{\delta}} \cdot l = 0,5,$$

звідки:

$$F_{\text{стойки}} = l \cdot 0,5 \cdot \delta_{cm} = 0,5 \cdot 0,073 \cdot 1,2 = 43,95 \text{ мм}^2.$$

По сортаменту вибираємо профіль №55 з площею перетину:

$$F_{стойки} = 47.3 \text{ мм}^2.$$

$$H=B=20 \text{ мм}; S=1.2 \text{ мм}.$$

1.3.7 Висновки

В даному розділі за допомогою 3D-моделювання був спроектований елерон літака.

Розділі включає в себе розробку конструкції агрегату (елерона) і складається з визначення допустимих навантажень на агрегат, побудови епюру згинальних моментів, проектування силового набору в обраному перетині, проектування кронштейна вузла навішування елерона. А також варіантне проектування агрегату. Вимоги до спроектованого агрегату: життєздатність, безвідмовність, достатня точність, міцність при умові дотримання мінімальної маси.

Розрахункова схема елерона представлена у вигляді балки на шести опорах. При виборі положення опор було забезпечено рівність згинальних моментів в прольоті над опорами. Також було витримано умову рівної конструкції мінімальної маси.

Елерон має однолонжеронну конструктивно-силову схему

Основним силовим елементом елерона є лонжерон, були розглянуті питання вибору параметрів регулярної зони тонкостінних балкових лонжеронів, характерних для елеронів сучасних літаків, з умов забезпечення статичної міцності і заданого ресурсу. При проектувальному розрахунку регулярної зони відсіку лонжерона вигинає момент або його частина сприймається тільки поясами і стінка в його сприйнятті участі не бере. З іншого боку поперечна сила сприймається тільки стінкою.

Обшивка служить для утворення поверхні елерона і сприйняття крутного моменту. Нервюри пружно обперті на обшивку і стінку лонжерона, працюють на вигин при передачі на стінку повітряного навантаження.

2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ

Розробка технології виготовлення нервюри літака

На даний час літак є найбільш швидкісним транспортним засобом. Має бути дотриманим ряд вимог: висока технологічність, надійність, економічності, безпечність тощо. Для забезпечення відповідності літака вище перерахованим вимогам необхідна низка конструкторських, технологічних та дослідницьких документацій. Як об'єкт виробництва літак має безліч специфічних особливостей таких, як велика номенклатурність і багатодетальність, велика кількість використовуваних матеріалів, складність просторових форм. Це призводить до необхідності розробки спеціальних процесів і пристосувань для виготовлення складових частин літака, характерних саме для літакобудування.

Мета даного розділу полягає у оволодінні уміннями і розвитку навичок самостійної і творчої інженерної роботи при аналізі і вирішенні конкретного технологічного завдання в області складально-монтажних робіт над об'єктом авіаційної конструкції з використанням теоретичних знань і практичних навичок під час проходження виробничої практики.

В даний розділ входять практичне ознайомлення з директивними технологічними матеріалами на заданий об'єкт авіаційної техніки, аналіз конструктивно-технологічних властивостей складальної одиниці, вивчення вихідних матеріалів для проектування технології СМР, проектування самої технології складально-монтажних або випробувальних робіт та вибір засобів її технологічного оснащення.

2.1 Конструктивно-технологічний аналіз нервюри

2.1.1 Розробка конструкції вузла «нервюра №19»

Нервюра використовується для літака, який призначений для перевезення пасажирів, багажу, вантажів на регіональних і ближніх магістральних авіалініях і має можливість експлуатації як з ВПП зі штучним покриттям, так і на ґрунтових ВПП.

Проектування конструкції є невід'ємною частиною завдання проектування літака. Тому високі вимоги, що пред'являються до досконалості літака по масі і аеродинаміці в повній мірі відносяться і до окремих його елементів. Несучою поверхнею літака є крило, призначене для створення аеродинамічної підйомної сили. Воно бере участь в забезпеченні поперечної стійкості і керованості літаком і може бути використано для кріплення шасі, двигунів, для розміщення палива, озброєння і т.п. Конструктивно являє собою

тонкостінну підкріплену оболонку і складається з каркаса і обшивки; каркас - з лонжеронів і стрингерів (поздовжній набір) і нервюр (поперечний набір).

Нервюра є одним з елементів крила. Вона призначена для збереження форми і передачі місцевих повітряних навантажень на лонжерони і обшивку. Нервюри збільшують їх критичні напруги, підтримуючи обшивку і стрингери.

Конструктивно нормальні нервюри можуть бути балковими і рамними. У балкових і рамних нервюрах, вигинаючий момент сприймається поясами спільно з плоскою обшивкою, до якої кріпиться пояс.

Бувають нервюри посиленого типу. Посилені нервюри служать для сприйняття зосереджених сил і моментів від агрегатів, що кріпляться до крила (стійок шасі, двигунів, вузлів навішування елеронів і інших рухомих частин крила) і передачі їх на лонжерони і обшивки, а також для перерозподілу сил між панелями і стінками біля місць перелому осей поздовжнього набору, для трансформації їх в пару сил в місцях роз'єму крила і на кордонах великих вирізів. Посилені нервюри одночасно виконують роль і нормальних нервюр.

Конструкція нервюри має збірно-клепану конструкцію (додаток В), що складається з верхнього та нижнього поясів, стінки, стійок, книц і компенсаторів. Пояси і стійки виконуються зі стандартних профілів, стінка - з листового матеріалу.

Правильний вибір матеріалу елементів конструкції може істотно поліпшити вагові та льотно-тактичні характеристики літака, а також знизити матеріальні витрати на його виробництво і експлуатацію. При виборі матеріалу враховуються його механічні властивості (межа міцності, плинності, опору втоми, модуль пружності, зносостійкість, в'язкість і ін.), Щільність, вартість і дефіцитність сировини, ступінь освоєння в виробництві, технологічні властивості (пластичність, зварюваність, ливарні якості, оброблюваність різанням), що визначають можливість застосування найбільш продуктивних процесів - штампування, пресування, лиття, зварювання та ін. Однак найбільшу увагу при виборі матеріалу приділяється задоволенню вимоги забезпечення необхідної міцності і жорсткості конструкції при найменшій масі, забезпечення ваговій вигідності чи ваговій ефективності матеріалу.

У даній конструкції використовуються алюмінієві сплави (Д16Т, Д16АМ, В65), тому що алюмінієві сплави відрізняються високим, яке можна порівняти з легованими сталями, опором втоми і хорошими технологічними характеристиками, що дозволяє застосовувати при обробці штампування, прокатку, ковку і різання, а до деяких з них зварювання; мають низьку щільністю і високою питомою міцністю при відносній дешевизні цих матеріалів. Наприклад сплав Д16 - дюралюмін системи Al-Cu-Mg, має хорошу пластичність, що і дозволяє широко застосовувати штампування для виготовлення виштамповок (отворів полегшень) в нервюрах.

Застосовуються стандартні кріпильні вироби - заклепки (В65). Заклепувальні з'єднання є найбільш вивченими на даний момент і їх міцності і ресурсні характеристики цілком прийнятні для конструкції нервюри.

2.1.2 Технічні умови на виготовлення нервюри

Виготовлення агрегату (вузла) має відповідати вимогам технічних умов та кресленнями за розмірами і марками матеріалів, нормам, механічної термічній обробці, покриттю.

Сформулюємо ТУ:

1. Незазначені граничні відхилення розмірів, форми і розташування поверхонь по ОСТ 100022-80
2. Деталі БЧ виготовляти по шаблонах з плаза.
3. Верхній і нижній пояси (поз.2, поз.3) еквідистантним теоретичного контуру.
4. Шорсткість оброблюваних поверхонь деталей БЧ 3,2.
5. Гострі кромки скруглити радіусом 0,5 мм.
6. Деталі з Д16АМ розжарювати, група контролю 5 ОСТ 100021-78.
7. Покриття деталей БЧ Ан.Окс.хр. (Гр. ЭП-0215 400, ОСТ190055-85).
8. Клепати по інструкції ТИ-412-90"Х" и ПИ-249-78.
9. Металізація по ОСТ101025-82 заклепками.
10. Покриття головок заклепок ГР.-ЭП-0214-416, ОСТ 190055-85.
11. Граничне відхилення розмірів обводообразующих деталей від ТКК $\delta = \pm 8$ мм..

2.1.3 Оцінка технологічності конструкції нервюри

Технологічність – сукупність характеристик, а також властивостей конструкції, які проявляються у можливості оптимізації витрат праці, коштів, матеріалів і часу при технологічній підготовці виробництва, виготовленні, експлуатації та ремонті виробу при забезпеченні заданої якості і прийнятих умов виробництва і експлуатації.

Технологічними називають конструкції, які, забезпечуючи експлуатаційні якості виробу, в процесі виготовлення дозволяють досягти меншої трудомісткості, простоти обробки і збірки, зниження вартості продукції та ін. Технологічність конструкції літака визначається наступними факторами:

- конструкцією стиків;
- формою деталей, вузлів і агрегатів;
- точністю виготовлення агрегатів;
- способами з'єднання деталей;
- з'єднанням вузлів і відсіків між собою;
- застосуванням нормалізованих деталей і ін.

Оцінка технологічності конструкції може бути кількісною та якісною.

Кількісна оцінка виражається показниками, чисельні значення яких характеризують ступінь задоволення вимог до технологічності конструкції такими як: коефіцієнт повторюваності K_{τ} ; коефіцієнт наступності K_{II} ; коефіцієнт складності деталей, виготовлених штампуванням K_{CI} ; коефіцієнт з'єднань K_{C} ; коефіцієнт питомої трудомісткості $K_{\text{y.T}}$ і т.д.

Через відсутність статистичних даних у цій роботі кількісна оцінка не проводиться.

Якісними оцінками є, наприклад, зручність підходу, зручність монтажу, зниження виробничих витрат, спрощення процесів тощо.

До технологічності ребристих конструкцій ставляться такі вимоги:

1.Простота форми поверхні вузла і що вона містить.

Конструкція складальних одиниць повинна забезпечувати можливість виготовлення із стандартних деталей і вузлових деталей (профільних деталей).

Ребра мають відносно просту форму поверхні, з конструкцією, що включає лисиці та частини, які можуть бути виготовлені зі стандартних профілів.

2.Блок необхідно розділити на раціональні компоненти.

Цей блок ділиться на стіни, стійку, правий ремінь, лівий ремінь і опорні компоненти.

3.Конструкція складальної одиниці повинна забезпечувати можливість складання типових деталей і типових деталей (профільних деталей).

У конструкції використовуються ребра, а деталі розроблені зі стандартних профілів і стандартного кріплення.

4. Складання виробу не повинно потребувати складного технічного обладнання: драбини для свердління отворів, кріплення, кріплення, хомути, технічні болти тощо.

5.Тип, конструкція і розташування використовуваних з'єднань повинні відповідати вимогам механізації та автоматизації.

Використані в даній конструкції з'єднання повністю відповідають вимогам механізації та автоматизації.

6.Конфігурація зібраного блоку повинна забезпечувати можливість виконання всього складання без проміжного розбирання та повторного складання окремих частин.

7.Конфігурація зібраного блоку повинна дозволяти складання без зміни основи окремих деталей.

Ребристе розташування забезпечує доступ з обох сторін.

8.Розташування конструкції зібраного агрегату повинно забезпечувати зручний доступ до зон, де необхідні контроль, регулювання та інші операції.

Ознайомившись з вимогами до технологічності конструкції ребра , робимо висновок, що це технічна конструкція.

2.1.4 Пропозиції щодо підвищення технічної ефективності проектування виробу
Технічна ефективність – закладена при проектуванні властивість структури, що дозволяє створити виріб з певним рівнем якісних характеристик і високими техніко-економічними показниками.

Для підтримки виробничих операцій.

Щодо проєктованих ребер літака, то зібрані елементи виявляються близькими до оптимального показника технологічності з наступних причин: Алюмінієвий сплав (Д16Т) широко використовується в будівництві і є найбільш вдалим з точки зору обробки.

View; Design має спрощене компонування, яке дозволяє створювати різні елементи вашого дизайну незалежно.

Це скорочує час збору відсіку.

Широко використовуються стандартні елементи, особливо стандартні профілі.

Геометрія заготовки максимально наближена до геометрії деталі.

Клепка майже всіх вхідних деталей виконана технічно (шви рівні, відстань між заклепками однакова).

Всі з'єднувальні елементи стандартизовані.

забезпечує широкий діапазон чистоти поверхні пластини, оскільки хвостова частина фюзеляжу не бере істотної участі у формуванні характеристик повітряного потоку.

Конструкція не має важкодоступних з'єднань і заклепок без вушок з обох боків.

Що стосується впровадження модернізації, то технологічність збірки в цілому знижується через підвищення собівартості виробництва, складність і токсичність виготовлення панелей.

Однак ці погіршення компенсуються ефективністю ваги.

2.2 Розробка новаторських технічних матеріалів

2.2.1 Розробка можливих варіантів методів складання, планів складання та планів підключення обладнання Складання стосується встановлення зібраних одиниць у місцях складання та фіксації цих зібраних одиниць до вузлів і набору технічних операцій з'єднання секцій, відсіків і агрегатів [12].

Послідовність монтажних операцій у технічному циклі, який виводить статус доставки на наступний рівень, регламентується планом монтажу.

Прийнятним варіантом такої схеми складання ребра крила є послідовно-паралельна схема складання.

Ця схема ідеально підходить для даного дизайну ребра.

Процес монтажу має значний вплив на точність контуру та міцність виробу, визначає розмір вартості та визначається основним методом складання.

Можливі варіанти способу кріплення розроблених ребер: кріплення з розміткою, кріплення з фальцевими отворами, кріплення з упорними поверхнями і кріплення на пристрої.

Розглянемо переваги і недоліки кожного з перерахованих способів, щоб попередньо вибрати два найбільш прийнятних способу складання даної конструкції.

Монтаж на упор - найпростіший процес складання, при якому одна з частин вибирається як основна і несе основу для кріплення вхідної частини з відповідною монтажною основою. Збірка по розмітці на базовій деталі застосовна для збірки плоских вузлів. Зібрані деталі встановлюють по лініях розмітки, нанесеним на базову деталь. Невеликі витрати на оснащення і порівняно малий цикл підготовки виробництва при використанні розмічувальні шаблони дозволяє застосовувати цей метод в дрібносерійне виробництво. Недолік методу - низька точність. Взаємне зміщення деталей

коливається в межах 1-2 мм. Цей метод для даної конструкції непридатний, оскільки величина відхилення відтворення зовнішнього обводообразуючого контуру не повинна перевищувати 1,5 мм [12].

Збірка монтажних отворів – це процес складання, під час якого деталі встановлюються в правильних відносних положеннях, а отвори в основі та прикріплених частинах з'єднуються та фіксуються.

Точність складання деталей гарантується точністю передачі осі отворів і допустимими розмірами кріплень.

Збірки СО мають широке поширення.

Деталі, позиційний допуск яких порівняно з принципом конструкції нижчий за похибку процесу складання на основі СО, виключаються.

Незважаючи на те, що такий спосіб складання призводить до зниження витрат на робочу силу та обладнання та забезпечує стабільність розмірів, він також має ряд недоліків: Закупівля та управління дедалі більшою кількістю вимірювальних приладів для виготовлення компонентів і допоміжного обладнання, необхідного для складання вузлів складної форми.

Цей спосіб підходить для з'єднання окремих деталей, але не для складання цілих вузлів [12].

Збірка зажимного пристосування - метод складання, при якому положення деталей визначається основою зажимного пристосування.

У цьому випадку розміри пристрою переносяться на зібраний предмет.

Крім того, цей пристрій надає нежорстким деталям певну форму.

При цьому способі складання деталі, що визначають зовнішню форму зібраного блоку, фіксуються в зібраному положенні за допомогою упорів і затискачів.

Затискачі створюють зусилля, які викликають пружну деформацію або переміщення деталей, тим самим створюючи зазори між монтажними основами.

(кріплення обладнання) і деталі зменшено.

Незважаючи на те, що це дозволяє з високою точністю виконати контурну форму об'єкта, навіть при низькій точності виготовлення деталей, використання цього методу ускладнює складальне обладнання.

Цей спосіб придатний для складання ребер, але вимагає додаткових точних розрахунків для визначення кількості кріплень [12].

Розробка схем зчеплення заготівельно-складального обладнання необхідна для досягнення необхідної точності при виготовленні та зчепленні збірних виробів.

Обговоримо можливі схеми підключення заготівельної та монтажної техніки.

Метод плазмового шаблону.

Теоретична плазма установки використовується як початковий еталон геометричних параметрів.

Індивідуальні контури перерізу агрегату переносять на технічний засіб за шаблоном.

Геометричні розміри деталей і поверхневих вузлів також надаються за допомогою шаблонів.

Цей спосіб простий і недорогий, але менш точний при комбінуванні пристроїв для складання агрегатів.

Використовується для складання плоских вузлів і монтажу комунікацій.

Цей спосіб не підходить для підключення заготівельного та монтажного обладнання виробів через недостатню точність [12].

Метод еталонного шаблону.

Першим стандартом підключення заготівельно-монтажного обладнання є стандарт одиничної поверхні, який ідеально відтворює розмір і форму виробу.

Метод заснований на використанні площин, шаблонів, еталонів поверхонь, еталонів лічильників, еталонів збірки, калібрів, лічильників, шаблонів.

Незважаючи на те, що цей метод забезпечує високоточне з'єднання пристрою по стиках і контурах, він максимізує цикли підготовки до виробництва та пов'язані з цим витрати.

Цей метод в основному використовується для машин малої місткості, які характеризуються високою швидкістю польоту.

Через високу вартість цей спосіб не підходить для підключення заготівельного та монтажного обладнання [12].

Coordinate Template Method - Більш точно прив'язування обладнання по контурах, менш точно прив'язування вздовж стиків.

Цикли підготовки виробництва і витрати відносно низькі.

Цей процес використовується у виробництві важких і середньотоннажних машин, в першу чергу середньо- і високошвидкісних літаків.

Цей метод підходить для координації закупівлі продукції та монтажного обладнання [14].

Метод шаблону програми – характеризується наявністю числової моделі геометрії виробу та його частин, достатньої для відтворення та контролю деталей і технічного оснащення.

Метод заснований на використанні комп'ютерів для відображення та обробки первинної інформації про форму об'єктів та використання обладнання ЧПК для створення деталей пристроїв і конструкцій.

ПрШМ дозволяє комплексно використовувати засоби організації технічних процесів на всіх етапах виробництва обладнання та деталей літаків.

При цьому весь комплект обладнання і деталей виготовляється паралельно, що скорочує час підготовки виробництва і знижує трудомісткість виготовлення робочих контурів обладнання в 10-15 разів.

ПрШМ значно підвищує точність виготовлення та склеювання, а також може зменшити кількість технічних шаблонів на 80-90%.

Цей метод підходить для координації закупівлі продукції та монтажного обладнання [13]

Перераховані вище методи ув'язки застосовуються не кожен в окремих-ності, а в різному поєднанні між собою, що пояснюється конструктивно-

технологічними особливостями виробу і масштабами виробництва. Для складання даної нервюри буде використовуватися збірка по складальним отворах і в складальному пристосуванні. Схему збирання та ув'язки виберемо між КШМ і ПрШМ на підставі розрахунку необхідної точності деталей і складальних одиниць і економічного аналізу.

2.2.2 Розрахунок допуску на вузол для 2-х варіантів збірки і ув'язки

Оскільки інформація безперервно передається від первинного джерела до об'єкта (наприклад, частини чи пристрою), накопичуються помилки, які визначають точність виконання цього об'єкта.

Порівнюючи похибки складання та допуски на вузол, ви можете визначити ймовірність використання певного методу зав'язування вузлів.

У технічних умовах (ТУ) на складання літальних апаратів допуски контуру вказуються тільки для приладів.

Для профілю вузла не вказано жодних допусків, оскільки передбачається, що залежно від умов виробництва будуть використовуватися різні методи зв'язування.

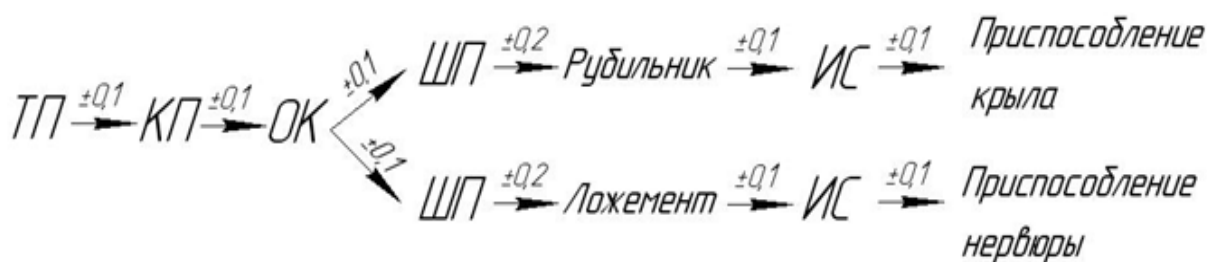
Останнє вимагає, щоб при розробці ТП для розрахунку допусків на вузли використовувалися допуски, зазначені на приладі при конкретних умовах виготовлення.

На точність складання впливають, в тому числі, способи і схеми, за якими збирається агрегат, а також схема підключення обладнання.

З'єднання пристроїв використовують методи плазмового вимірювання (PZM) і програмного забезпечення (PRIM) для розрахунку допусків вузла за вузлом для складання в пристрій.

1.

Розрахунок допусків у вузлах для складання та з'єднання методом плазмового приладу (ПЗМ): Схема формування розмірів приладів і деталей (конструкцій) в зборі методом плазмового приладу.

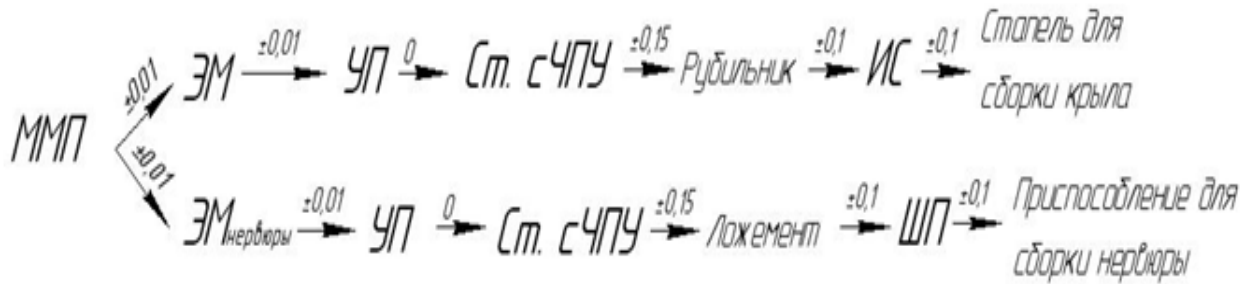


В ТУ дан допуск на збірку крила (± 2 мм). Величина допуску на вузол визначається за виразом:

$$\delta_{\text{НЕРВ.}} = \delta_{\text{АГР.ТУ}} - C_{\text{ПР.РН-НЕРВЮРА}}$$

де $C_{\text{ПР.РН-НЕРВЮРА}}$ — похибка ув'язки оснащення для складання вузла і агрегату, яка визначається відхиленнями на незв'язаних етапах. [8]

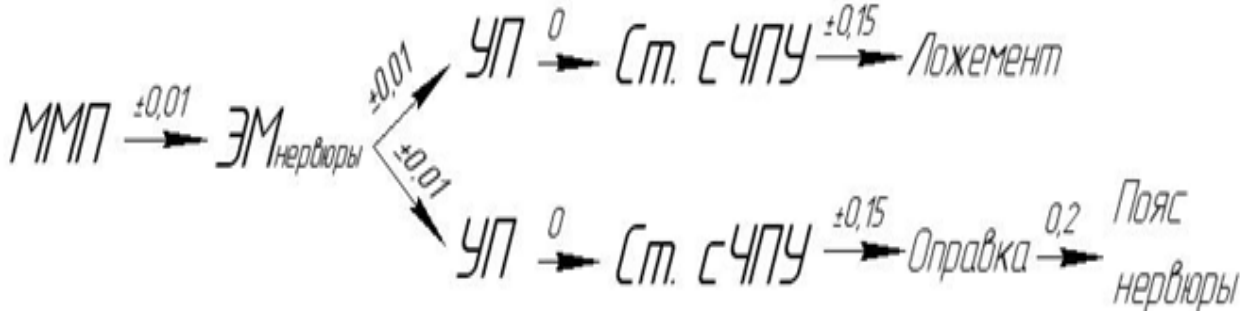
1. Розрахунок допуску на вузол для збірки і ув'язки при програмно-інструментальному методі ув'язки оснащення (ПРИМ):



2.2.3 Розрахунок точності складання вузла, порівняння її з допуском на вузол

Визначимо точність складання нервюри в пристосуванні при програмно-інструментальному методі ув'язки оснащення. Перевіримо чи можна застосовувати збірку в пристосуванні, якщо $\delta_{\text{узл.ту}} = \pm 1,708 \text{ мм}$.

Структурна схема ув'язки пристосування нервюри і пояса нервюри:



Визначимо допуск на збірку в пристосуванні з компенсацією за формулою:

$$\delta_{\text{сб}} = \delta_{\text{пр}} + K_{\text{притж}} \cdot C_{\text{конт.пр-дет}} + \delta_{\text{проч}}$$

де $\delta_{\text{сб}}$ – похибка при складанні вузла;

$\delta_{\text{пр}}$ – похибка пристосування;

$K_{\text{притж}}$ – коефіцієнт притиску, приймають в залежності від кроку притисків;

$C_{\text{конт.пр-дет}}$ – похибка ув'язки пристосування;

$\delta_{\text{проч}}$ – інші похибки, становить приблизно 40% від загальної похибки, тобто $\delta_{\text{проч}} = 0,4\delta_{\text{сб}}$.

Згідно зі схемою ув'язки:

$$\frac{\delta_{\text{пр}}}{2} = \pm \sqrt{\sum \left(\frac{\delta_{\text{ММПРН-присп.}}}{2} \right)^2} = \pm \sqrt{0,01^2 \cdot 2 + 0,15^2} = \pm 0,15 (\text{мм});$$

$$C_{\text{контур(пр-дет)}} = \pm \sqrt{\sum \left(\frac{\delta_{\text{НЕСВ.ЭТАПОВ}}}{2} \right)^2} = \pm \sqrt{0,01^2 \cdot 2 + 0,15^2 \cdot 2 + \left(\frac{0,2}{2} \right)^2} = \pm 0,235 (\text{мм})$$

Враховуючи що,

$$\frac{\delta_{\text{проч}}}{2} = 0,4 \frac{\delta_{\text{сб}}}{2}, \text{ отримаємо:}$$

$$\frac{\delta_{\text{сб}}}{2} = 0,15 + 0,235 \cdot k_{\text{приж.}} + 0,4 \frac{\delta_{\text{сб}}}{2} \text{ або}$$

$$\frac{\delta_{\text{сб}}}{2} = \pm(0,25 + 0,391 \cdot k_{\text{приж.}})$$

$K_{\text{приж}}$ визначимо з умови виконання заданого допуску на нервюру ($\delta_{\text{узл.ТУ}} = \pm 1,708 \text{ мм}$):

$$\delta_{\text{сб}} \leq \delta_{\text{узл.ТУ}},$$

Тоді

$$\pm(0,25 + 0,391 \cdot k_{\text{приж.}}) \leq \pm \frac{1,708}{2},$$

звідки

$$k_{\text{приж.}} \leq \frac{0,854 - 0,25}{0,391} = 1,54$$

згідно табл. 42 ([8] с.117) кількість фіксаторів при $k_{\text{приж.}} = 1,54$ – менше двох, що робить нераціональним їх застосування з точки зору забезпечення точності.

Розрахуємо допуск на збірку в пристосуванні без компенсації похибок (без застосування притисків): $K_{\text{приж}} = 1$ маємо:

$$\delta_{\text{сб}} = \delta_{\text{пр}} + C_{\text{конт.пр-дет}} + \delta_{\text{проч}};$$

$$\frac{\delta_{\text{сб}}}{2} = 0,15 + 0,235 + 0,4 \frac{\delta_{\text{сб}}}{2};$$

$$\delta_{\text{сб}} = \pm(0,25 + 0,391);$$

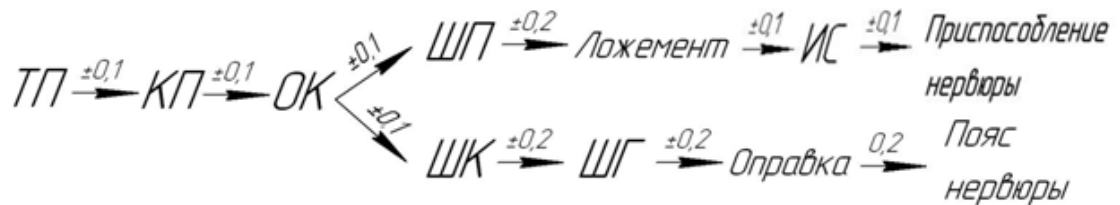
звідки

$$\delta_{\text{сб}} = \pm 0,641 (\text{мм}).$$

Так як допуск на нервюру $\delta_{\text{узл}} = \pm 1,708 \text{ мм}$ більше $\delta_{\text{сб}} = \pm 0,641 \text{ мм}$, то збірка в пристосуванні при ПРИМ без компенсації прийнятна.

Визначимо точність складання нервюри в пристосуванні при плазово-інструментальному методі ув'язки оснащення. Перевіримо чи можна застосовувати збірку в пристосуванні, якщо $\delta_{\text{узл.ТУ}} = \pm 1,708 \text{ мм}$.

Структурна схема ув'язки пристосування нервюри і пояса нервюри:



Визначимо допуск на збірку в пристосуванні з компенсацією за формулою: $\delta_{сб} = \delta_{пр} + K_{приж} \cdot C_{конт.пр-дет} + \delta_{проч}$

$\delta_{сб}$ – похибка при складанні вузла;

$\delta_{пр}$ – похибка пристосування;

$K_{приж}$ – коефіцієнт притиску, приймають в залежності від крокупритисків,

$C_{конт.пр-дет}$ – похибка ув'язки пристосування;

$\delta_{проч}$ – інші похибки, становить приблизно 40% від загальної похибки, тобто $\delta_{проч} = 0,4\delta_{сб}$

Враховуючи що, $\frac{\delta_{проч}}{2} = 0,4 \frac{\delta_{сб}}{2}$, отримаємо:

– визначимо з умови виконання заданого допуску на нервюру ():

$$\delta_{сб} \leq \delta_{узн.ТУ}$$

Тоді

$$\pm(0,442 + 0,645 \cdot k_{приж.}) \leq \pm \frac{1,708}{2},$$

$$k_{приж.} \leq \frac{0,854 - 0,442}{0,645} = 0,63$$

звідки

Згідно табл. 42 ([14] с.117) кількість фіксаторів при $k_{приж.} = 0,63$ - 3 шт. і овідношення $l_{фикс}/l_{дет} = 0,5$.

$$\frac{\delta_{сб}}{2} = 0,3 + 0,5 \cdot 0,447 + 0,4 \frac{\delta_{сб}}{2},$$

звідки

$$\delta_{сб} = \pm 0,765(мм).$$

Так як допуск на нервюру $\delta_{узн} = \pm 1,708мм$ більше $\delta_{сб} = \pm 0,765мм$, то збірка в пристосуванні при ПІМ з компенсацією прийнятна.

2.2.4 Розробка схеми базування складових частин нервюри

Схема розташування складових частин вузлів у процесі складання істотно впливає на якість, швидкість і вартість монтажної операції.

Тому при неправильному розташуванні основи може не бути досягнута необхідна точність при виготовленні блоку або, навпаки, конструкція блоку

може бути занадто складною, що призведе до порушення параметрів точності, встановлених технічними вимогами.

Тому при розробці принципової схеми необхідно дотримуватися наступних вимог: Кількість (і тип) монтажних баз має бути мінімальною, але достатньою для забезпечення високопродуктивного процесу та відповідності технічним вимогам продукту.

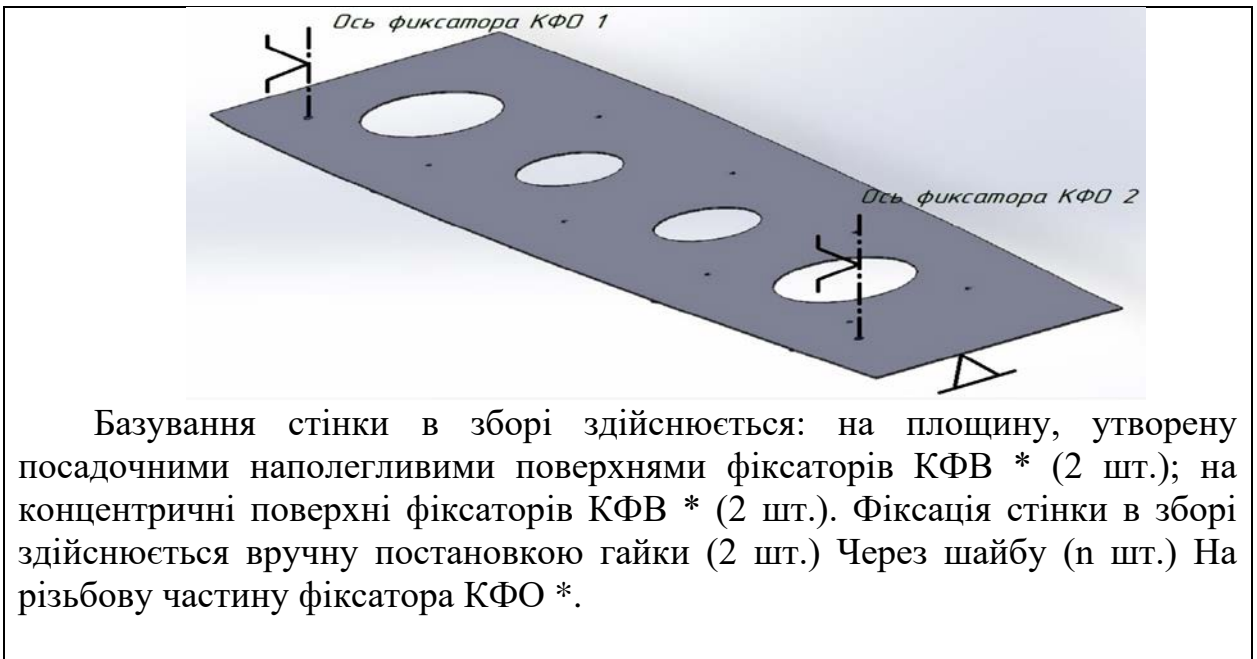
Нижня частина табл. 2.1.

На малюнку 2.

1 показана принципова схема окремих частин ребра в порядку їх введення в складальне обладнання, що дозволяє виправити помилки.

Таблиця 2.1 – Схема базування складових частин нервюри

Ескіз і опис схеми базування
<p>Базування стійок (4 шт.) Здійснюється: - на площину, утворену горизонтальною частиною стінки; на концентричні поверхні технологічних гвинтів, встановлених в відповідні СО (8 шт.) Стійок і стінки. Фіксація стійок здійснюється різьбовим ключем вручну постановкою гайки (8 шт.) На різьбову частину гвинта (8 шт.).</p>



Продовження таблиці 2.1 – Схема базування складових частин нервюри



2.3 Робоча технологічна документація на .зборку нервюрах

2.3.1 Технологія та автоматизація виробництва нервюри

На підставі конструктивно-технологічного аналізу розробляється складальній одиниці, схеми збірки-ув'язки, схеми базування складових частин виробу, формують укрупнені технологічні маршрути збірки. Укрупнений технологічний маршрут збірки нервюри №19 представлений нижче в Таблиці 2.2.

Таблиця 2.2 – Технологічних маршрут збірки нервюри

№ опер.	Зміст операції	Обладнання, пристрої, інструмент
01	Проверка комплектности документации и наладка сборочного приспособления.	Приспособление для сборки нервюры №19, шаблон приспособления; фиксаторы КФО (2 шт.); упоры (7 шт.); ключ гаечный рожковый S-17×19.
02	Установка по черзі стійок на стінку, фіксація.	8 фіксаторів СО, пристосування для установки фіксаторів СО.
03	Свердління відп. під заклепки згідно з кресленням.	П \ дріль СМ 21-6-12000, свердло Ø3,1
04	Установка стінки, верхнього пояса, нижнього пояса і фітинга в складальне пристосування, фіксація.	Вручну.
05	Свердління відп. під заклепки фітинга і поясів.	П \ дріль СМ 21-6-12000, свердло Ø3,1
06	Розфіксацію затискачів і фіксаторів, витяг деталі з пристосування, зняття технологічних гвинтів.	Викрутка 7810-00-40; ключ гайковий ріжковий S-3 × 5; пристосування для установки фіксаторів СО.
07	Зняття задирок у відп. на виході свердла.	Ніж для зняття задирки 54174\002.
08	З'єднання деталі і клепка заклепок.	Технологічний гвинт М3 × 8 = 10 шт. ; технологічна шайба Ø3 = 10 шт. ; технологічна гайка М3 = 10 шт. ; викрутка 7810-00-40; ключ гайковий ріжковий S-3 × 5. Прес КП 204 М, інструмент згідно ТТП ІР 104-7Т.
09	Зняття технологічних гвинтів.	Викрутка 7810-00-40; ключ гайковий ріжковий S-3 × 5.
10	Знежирення заклепок металізації і місць їх установки	Банку металева (2 шт.), Кисть волосяна (2 шт.), Гас, струмопровідний складу на основі герметика УЗОМЕС-5М, годинник, х \ б серветка.
11	Клепка заклепок металізації.	Прес КП 204 М, інструмент згідно ТТП ІР 104-7Т.

Продолжение таблицы 2.2 – Технологічних маршрут збірки нервюри

12	Нанесення ґрунту і емалі на головки заклепок.	Банку металева (1 шт.), Кисть волосяна (1 шт.), Ґрунт ЕП-0214-416, х \ б серветка. Банку металева (1 шт.), Кисть волосяна (1 шт.), Емаль темно-зелена, х \ б серветка.
13	Контроль БТК.	-
14	Наноситься інформація на бирку.	Молоток слюсарний, пломбір, плита слюсарна, трафарет, плоскогубці.
15	Контроль БТК.	-

2.3.2 Нормування операцій техпроцесу, порівняння з нормами базового техпроцесу

Найбільш продуктивна праця на робочому місці стає можливою при раціональній організації, яка передбачає раціональне розташування предметів праці (деталей, вузлів, матеріалів) на робочому місці, відповідне обладнання та чітку організацію їх обслуговування.

Доцільно організоване робоче місце в умовах серійного виробництва - це робоче місце, на якому робочі столи, обладнання, стенди, стелажі зі складальними деталями і деталями для складальних одиниць розташовані з мінімально необхідною відстанню між ними, тобто цех, достатній для виконання робіт.

Послідовність процесу складання, нормована згідно з маршрутною картою, наведеною в додатку Б: 1.

Час роботи - 53,31 хв.

: - Підготовка майстерні - 39 хв.

– Очищення деталей – 2,48 хв.

– Розрізання технологічного припливу ножицями – 4,96 хв.

– Досяжність поверхні – 1,6 хвилини.

– Поверхня покриття – 1,04 хвилини; – Свердлильний СО – 4,18 хвилини.

- Встановлення кріплення - 39 хвилин 2-й контроль ВТС - 13,3 хвилини: - Точність перевірки вирівнювання стіни стрічкою - 1,8 хвилини.

– Етапи установки кріплення – 1,5 хв.

– Без механічних пошкоджень – 1,7 хв.

– Остаточний штамп приймання присутній на деталі – 1,8 хв 3.

Час роботи - 45,35 хв.

: - Бур СО - 28,68 хв.

- Просвердліть перші три отвори для представлення ВТС - 18,67 хвилин
Порівняйте нормалізовані операції з еталонною нормою часу та виразіть їх співвідношення у вигляді коефіцієнтів.

Усі отримані коефіцієнти наведено в таблиці 2.

З нижче. Таблиця 2.3 – Коефіцієнти норм часу

	Підготовчі роботи	Кріплення та відкріплення рубильниками	Кріплення та відкріплення гладким штирем	Установка обшивки	Клепка деталі
k	1,385	2,813	1,717	1,746	1,393

Середній коефіцієнт пронормувати операцій склав $k = 1,811$.

С урахуванням середнього коефіцієнта виконання норм виконавцями і відповідно до рекомендаціями час здійснення всіх операції, що входять в збірку панелі літака, склало $T_{изз} = 16,05$ мин.

2.3.3 Технічні умови на поставку деталей відповідно до ТП складання нервюри

Загальні вимоги до сумісності частин визначають, що: Опис повноти деталей і вузлів, відповідності їх розмірів і форми даним креслення, відповідності фактичних розмірів допускам, наявності допусків, забезпечення необхідної якості поверхні і заданих розмірів Комбінація таких заходів з подальшою обробкою під час або після процесу складання гарантує, що складання може бути виконано без коригувань, деформацій або значних внутрішніх напруг.

Вимоги до типів фундаментів і вузлів передбачають наявність у деталях спеціальних основних елементів.

На основі технічних залів деталей, що надходять на складання, слід заздалегідь організувати технічні зали за відповідним призначенням.

Технічні умови щодо поставки ребер деталей, що розробляються, наступні.

Таблиця 2.4 – Умови поставки деталей на складання

№ дет.	№ крес.	Наймен.дет.	Стан дет.
1	K104.КП.140.00.2119.010	Стінка	<ul style="list-style-type: none"> - за кресленням; - розкрити 2 БО; - вскрыть 2 СО совместно з дет. поз. 5; - розкрити 2 СО совместно з дет. поз. 6; - розкрити 2 СО совместно з дет. поз. 7; - розкрити 2 СО совместно з дет. поз. 8

Продовження таблиці 2.4 – Умови поставки деталей на складання

2	K104.КП.140.00.2119.003	Пояс верхній	- за кресленням; - розкрити 40 НО в сторону дет. поз. 1
3	K104.КП.140.00.2119.004	Пояс нижній	- за кресленням; - розкрити 40 НО в сторону дет. поз. 1
4	K104.КП.140.00.2119.005	Стійка	- за кресленням; - розкрити 2 СО совместно з дет. поз. 1; - розкрити 7 НО в сторону дет. поз. 1
5	K104.КП.140.00.2119.006	Стійка	- за кресленням; - розкрити 2 СО совместно з дет. поз. 1; - розкрити 7 НО в сторону дет. поз. 1
6	K104.КП.140.00.2119.007	Стійка	- за кресленням; - розкрити 2 СО совместно з дет. поз. 1; - розкрити 6 НО в сторону дет. поз. 1
7	K104.КП.140.00.2119.008	Стійка	- за кресленням; - розкрити 2 СО совместно з дет. поз. 1; - розкрити 5 НО в сторону дет. поз. 1
8	K104.КП.140.00.2119.009	Фітинг	- за кресленням; - розкрити 7 НО в сторону дет. поз. 1;

2.3.4 Розробка циклового графіка складання. Визначення такту і циклу збірки необхідної кількості виконавців і складальних пристосувань

При впровадженні технологій, що впроваджують нові технологічні процеси збирання та збирання конструкцій літаків на підприємствах авіаційної промисловості, використовуються три форми організації монтажу: бригади, оперативна та потокова.

Вибір тієї чи іншої організаційної форми залежить від типу виробництва (одиничне, дрібносерійне, багатосерійне, серійне) і визначається програмою випуску і типом літака.

Найважливішим технічним і організаційним документом на конвеєрі є цикловий план.

У ньому вказується така інформація: Зміст агрегованих операцій, завдань на складання або асоціацій, складених на основі складання об'єктів і технічного процесу складання.

Послідовність подій у часі та просторі.

Тривалість кожного завдання, доручення або операції.

Операція, кількість виконавців, які одночасно працюють над завданням.

Складність задач, асоціацій і агрегованих операцій.

Основними характеристиками графіків циклів є цикли та цикли складання.

Цикл - це інтервал часу, протягом якого послідовно зібрані вироби з заданим найменуванням послідовно випускаються з лінії.

$$\text{Значення ходу визначається за допомогою рівняння } \tau = \frac{\Phi_0}{N} = \frac{2080}{260} = 8(\text{ч}), .$$

де N – програма випуску виробів за певний календарний період часу;

Φ_0 - дійсний фонд часу роботи потокової лінії за заданий період календарного часу (в році, кварталі, місяці, добу).

$$\text{Фонд часу знаходять за формулою } \Phi_0 = mst = 260 \cdot 1 \cdot 8 = 2080,$$

де m – кількість робочих днів;

s – кількість робочих змін в добі;

t – кількість годин в кожній зміні.

Цикловий графік характеризується також тривалістю циклу збірки-монтажу. Технологічним циклом називається робочий час, за яке виріб виготовляється на потокової лінії від початку до кінця. Величина циклу збірки залежить від фронту робіт і «щільності» робочого місця (кількості виконавців на робочому місці) і визначається формулою,

де T – трудомісткість збирання-монтажу вироби, осіб.-г;

k – середній коефіцієнт виконання норм виконавцями;

p – число одночасно працюючих виконавців.

Якщо збірка здійснюється поточковим методом, то спрощено цикл можна знайти за формулою

$$Ц = \frac{T}{k \cdot p} = 4,43 ,$$

де M – кількість робочих місць на потокової лінії.

В інших випадках (наприклад, при операційній формі збірки) цикл визначають безпосередньо по циклових графіком.

Потрібне кількість пристосувань (стикувальних, обробних або випробувальних стендів) знаходять за формулою

$$M = \frac{T_{np} N}{\Phi_{до} p_{np}} = \frac{17,66 \cdot 260}{2080 \cdot 2} \cong 1,1,$$

де T_{np} – трудомісткість складання виробу в пристосуванні (або робіт на стенді), чел.-г;

$\Phi_{доо}$ – дійсний річний фонд часу пристосування (стенду), г;

P_{np} – кількість одночасно працюючих в пристосуванні або на стенді виконавців.

Вихідними даними для побудови циклового графіка служать технологічний процес, загальна трудомісткість збирання-монтажу об'єкта, програма і такт випуску виробу, а також прийнята щільність робочих місць.

Цикловий графік наведений у Додатку В.

2.3.5 Заходи з охорони праці та організації робочого місця

Найбільш продуктивна робота можлива при раціональній організації робочого місця, що включає оптимальне розташування предметів праці, відповідне обладнання, чітку організацію обслуговування робочого місця.

Розумно організоване робоче місце – це таке, на якому робочі столи, обладнання, стенди, стелажі з деталями тощо розташовані на мінімально необхідному відстані та є зручними для виконання роботи.

Заходи безпеки включають:

1. Зменшити джерело шуму за допомогою механічної конструкції та виробничих процесів і належної роботи обладнання.

2. Застосування звукоізоляційних конструкцій і звукоізоляційних матеріалів, локальне розміщення шумових пристроїв усередині спеціальних огорож або за допомогою звукоізоляційних кожухів.

3. Застосування глушника до реактивного шуму.

Усі ці заходи зазвичай здійснюються окремо або (часто) у поєднанні залежно від умов виробництва.

Організаційно-технічні заходи також значно знижують виробничий шум.

а) Замініть шумне обладнання на обладнання з прийнятними шумовими характеристиками.

б) Раціональне розміщення машин і агрегатів на робочому місці, переміщення найбільш шумних машин у спеціальне приміщення або віднесення їх до іншої частини робочого місця, забезпечення рівня шуму в приміщенні в допустимих межах.

підтвердити.

с) Плануйте години роботи гучного обладнання так, щоб у цей час на робочому місці працювало менше людей.

г) Озеленення приміщень компанії та прилеглих територій.

Шум – небажана для людини та негативно впливає на неї комбінація звуків різної інтенсивності та частоти від 16 до 20 000 Гц.

Робочі місця для обробки пневматичних інструментів, які випромінюють високо- або середньочастотний спектр шуму, повинні бути огорожені переносною або стаціонарною звукоізоляційною стіною висотою не менше 2 м із звукопоглинальною обшивкою.

Норми шуму впроваджуються згідно з ДБН 3.3.6.037-99.

Захист від локальної вібрації: Антивібраційні рукавички, рукавички та наколінники зі шкіри або замші, з або без прокладки з поролону.

Крім того, використовуються також різні антивібраційні пристрої для ручних верстатів.

Наприклад, клепальні молотки виготовляються з використанням пневматичних амортизаторів і еластичних рукояток, які значно зменшують амплітуду коливань.

Обертальний баланс має великий вплив на гасіння коливань торсійних інструментів.

Розрізняють санітарні правила вібрації та технічні правила вібрації.

Відповідно до ГОСТ 12.1.012-90 при санітарному нормуванні вібрацій обмежуються ефективні значення вібростійкості або віброприскорення, які базуються на типі вібрації, характері її виникнення, виді вібрації, встановлюється відповідно до типу, типу вібрації, типу вібрації, типу вібрації, природи джерела вібрації та типу вібрації.

Напрямок дії та середньгеометрична частота октавних смуг.

Якщо технічні вимоги не вимагають суворих обмежень, маса вібраційного пристрою або його частин, що утримуються рукою в різних положеннях, не повинна перевищувати 10 кг, а сила стиснення не повинна перевищувати 196 Н (20 кг).

Загальний час роботи в контакті з ручними механізмами, що спричиняють вібрацію (наприклад, клепки та монтажні роботи), не повинен перевищувати 2/3 робочої зміни.

При цьому тривалість одного безперервного впливу вібрації, включаючи мікропаузи, що беруть участь у цьому процесі, не повинна перевищувати 15-20 хвилин.

Допустимий рівень ультразвуку в зоні контакту рук або інших частин тіла оператора з робочими органами апаратури або обладнання не повинен перевищувати 110 дБ.

Ультразвукові установки, що створюють шум понад допустимі норми, повинні бути обладнані звукоізоляційними кожухами та щитками, а в необхідних випадках і звукоізоляційними кабінами.

При роботі крана-балки всі наявні рухомі частини механізму повинні бути видні, і це робиться в майстерні.

Це стосується як пресів для заклепок, так і обладнання для свердління та зенкування.

Крім того, на робочому місці знижується можливість ненавмисного контакту працівників з вантажем або самим механізмом під час руху за рахунок розрахунку динамічної та статичної міцності механізмів, вантажозахоплювачів і засобів безпеки, забезпечується їх надійність.

Це забезпечується тим, що переміщення деталей зі стапеля за межі стапеля, а також перенесення окремих вузлів і агрегатів на зібраний стапель здійснюється на безпечній для персоналу висоті над небезпечними зонами.

Мінімальна кількість робочих місць та їх відсутність.

Цей рух супроводжується переривчастим звуковим сигналом, що попереджає про небезпеку.

Вміст забруднюючих речовин у повітрі робочої зони не повинен перевищувати гранично допустимих концентрацій (ГДК).

Це повинно бути забезпечено використанням відповідних заходів безпеки (ДНАОП 0.03-3.15-86).

Захист вимагає використання ЗІЗ, а також систем вентиляції та витяжки.

Очищення і знежирення деталей необхідно проводити в пральній машині, ванні або спеціальній майстерні з відсмоктуванням.

При недостатньому освітленні робочих місць потрібне застосування систем штучного освітлення (ДБН Д.2.2-21-99).

Основними заходами захисту від ураження електричним струмом є ГОСТ 12.1.030-81:

- Недоступність струмоведучих частин, розміщення на достатній висоті та обмеження.

- Пристрої низької напруги (використання портативних ламп на 36 В).

Щоб уникнути ураження електричним струмом, пристрій необхідно занулити та заземлити.

Ізоляція провідників повинна бути справною.

У цеху вогнегасник ОУ-2 використовується для гасіння загорянь електропроводки, розташованої поблизу елінгу.

Він також використовує ОНР-10 і вогнезахисний.

На сходовій клітці сусіднього будинку встановлено пожежний кран.

Відповідно до СНиП2.09.02-85 в цеху п'ять виходів, загальна ширина з виходом з окремого корпусу становить 19 м.

Дотримання цих та інших санітарних норм, а також здійснення заходів щодо усунення шкідливих і небезпечних факторів однозначно призводить до зниження травматизму та безпечної діяльності на промислових об'єктах.

2.4 Методи технологічного оснащення складальних робіт

Складальне обладнання забезпечує необхідне взаємне розташування деталей, що збираються, конкретне положення обробних інструментів відносно деталей, надає форму деталям і вузлам з недостатньою жорсткістю в процесі складання.

При цьому він має наступні переваги в порівнянні зі складанням маркуванням: більше немає маркування чи згинання деталей; процес складання прискорюється та полегшується; ефекти вузлів, панелей і функцій тепер сумісні; Можливість механізації та автоматизації виробництва.

Цим пояснюється широке використання складального обладнання на серійних заводах при виробництві літаків

2.4.1 Вибір схеми і компоновання складального пристосування

Як правило, маломасове монтажне обладнання для складання друкованих плат складається з наступних компонентів:

Встановлюються всі елементи монтажного пристрою.

Основні елементи каркаса.

Упори, кріплення та затискачі для кріплення та фіксації деталей під час складання.

Додаткове обладнання, джерело енергії.

Рама розкладного пристрою з'єднує всі елементи конструкції в одне ціле.

Точність положення всіх вузлів кріплення залежить від їх жорсткості.

У даному випадку роль рами виконує рама, яка кріпиться на двох стійках (два швелера, з'єднаних зварюванням) і з'єднується з опорами за допомогою оболонки.

До рами відкидного пристрою кріпиться горизонтальна пластина з Т-подібними канавками.

Регулювання рівності панелі здійснюється зміною положення опорних ніжок, напрямні яких пересуваються по склу кронштейна.

Точність монтажу монтажного обладнання забезпечується упорами, засувками та затискачами, встановленими в певних місцях на плиті обладнання відносно конструктивної осі.

Від правильного вибору розташування та кількості кріплень і затискачів (визначено в розділі «Розрахунок точності») залежить якість монтажного обладнання.

Малюнок нижче.

На рисунку 2.1 показана збільшена деталь складального обладнання, розробленого для монтажних операцій на ребрі № 19

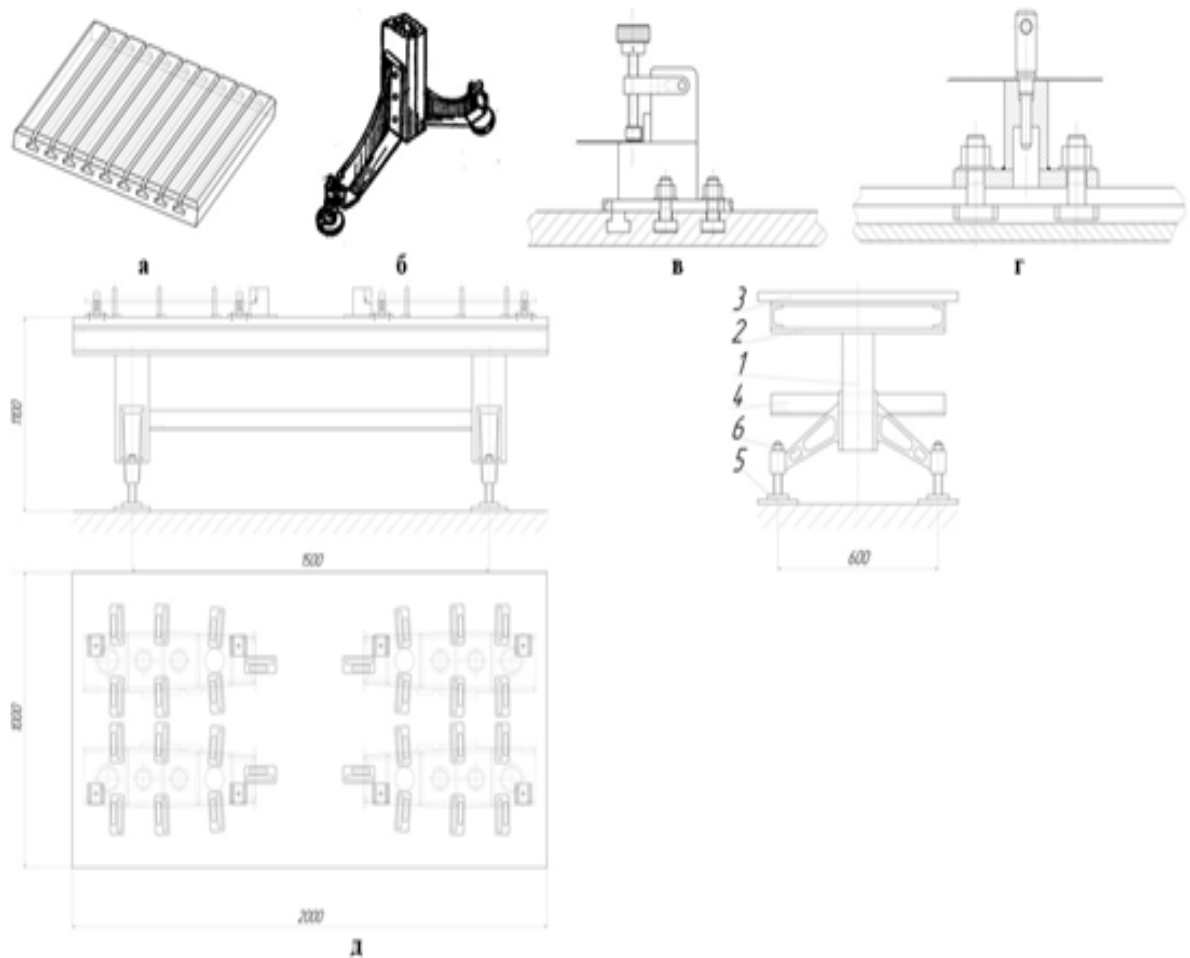


Рисунок 2.1 – Універсальне складальне пристосування для збірки нервюр літака.

- а – загальний вигляд плити складального пристосування;
- б – загальний вид стійки з п'ятою;
- в – притиск з упором;
- г – фіксатор базового отвори;
- д – загальний вигляд складального пристосування: 1 – стійка; 2 – рама; 3 - плита з Т-образними пазами; 4 – стелаж; 5 – п'ята; 6 – кронштейн.

2.4.2 Технічні умови на проектування складального пристосування

Загальна конструктивна схема складального обладнання визначається конструктивно-технічними характеристиками виробу, що виготовляється.

У окремих випадках вони підбираються на етапі розробки методичних матеріалів з урахуванням основних вимог до пристрою.

Деталі розробленого ребра № 19 характеризуються відносно великими габаритними розмірами (порівняно зі звичайними деталями загального машинобудування).

Низька жорсткість, варіювання форм і розмірів (останнє є результатом наявності внутрішніх напружень в деталях контурного контуру після попередніх видів обробки і відносно великої власної ваги всієї конструкції); Після інтеграції в пристрій деталі і вся конструкція набувають необхідної жорсткості і досягають заданої конструктором точності.

Тому одним з основних призначень складального обладнання є забезпечення необхідної точності та сумісності виробів, що збираються.

Розроблене складальне обладнання націлене на досягнення високих показників продуктивності та простоти монтажних операцій.

До конструкції пристрою висуваються такі вимоги: Забезпечте мінімальну кількість вимірювань.

Забезпечте мінімальну кількість операцій розмітки та складання в процесі складання.

Забезпечити вільний доступ до робочої зони.

Забезпечує швидкий монтаж і кріплення деталей.

Переконайтеся, що деталі знаходяться в правильному положенні для складання.

Конструкція складального обладнання повинна включати якомога більше стандартизованих деталей і вузлів і максимально обмежувати вибір використовуваних матеріалів.

Для забезпечення швидкої та якісної роботи слюсаря робоче місце (пристрій) слюсаря має бути оснащено достатніми організаційно-технічними засобами.

Відповідність деяким із наведених вище загальних вимог до конструкції обладнання може бути досягнута шляхом забезпечення того, що його окремі частини відповідають таким нерозкритим вимогам: Каркас монтажного пристрою повинен мати достатню жорсткість і міцність.

Затискачі і затискачі повинні забезпечувати фіксовану швидкість зібраних деталей, забезпечувати швидкість і надійність затискачів,

забезпечувати їх самовільне висмикування під впливом зовнішніх руйнівних сил, пов'язаних з процесом складання.

Якщо не вказано інше, окремі елементи пристрою не повинні пошкоджувати поверхню або деформувати частини, що фіксуються.

Монтажний пристрій має характеризуватися простотою конструкції і легкістю виготовлення окремих елементів і загальної конструкції при збереженні достатньої міцності і жорсткості.

Ви повинні прагнути забезпечити багаторазове використання.

Тіні в робочій зоні слід звести до мінімуму.

Нижче наведено перелік технічних умов на проект обладнання для встановлення ребра №19.

1. Виготовити універсальний швидкорегульований пристрій для встановлення проектних нервюр крила літака № 10-20.

2. Розташування базової поверхні ребра горизонтальне і паралельне монтажній пластині монтажного пристрою.

3. Переконайтеся, що ремінь встановлено та закріплено відповідно до вимог креслення ребра.

4. Закріпіть стінку ребра до отвору в основі.

5. Ефективно розмістіть два вироби, які збираються одночасно.

6. Переконайтеся, що основна робоча поверхня приладу знаходиться на висоті 1100 мм над підлогою.

7. Переконайтеся, що опорна поверхня легко регулюється та переноситься.

8. Для швидкого зняття кліпси.

9. Визначтеся з кольором приладу відповідно до загальних вимог майстерні.

2.4.3 Складання ТУ монтажу складального пристосування

У літальному будівництві використовуються наступні способи складання складальної техніки, які характеризуються високою точністю складання кріпильних деталей, відносно короткими циклами і трудомісткістю робіт.Rephrase

Суть цих методів полягає в наступному: Каркас обладнання виготовляється та монтується за кресленнями з використанням звичайних засобів вимірювання та оптичного обладнання.

При цьому установчі розміри відстані між опорною плитою та опорним блоком повинні бути дотримані основою без граничних відхилень на кресленні та з відхиленням ± 5 мм.

Непаралельність і зміщення опорних плит і колонних блоків у плані поверху відносно вертикальної та взаємно перпендикулярних площин основи, а також відхилення робочої площини від горизонтальної площини основи допускаються в межах ± 5 мм.

Відхилення від вертикальності колони не повинно перевищувати 5 мм по всьому .

Первинні кріпильні елементи закріплюються за допомогою вторинного обладнання шляхом засипання затверділого заповнювача в зазори.

Останній виконує роль компенсатора, спрощуючи закручування кріплень, не впливаючи на точність монтажу.

Це виключає роботу, пов'язану з точною обробкою сполучених поверхонь кріплення та вузла, що дозволяє виконувати роботу некваліфікованим працівникам.

2.5 Планування робочого місця

Цехи механічної, клепальної та складально-обробної груп характеризуються наявністю наступних шкідливих і небезпечних виробничих і людських факторів (вони однакові для обох груп, що розглядаються): Шум.

Забруднення повітря; недостатнє або надмірне освітлення робочої зони.

Ризик ураження електричним струмом.

Існує пожежна небезпека [15].

Для проектування робочого місця верстатів і складальних верстатів таким чином, щоб сприяти високій продуктивності і безпечності праці, необхідно враховувати інформацію про характер і вид заходів щодо зниження впливу шкідливих речовин.

Фактори ризику для працівників машин на залучених фабриках.

Планування цеху повинно забезпечувати охоплення найменшої можливої виробничої площі в цеху.

Розглянемо стандарти, які сприяють безпечним і комфортним умовам праці.

Врахування норм, що сприяють підвищенню продуктивності виконуваних завдань.

На схемі Схема робочого місця для верстата (штампу), що відповідає вищевказаним вимогам, показана на рисунку 2.

2.

Робоче місце верстатника обладнують лампами стаціонарного освітлення необхідної яскравості, стелажми для зберігання заготовок і деталей, машинами для виконання підготовчих робіт.

Відстань між окремими елементами робочого місця забезпечує безпечні та комфортні умови праці.

Відгороджуються механізми і вузли, схильні до механічних пошкоджень.

Вузли, що представляють загрозу ураження електричним струмом, ізолювані.

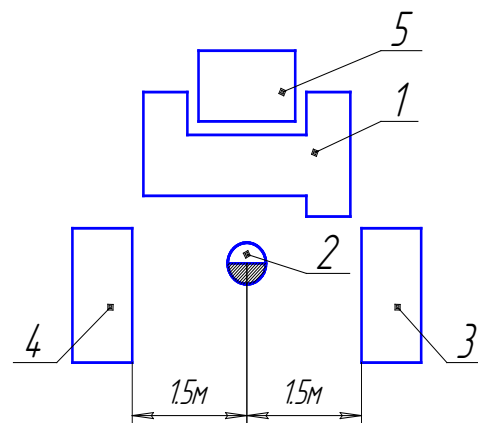


Рисунок 2.2 – Схема робочого місця верстатника: 1 – верстат; 2 – місце робітника; 3 – стіл для заготовок; 4 – стелаж для деталей; 5 – ящик для відходів.

На Рис. 2.7схема робочого місця збирача, що відповідає вищевказаним вимогам. Робоче місце збирача оснащено стаціонарними підвісними лампами відповідної яскравості, стелажем для комплектуючих, стелажем для готових виробів, верстатом для виконання підготовчих робіт; відстані між окремими елементами робочого місця забезпечують безпечні та комфортні умови праці. Механізми і вузли, що несуть загрозу серйозного механічного пошкодження відсутні; вузли, що несуть загрозу ураження електричним струмом - ізолювані.

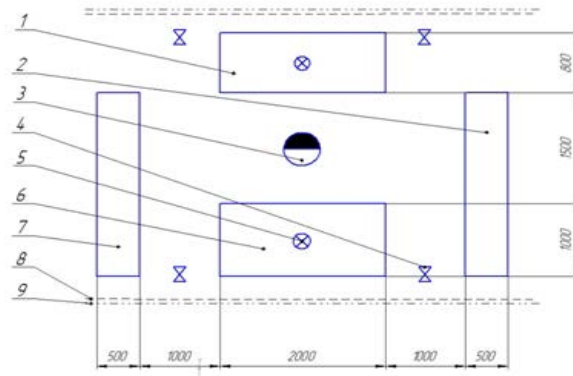


Рисунок 2.3 – Схема робочого місця збирача: 1 – верстак для виконання підготовчих робіт; 2 – стелаж для комплектуючих; 3 – слюсар-складальник; 4 – кран пневматичної мережі; 5 – лампа підвісна; 6 – складальне пристосування; 7 –стелаж для готових виробів; 8 – енергомережу; 9 – пневматична мережу

Перед початком робіт персонал зобов'язаний ознайомитися із супровідною документацією (ТП, ІОТи, ПІ, спеціальні інструкції, в разі необхідності - усний інструктаж), що стосуються, в тому числі, безпеки життєдіяльності.

2.6 Висновки

У даній роботі розроблено технічний процес складання нервюри крила проєктованого літака .

У технічній частині розробка методичних матеріалів для складання нервюр крила з розробкою схем розміщення деталей, розбір методів складання, схем складання, схем з'єднань, проведення розрахунків допусків у вузлах.

Для додаткових збірок і з'єднання.

Розроблено робочо-технічний процес складання ребер, розроблено технічні умови на поставку деталей і вузлів агрегату.

Розроблено схему і розташування монтажного обладнання.

Створено технічні умови для проєктування монтажного обладнання.

Додаток містить низку документів про процес виготовлення пряжки, схеми складання ребер крила, схеми складання та кріплення, а також специфікації схем складання ребер.

3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

Завдання розділу: тактико-економічне обґрунтування проектного літака, як товару, що підлягає реалізації на ринках збуту.

3.1 Характеристика тактико-технічних показників проектного ЛА, як товарного продукту

Вантажно-пасажирський літак для перевезення 60 пасажирів на відстань до 4000 км або 10 тонн вантажу на дальність 1500 км.

Таблиця 3.1 – Тактико-технічні показники

V_{\max} , км/Г	L, км	$n_{\text{пас}}$, чел	L_p , м	$H_{\text{пот}}$, км	$V_{\text{крейс}}$, км/Г	$H_{\text{крейс}}$, км	$n_{\text{ЭК}}$, ЛЮД.
900	4000	60	1100	12.5	850	11	4

Досконалість аеродинамічного компонування літака в поєднанні з високою економічністю двигунів дозволяють здійснювати протяжні польоти за мінімальний час. За своїми характеристиками цей літак не поступається закордонним аналогам. Важливою перевагою є його дешевизна при виробництві та експлуатації.

3.2 Споживчі якості ЛА, що впливають на конкурентні переваги і економічні витрати при проектуванні конструкції ЛА в ОКБ і при серійному виготовленні ЛА на виробничому авіаційному підприємстві

Низький рівень витрат на технічне обслуговування з'явився важливою умовою розробки. До основних особливостей можна віднести:

- компонування як в пасажирському, так і вантажопасажирських варіантах;
- високу експлуатаційну технологічність, ресурс і надійність;

3.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень і визначення об'єму можливих продажів готових ЛА

Він призначений для перевезення вантажів, обладнання та персоналу на коротких і середньомагістральних авіалініях у будь-яких кліматичних умовах від -60°C до $+45^{\circ}\text{C}$ і в усіх широтах, включаючи північні та південні регіони та альпійські райони. Rephrase.

Ми можемо працювати на добре обладнаних і необладнаних маршрутах, а також на внутрішніх і міжнародних маршрутах з бетонних, ґрунтових, гравійних, льодових і снігових аеродромів у будь-який час року і в будь-який час доби.

Приклади розподілу за ринками збуту:

Україна 10-20 літаків; країни СНД (Азербайджан, Білорусь, Грузія, Казахстан, Киргизстан, Молдова, Таджикистан, Туркменістан, Узбекистан) 35-50 літаків; країни Близького Сходу (Бахрейн, Йорданія, Ізраїль, Ірак, Іран, Катар, Кувейт, Ліван, Об'єднані Арабські Емірати, Оман, Палестина, Саудівська Аравія) 30-50 літаків; країни Південної Америки (Канада, Мексика, Куба) 20-30 літаків; країни Африки (Алжир, Ангола, Гана, Єгипет, Камерун, Кенія, Демократична Республіка Конго) 40-65 років.

На основі економічних та ринкових досліджень можна оцінити, що попит на літаки на світовому ринку становить від 115 до 215 літаків.

Враховуючи все вищесказане, можна сказати, що цей літак є конкурентоспроможним на всіх ринках збуту, особливо на ринках «країн третього світу», де цінова перевага є головною причиною його переваги.

3.4 Розрахунок витрат літакобудівног ОКБ

Сумарні витрати на проектування – математичне очікування випадкової величини витрат:

де – витрати на проектування, тис. долл;

– коефіцієнт, враховуючий у витратах на проектування податки, обов'язкові внески, відрахування; $= 1,61$ (з урахуванням налогових ставок на даний момент);

– маса планера літака з обладнанням, включаючи масу службової навантаження та екіпажу без маси силових установок, $= 29900$ кг;

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

M – максимальна швидкість проектованого літака в числах M , $M = 0,8$;

– параметр, характеризуючий ймовірне відхилення чи міра розсіювання випадкової величини, $= 0.01515$;

Витрати на виготовлення кожного із дослідних зразків:

де – вартість виготовлення -го дослідного зразка, тис. дол;

– максимальна швидкість літака, $= 900$ км / год;

N – порядковий номер дослідного зразка;

$$= 1,5 \cdot 1,61 \cdot = 18763,4 \text{ тис. дол.}$$

$$= 1,5 \cdot 1,61 \cdot = 21554,7 \text{ тис. дол.}$$

$$= 1,5 \cdot 1,61 \cdot = 23383,2 \text{ тис. дол.}$$

Сума витрат на виготовлення трьох дослідних зразків:

$$= + + = 63701,3 \text{ тис. дол.}$$

де, так як ;

– кількість льотних зразків, .

$$= 1,5 \cdot 1,61 \cdot \dots \cdot (1 + 0,01 \cdot 2) \cdot 0,54 = 4921,673 \text{ тис.дол.}$$

Загальні витрати ОКБ складають:

$$= + + + + 52970,64 + 4921,673 = 48791,2 \text{ тис.дол.}$$

3.5 Розрахунок собівартості літака та ціни літака без двигуна

Повна середня собівартість одного літака з річного випуску в $N = 10$ штук визначається наступним чином, долл.:

$$= + BP,$$

де B – заводська середня вартість одного літака з річного випуску в N штук;
 P – внутрішньовиробничі витрати, плановані в розмірі 1% від заводської собівартості.

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу в N штук без собівартості двигунів визначається так, долл.:

$$= + III + + PP + CP + + + + OVZ + ПДВ, \text{ долл.},$$

де B – вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення і вартість покупних напівфабрикатів (поковок, штамповок, відливок і т.д.);

III – вартість покупних виробів (приладів, бортового обладнання та установок, крім двигунів);

PP – витрати на виготовлення, ремонт і відновлення спеціального технологічного оснащення, що списується на програму перших двох років серійного випуску літака;

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

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

CP – витрати на проведення випробувань серійних літаків;

– непрямі витрати цехів основного виробництва;

– непрямі загальнозаводські витрати;

OVZ – обов'язкові внески від витрат на оплату праці всіх категорій працюючих;

$ПДВ$ – податок на додану вартість;

Витрати на основні матеріали, сировину і покупні напівфабрикати, дол.

де B – маса конструкції літака, $= 10,320$ т.;

N – річний обсяг випуску літаків, $N = 10$.

$$= 120572 \text{ дол.};$$

Витрати на придбання вхідних готових виробів, включаючи вартість системи управління, бортове обладнання та озброєння, спеціальне електронне обладнання, визначається таким чином, тис.долл.:

де B – максимальна швидкість літака, км/год (900 км/год);

– маса порожнього літака, 33500 кг.

Витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення залежать від маси літака, обсягу випуску, максимальної швидкості, рівня застосування нормалізованої оснащення, рівня наступності конструкції планера, кількості встановлених двигунів:

де n – трудоємність виготовлення технологічного комплекту оснастки, млн.нормо-год;

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

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт і відновлення спеціальної технологічної оснастки становлять:

де α – коефіцієнт враховуючий обсяг випуску,

β – коефіцієнт враховуючий рівень застосування нормалізованої оснащення,

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

γ – коефіцієнт враховуючий рівень приемственості створюваної конструкції, $\gamma = 1$,

де X – процент деталей перейшовших з попередніх виготовленої на цьому заводі, $X=0$;

δ – коефіцієнт враховуючий виготовлення дублерів оснащення, її ремонт і відновлення, $\delta = 1,51$;

ϵ – коефіцієнт, що враховує тип літака вертикального зльоту і посадки, $\epsilon = 1$;

$$= 0,663 \cdot 1,075 \cdot 1 \cdot 1,51 \cdot 1 = 16,906 \text{ млн.нормо-год.}$$

Величина витрат на виготовлення спецоснастки:

$$CO = ,$$

де C – вартість виробництва однієї нормо-год спеціального технологічного оснащення, що дорівнює 2.5 - 2.7 дол.

$$CO = 16,904 \cdot 2,6 = 39,09 \text{ млн дол.}$$

де N – кількість літаків, запланованих до випуску в перший і другий рік серійного виробництва, $N = 10$,

Для попереднього збільшеного розрахунку розмір заданих витрат береться в процентах від витрат на виготовлення спец оснащення.

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

CP – спец витрати (витрати на проведення випробувань серійних літаків).

Постановочні витрати і спецвитрати:

$$PP = 0,4 \cdot C = 0,4 \cdot 879300 \text{ дол.}$$

$$CP = 0,3 \cdot C = 0,3 \cdot 659527 \text{ дол.}$$

Інші доплати та надбавки до заробітної плати відносять до цехових накладних витрат: $= 1,5 \cdot 3,013 \cdot \dots$,

де – витрати на заробітню плату;

– коефіцієнт, враховуючий підвищення продуктивності праці виробничих робітників за час від розробки ескізного проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака, до початку серійного виготовлення:

$= = = 0,681$,

де $t = 5$ для середніх літаків $= 1,5 \cdot 3,013$.

3.5 Розрахунок обов'язкових платежів, податків, відчислень, внесків, включаючи в собівартість продукції

Орієнтовний щорічний обов'язковий внесок на програму випускників становить 1000 доларів США та визначається наступним чином: де ОВЗ – обов'язковий внесок із вартості праці всіх категорій працівників промислово-виробничого персоналу, обчислений за і-ю ставкою.

Аспірантура року з літаків.

– Загальна ставка обов'язкового внеску на витрати на персонал для всіх категорій працівників $= 22\%$.

– Норма утримання 1% із заробітної плати кожного працівника на оплату праці всіх категорій промислово-виробничого персоналу.

Витрати на основну та додаткову заробітну плату робітників усіх категорій промислово-виробничого персоналу, в тому числі середня вартість літаків на підприємствах, \$, де $= 0,235$ - робітники всіх категорій промислово-виробничого персоналу Вартісний відсоток заробітної плати в загальна вартість спеціального обладнання, витрати на наладку, витрати на випробування, основна заробітна плата та додаткова заробітна плата працівників виробництва, накладні витрати основного виробничого цеху та непрямі витрати всього заводу.

$= 0,235(+ 879300 + + +) = \$1\,226\,000,02$; Сума ПДВ, нарахована на річну виробничу програму, визначається на основі середньої заводської вартості літака.

Тоді - ставка ПДВ становить 20% , Середня заводська вартість літака з річного виробництва 10 літаків становить: $= + PI + + PR + SR + + + + OVZ +$
ПДВ $= = 10\,488\,527\,749$ \$

3.6 Розрахунок розмірів короткострокових банківських позичок, отримання яких пов'язано з поточною виробничою діяльністю, і витрат на виплату відсотків по цим позичкам

Підсумувавши витрати, отримуємо величину повної середньої собівартості літака із річного обсягу випуску.

Запланований прибуток серійного заводу від реалізації одного літака без вартості двигуна, долл., визначається наступним чином:

де P – планована рентабельність від реалізації одного літака серійним заводом, у відсотках до його повної собівартості, $P = 25\%$, з урахуванням податку на прибуток, що становить 18% до її величини, в розпорядженні заводу залишається чистий прибуток, що дорівнює:

$$= 0,7 \Pi = 0,7 \cdot 3\,751\,532,71 \text{ дол.}$$

На етапі ескізного проектування для оцінки граничної межі безбитковості чистий прибуток (умовно) направляється тільки на погашення відсотків позики.

Розрахункова середня ціна літака (C_c) без двигунів, дол., визначається з виразу:

$$= C_c + \Pi = 13\,241\,766,283 \text{ дол.}$$

Вартість двигуна, що встановлюються на даний літак, буде дорівнює:

де K – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування, податки, обов'язкові внески, відрахування.

– злітна тяга одного двигуна;

– коефіцієнти, що враховують тип двигуна і серійність;

для двигуна при $M < 1$. де n – кількість двигунів в серії;

3.7 Визначення точки безбитковості виробництва ЛА.

Точка безбитковості – це кількість QGP, виробленої та проданої на ринку збуту в Лос-Анджелесі, за якої досягається повне відшкодування інвестиційних витрат і весь прибуток від продажу доступний компанії в майбутньому.

Ціни поділяються на змінні, що залежать від обсягу виробництва ЛА, матеріалів, комплектуючих виробів, заробітної плати виробничих робітників, амортизації обладнання тощо, і постійні, що не залежать від обсягу виробництва (заробітна плата адміністративного персоналу та інших підрозділів). Загальні заводські та загальні експлуатаційні витрати), аналітична еквівалентність продажів $Q C_{gr}$ і витрат Z записується за допомогою такого методу: , Це досягає точки безбитковості і дає суму LA.

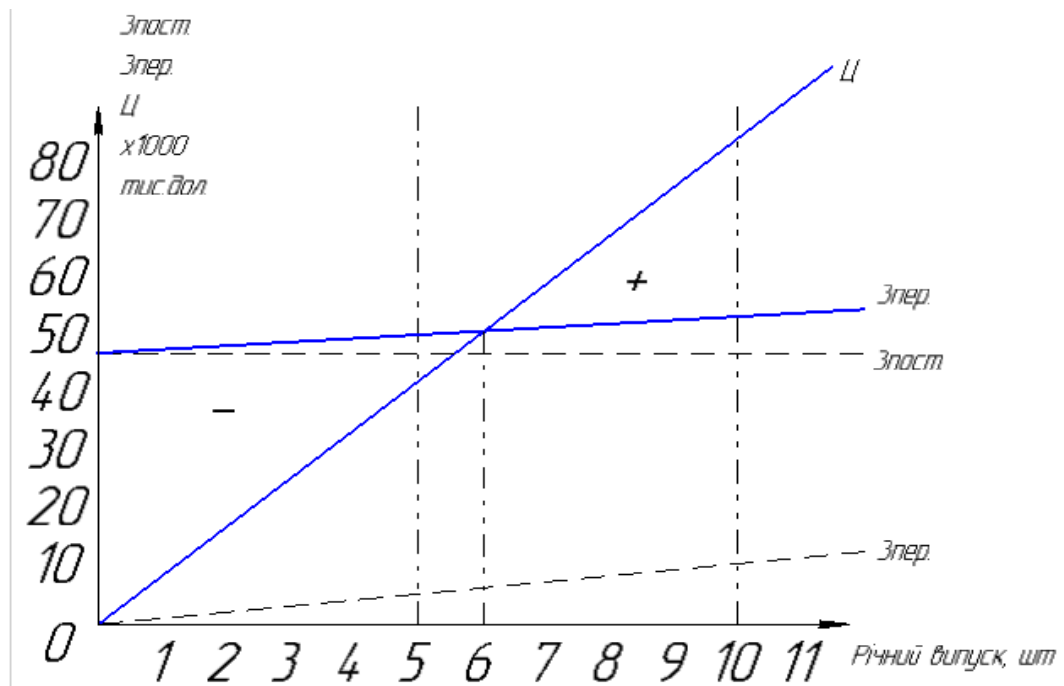


Рисунок 3.1 – Графік беззбитковості

З графіка видно, що зі збільшенням обсягу випуску річний дохід від реалізації і річні витрати виробництва збільшуються. Точка перетину ліній *Сокб* і *Зпер* є точку беззбитковості. Ця точка характеризується тим, що при відповідному їй обсязі виробництва і продажів у підприємства немає ні прибутку, ні збитку.

3.8 Висновки

Економічні показники цієї конструкції літака такі: при виробничій програмі з 10 літаків доходи підприємства перевищуватимуть витрати на виробництво.

Літак коштує 10 488 доларів США.

Загальна вартість літака становить 1 мільйон доларів.

Орієнтовна середня ціна одного літака без урахування вартості двох двигунів.

Орієнтовна середня ціна літака з урахуванням вартості двох двигунів.

На підставі дослідження ринку збуту літаків даної категорії та попередніх розрахунків отриманих економічних факторів виробництва можна зробити висновок, що даний літак є конкурентоспроможним і має хороші перспективи масового виробництва.

Додаток А

Дослідження впливу отн. товщини крила на коеф. підйомної сили і якість при відриві.

Пользователь : Miroshnichenko D.S.

Группа : 150M

Дата расчета : 31.10.2016

Время расчета : 10ч40м

Лаб. работа N_3.

Исходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 9.50; TK= 4.00; XP= 25.00 град; LZ= 0.45;
 BZ= 0.34; DZB= 20.00 град; KZ= 0.10; LP= 0.60; KP= 0.10;
 DCY= 1.40; AOT= 10.00 град; MOT= 0.20; DF= 3.35 м; LF= 7.82;
 KMI= 4000.00 Дан/м²; KIN= 0.85; KOP= 1.35; NP= 60; KOTD= 0.20;
 HOT= 1.20; LOT= 9.30;

Результаты расчета :

Влияние отн. толщины крыла на коэфф. подъемной силы и качество при отрыве.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
Cy	1.60	1.58	1.56	1.54	1.53	1.52	1.51	1.50	1.49	1.49	1.48

P, [Дан/м ²]	_Котр_										
100.0	15.78	15.74	15.69	15.64	15.58	15.52	15.45	15.38	15.30	15.22	15.13
200.0	15.24	15.20	15.16	15.11	15.05	14.99	14.92	14.85	14.78	14.70	14.62
300.0	14.81	14.77	14.72	14.67	14.62	14.56	14.50	14.43	14.36	14.29	14.21
400.0	14.43	14.39	14.35	14.30	14.25	14.19	14.13	14.07	14.00	13.93	13.85
500.0	14.09	14.05	14.01	13.96	13.91	13.85	13.80	13.74	13.67	13.60	13.53
600.0	13.77	13.74	13.69	13.65	13.60	13.55	13.49	13.43	13.37	13.31	13.24
700.0	13.48	13.45	13.40	13.36	13.31	13.26	13.21	13.15	13.09	13.03	12.96
800.0	13.21	13.18	13.13	13.09	13.04	12.99	12.94	12.89	12.83	12.77	12.70
900.0	12.96	12.92	12.88	12.84	12.79	12.74	12.69	12.64	12.58	12.52	12.46

Пользователь : Miroshnichenko D.S.

Группа : 150M

Дата расчета : 31.10.2016

Время расчета : 11ч21м

Лаб. работа N_4.

Исходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 9.50; TK= 4.00; XP= 25.00 град; LZ= 0.45;
 BZ= 0.34; DZB= 20.00 град; KZ= 0.10; LP= 0.60; KP= 0.10;
 DCY= 1.40; AOT= 10.00 град; MOT= 0.20; DF= 3.35 м; LF= 7.82;
 KMI= 4000.00 Дан/м²; KIN= 0.85; KOP= 1.35; NP= 60; KOTD= 0.20;
 HOT= 1.20; LOT= 9.30;
 ND= 2; ZW= 0.96; ZDO= 0.95; ZD= 0.75; DM= 3.55;
 MX= 0.71; HN= 9.00 км; НК= 11.00 км; FTR= 0.02; LR= 1800.00 м;

Результаты расчета :

Стартовая тяговооруженность, определяемая длиной разбега.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/мх]	_ТОВ_										
100.0	0.082	0.083	0.083	0.084	0.084	0.084	0.085	0.085	0.085	0.086	0.086
200.0	0.120	0.121	0.122	0.123	0.124	0.125	0.125	0.126	0.126	0.127	0.127
300.0	0.158	0.160	0.162	0.163	0.164	0.165	0.166	0.166	0.167	0.168	0.169
400.0	0.196	0.199	0.201	0.202	0.204	0.205	0.206	0.207	0.208	0.209	0.210
500.0	0.234	0.237	0.240	0.242	0.243	0.245	0.246	0.248	0.249	0.250	0.251
600.0	0.272	0.276	0.279	0.281	0.283	0.285	0.287	0.288	0.289	0.291	0.292
700.0	0.310	0.315	0.318	0.321	0.323	0.325	0.327	0.329	0.330	0.332	0.333
800.0	0.348	0.353	0.357	0.360	0.363	0.365	0.367	0.369	0.371	0.372	0.374
900.0	0.386	0.392	0.396	0.400	0.402	0.405	0.407	0.409	0.411	0.413	0.415

Стартовая тяговооруженность, определяемая безопасностью взлета.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/мх]	_ТОВ_										
100.0	0.226	0.226	0.227	0.227	0.228	0.229	0.229	0.230	0.231	0.232	0.233
200.0	0.232	0.232	0.233	0.233	0.234	0.234	0.235	0.236	0.237	0.238	0.239
300.0	0.237	0.237	0.238	0.238	0.239	0.240	0.240	0.241	0.242	0.243	0.244
400.0	0.241	0.242	0.242	0.243	0.243	0.244	0.245	0.246	0.247	0.248	0.249
500.0	0.246	0.246	0.247	0.247	0.248	0.249	0.249	0.250	0.251	0.252	0.253
600.0	0.250	0.250	0.251	0.251	0.252	0.253	0.254	0.254	0.255	0.256	0.257
700.0	0.254	0.254	0.255	0.256	0.256	0.257	0.258	0.259	0.260	0.260	0.261
800.0	0.258	0.258	0.259	0.260	0.260	0.261	0.262	0.263	0.264	0.264	0.266
900.0	0.262	0.262	0.263	0.263	0.264	0.265	0.266	0.267	0.267	0.268	0.269

Стартовая тяговооруженность, определяемая крейсерской скоростью полета.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/мх]	_ТОК_										
100.0	0.380	0.390	0.401	0.414	0.428	0.442	0.458	0.476	0.494	0.513	0.534
200.0	0.221	0.226	0.232	0.238	0.245	0.253	0.261	0.270	0.279	0.289	0.299
300.0	0.167	0.170	0.174	0.178	0.183	0.188	0.193	0.199	0.206	0.212	0.219
400.0	0.139	0.142	0.145	0.148	0.151	0.155	0.159	0.164	0.168	0.173	0.179
500.0	0.123	0.125	0.127	0.130	0.132	0.135	0.139	0.142	0.146	0.150	0.154
600.0	0.111	0.113	0.115	0.117	0.120	0.122	0.125	0.128	0.131	0.134	0.138
700.0	0.103	0.105	0.107	0.108	0.110	0.113	0.115	0.117	0.120	0.123	0.126
800.0	0.097	0.099	0.100	0.102	0.103	0.105	0.107	0.110	0.112	0.114	0.117
900.0	0.093	0.094	0.095	0.097	0.098	0.100	0.102	0.103	0.105	0.108	0.110

Вплив параметрів літака на відносну масу силової установки дозвучкового пасажирського літака з ТРД

Пользователь : Miroschnichenko D.S.

Группа : 150М

Дата расчета : 14.11.2016

Время расчета : 9ч57м

Лаб. работа N_5.

Исходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 9.50; ТК= 4.00; XP= 25.00 град; LZ= 0.45;
 BZ= 0.34; DZB= 20.00 град; KZ= 0.10; LP= 0.60; KP= 0.10;
 DCY= 1.40; AOT= 10.00 град; MOT= 0.20; DF= 3.35 м; LF= 7.82;
 KMI= 4000.00 Дан/мх; KIN= 0.85; KOP= 1.35; NP= 60; KOTD= 0.20;

HOT= 1.20; LOT= 9.30;
 ND= 2; ZW= 0.96; ZDO= 0.95; ZD= 0.75; DM= 3.55;
 MX= 0.71; HN= 9.00 км; HK= 11.00 км; FTR= 0.02; LR= 1800.00 м;
 NDR= 2; K11= 0.95;

Результаты расчета :

Стартовая тяговооруженность дозвукового пассажирского самолета с ТРД.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/м ²]											
						<u>TO</u>					
100.0	0.380	0.390	0.401	0.414	0.428	0.442	0.458	0.476	0.494	0.513	0.534
200.0	0.232	0.232	0.233	0.238	0.245	0.253	0.261	0.270	0.279	0.289	0.299
300.0	0.237	0.237	0.238	0.238	0.239	0.240	0.240	0.241	0.242	0.243	0.244
400.0	0.241	0.242	0.242	0.243	0.243	0.244	0.245	0.246	0.247	0.248	0.249
500.0	0.246	0.246	0.247	0.247	0.248	0.249	0.249	0.250	0.251	0.252	0.253
600.0	0.272	0.276	0.279	0.281	0.283	0.285	0.287	0.288	0.289	0.291	0.292
700.0	0.310	0.315	0.318	0.321	0.323	0.325	0.327	0.329	0.330	0.332	0.333
800.0	0.348	0.353	0.357	0.360	0.363	0.365	0.367	0.369	0.371	0.372	0.374
900.0	0.386	0.392	0.396	0.400	0.402	0.405	0.407	0.409	0.411	0.413	0.415

Относительная масса СУ дозвукового пассажирского самолета с ТРД.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/м ²]											
						<u>SU</u>					
100.0	0.113	0.116	0.119	0.123	0.127	0.132	0.136	0.141	0.147	0.153	0.159
200.0	0.069	0.069	0.069	0.071	0.073	0.075	0.078	0.080	0.083	0.086	0.089
300.0	0.070	0.071	0.071	0.071	0.071	0.071	0.071	0.072	0.072	0.072	0.073
400.0	0.072	0.072	0.072	0.072	0.072	0.073	0.073	0.073	0.073	0.074	0.074
500.0	0.073	0.073	0.073	0.074	0.074	0.074	0.074	0.074	0.075	0.075	0.075
600.0	0.081	0.082	0.083	0.084	0.084	0.085	0.085	0.086	0.086	0.086	0.087
700.0	0.092	0.094	0.095	0.095	0.096	0.097	0.097	0.098	0.098	0.099	0.099
800.0	0.103	0.105	0.106	0.107	0.108	0.109	0.109	0.110	0.110	0.111	0.111
900.0	0.115	0.117	0.118	0.119	0.120	0.120	0.121	0.122	0.122	0.123	0.123

Вплив параметрів літака на відносну масу палива дозвукового пасажирського літака з ТРД

Пользователь : Miroshnichenko D.S.

Группа : 150М

Дата расчета : 14.11.2016

Время расчета : 9ч59м

Лаб. работа N_6.

Исходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 9.50; TK= 4.00; XP= 25.00 град; DF= 3.35 м;
 LF= 7.82; KMI= 4000.00 Дан/м²; KIN= 0.85; KOP= 1.35; NP= 60;
 KOTD= 0.20; DM= 3.55; MX= 0.71; HN= 9.00 км;
 HK= 11.00 км; L= 3000.00 км;

Результаты расчета :

Влияние отн. толщины крыла на отн. массу топлива транспортного самолета.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
------	------	------	------	------	------	------	-------	-------	-------	-------	-------

P, [Дан/м ²]	_Мт_											
100.0	0.160	0.161	0.162	0.163	0.164	0.165	0.166	0.168	0.169	0.170	0.172	
200.0	0.166	0.167	0.168	0.169	0.170	0.171	0.172	0.174	0.175	0.176	0.178	
300.0	0.172	0.172	0.173	0.174	0.175	0.176	0.177	0.179	0.180	0.181	0.183	
400.0	0.177	0.177	0.178	0.179	0.180	0.181	0.182	0.183	0.185	0.186	0.187	
500.0	0.181	0.182	0.183	0.184	0.184	0.185	0.187	0.188	0.189	0.190	0.191	
600.0	0.186	0.186	0.187	0.188	0.189	0.190	0.191	0.192	0.193	0.194	0.195	
700.0	0.190	0.191	0.191	0.192	0.193	0.194	0.195	0.196	0.197	0.198	0.199	
800.0	0.194	0.195	0.195	0.196	0.197	0.198	0.199	0.200	0.201	0.202	0.203	
900.0	0.198	0.198	0.199	0.200	0.201	0.202	0.203	0.204	0.205	0.206	0.207	

Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції дозвукового пасажирського літака з ТРД

Пользователь : Miroshnichenko D.S.

Группа : 150М

Дата расчета : 14.11.2016

Время расчета : 10ч1м

Лаб. работа N_7_a.

Исходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 9.50; TK= 4.00; XP= 25.00 град; DF= 3.35 м;
 LF= 7.82; KMI= 4000.00 Дан/м²; KIN= 0.85; KOP= 1.35; NP= 60;
 KOTD= 0.20; DM= 3.55; MX= 0.71; HN= 9.00 км; KGE=1.05;
 НК= 11.00 км; L= 3000.00 км; KPA=0.97; KNID=1.00; KD=0.87;

Результаты расчета :

Влияние отн. толщины крыла на отн. массу крыла самолета.

C, %	1.50	3.00	4.50	6.00	7.50	9.00	10.50	12.00	13.50	15.00	16.50
P, [Дан/м ²]	_Мкр_										
100.0	3.107	1.871	1.396	1.136	0.970	0.853	0.766	0.698	0.644	0.599	0.561
200.0	1.115	0.678	0.510	0.418	0.359	0.318	0.287	0.263	0.244	0.228	0.215
300.0	0.617	0.379	0.287	0.237	0.205	0.183	0.166	0.153	0.143	0.134	0.127
400.0	0.407	0.253	0.194	0.161	0.140	0.126	0.115	0.106	0.099	0.094	0.089
500.0	0.297	0.186	0.144	0.120	0.106	0.095	0.087	0.081	0.076	0.072	0.069
600.0	0.230	0.146	0.114	0.096	0.085	0.077	0.071	0.066	0.062	0.059	0.057
700.0	0.186	0.119	0.094	0.080	0.071	0.064	0.060	0.056	0.053	0.051	0.049
800.0	0.155	0.101	0.080	0.068	0.061	0.056	0.052	0.049	0.047	0.045	0.043
900.0	0.133	0.087	0.070	0.060	0.054	0.050	0.046	0.044	0.042	0.040	0.039

Пользователь : Bagiryayn A.E.

Группа : 150М

Дата расчета : 14.11.2016

Время расчета : 10ч3м

Лаб. работа N_7_б.

Исходные данные :

PKD=1.0000; KSF=0.0100; KB=0.0000; KSU=0.0040;
 NP= 60; KOTD= 0.20;

Результаты расчета :

Влияние удлинения и диаметра фюзеляжа на массу фюзеляжа.

Df,m	1.00	2.00	3.00	4.00	5.00	6.00	7.00	8.00	9.00	10.00	11.00
LF											
						<u>Мф</u>					
5.0	0.021	0.038	0.063	0.090	0.115	0.198	0.228	0.246	0.248	0.228	0.183
7.0	0.024	0.048	0.082	0.120	0.156	0.272	0.314	0.339	0.341	0.314	0.251
9.0	0.026	0.058	0.102	0.150	0.196	0.346	0.400	0.432	0.435	0.399	0.318
11.0	0.029	0.068	0.121	0.181	0.237	0.419	0.485	0.525	0.528	0.485	0.386
13.0	0.032	0.077	0.141	0.211	0.277	0.493	0.571	0.618	0.622	0.571	0.454
15.0	0.034	0.087	0.160	0.241	0.317	0.567	0.657	0.711	0.715	0.656	0.521
17.0	0.037	0.097	0.180	0.271	0.358	0.640	0.743	0.804	0.809	0.742	0.589
19.0	0.040	0.107	0.199	0.302	0.398	0.714	0.828	0.897	0.902	0.828	0.656
21.0	0.043	0.117	0.219	0.332	0.439	0.788	0.914	0.990	0.996	0.913	0.724

Пользователь : Miroshnichenko D.S.

Группа : 150М

Дата расчета : 14.11.2016

Время расчета : 10ч7м

Лаб. работа N_7_г.

Исходные данные :

KGO=1.0; SGO= 0.20; SVO= 0.23; KOTD= 0.20; NP= 60;

Результаты расчета :

Влияние удельной нагрузки на массу оперения.

P,

[Дан/м²] 100.00 200.00 300.00 400.00 500.00 600.00 700.00 800.00 900.00

MOP 0.0690 0.0515 0.0384 0.0299 0.0203 0.0168 0.0142 0.0122 0.0107

Пользователь : Bagiryuan A.E.

Группа : 150М

Дата расчета : 14.11.2016

Время расчета : 10ч5м

Лаб. работа N_7_в.

Исходные данные :

KS=1.0; KFD=0.02728; NP= 60; KOTD= 0.20;

Результаты расчета :

Относительная масса шасси Mш = 0.057

Пользователь : Bagiryuan A.E.

Группа : 150М

Дата расчета : 14.11.2016

Время расчета : 10ч8м

Лаб. работа N_8.

Исходные данные :

NEK= 3; L= 3000.00 км;

NP= 60;

Результаты расчета :

Масса экипажа + масса ком.нагрузки +
+ масса оборудования Мэко = 12256.50 кг;

Дослідження впливу параметрів на злітну массудозвукового пасажирського літака з ТРД

Пользователь : Miroshnichenko D.S.
Группа : 150М
Дата расчета : 14.11.2016
Время расчета : 10ч14м

Лаб. работа N_9.

Исходные данные :

C= 14.00 %; LKR= 9.50; TK= 4.00; XP= 25.00 град; LZ= 0.45;
BZ= 0.34; DZB= 20.00 град; KZ= 0.10; LP= 0.60; KP= 0.10;
DCY= 1.40; AOT= 10.00 град; MOT= 0.20; DF= 3.35 м; LF= 7.82;
KMI= 4000.00 Дан/м²; KIN= 0.85; KOP= 1.35; NP= 60; KOTD= 0.20;
HOT= 1.20; LOT= 9.30;
ND= 2; ZW= 0.96; ZDO= 0.95; ZD= 0.75; DM= 3.55;
MX= 0.71; HN= 9.00 км; HK= 11.00 км; FTR= 0.02; LR= 1800.00 м;
NDR= 2; K11= 0.95;
NEK= 3; L= 3000.00 км; KGE=1.05; KB=0.000;
KPA=0.97; KSF=0.01; KSU=0.004; KD=0.87; KS=1.00;
KGO=1.00; PKD=1.000; SGO= 0.20; SBO= 0.23; KFD=0.02728; KNIP=1.00;

Результаты расчета :

Влияние отн. толщины крыла на взл. массу пассажирского самолета с ТРД.

P, [Дан/м ²]	100.0	200.0	300.0	400.0	500.0	600.0	700.0	800.0	900.0
C, %					M, т				
1.50	————	————	————	80.32	45.92	37.73	34.44	32.84	32.09
3.00	————	————	68.86	40.03	32.55	30.11	29.15	28.81	28.82
4.50	————	311.20	45.65	33.61	29.31	28.00	27.58	27.56	27.80
6.00	————	95.34	38.62	30.95	27.83	27.00	26.83	26.97	27.31
7.50	————	66.52	35.20	29.49	26.99	26.43	26.40	26.63	27.04
9.00	————	55.17	33.18	28.57	26.45	26.07	26.13	26.43	26.88
10.50	————	49.15	31.86	27.95	26.09	25.82	25.96	26.30	26.79
12.00	————	45.48	30.92	27.51	25.83	25.66	25.84	26.22	26.74
13.50	————	43.06	30.24	27.18	25.65	25.54	25.77	26.18	26.72

Додаток Б

Додаток В

Додаток Г

Таблиця 4.7 – Результати розрахунку викидів СН (в гр.) Одним двигуном ПС - 90А

Маршрут	ВПЦ						Основной участок польоту			
	Запуск	Рулювання	Взліт	Заход на пос.	Реверс и рулювання	Разом з ВПЦ	Набор висоти	Крейс. політ	зниження	Разом по ділянці
Шрм.-Симф.	1,59	60,9	24,72	13	15,6	115,81	24,36	335,64	24,96	384,96
Симф.-Шрм.	1,44	39,9	20,04	18,4	20,4	100,18	111,6	188,64	31,92	332,16
Шрм.-Симф.	1,5	48,0	26,88	16,2	18	110,58	94,56	263,52	24,84	382,92
Симф.-Шрм.	1,41	54,0	19,68	31,4	21,6	128,09	74,16	245,76	79,44	399,36
Итого по этапу за 4 рейса	454,66						1499,4			
В среднем за 1 рейс	113,67						374,85			

Таблиця 4.8 – Результати розрахунку викидів СО (в гр.) Одним двигуном ПС-90А

Маршрут	ВПЦ						Основной участок полета			
	Запуск	Рулювання	Взліт	Заход на пос.	Реверс и рулювання	Разом з ВПЦ	Набор висоти	Крейс. політ	зниження	Разом по ділянці
Шрм.-Симф.	36,57	1400,7	72,1	58,5	358,8	1926,67	81,2	1118,8	83,2	1283,2
Симф.-Шрм.	33,12	917,7	58,45	82,8	469,2	1561,27	372	628,8	106,4	1107,2
Шрм.-Симф.	34,5	1104	78,4	72,9	414	1703,8	315,2	878,8	82,8	1276,8
Симф.-Шрм.	32,43	1242	57,4	141,3	496,8	1969,93	247,2	819,2	264,8	1331,2
Итого по этапу за 4 рейса	7161,67						4998,4			
В среднем за 1 рейс	1790,42						1249,6			

Таблиця 4.9 – Результати розрахунку викидів NO_x (в гр.) Одним двигуном ПС-90А

Маршрут	ВПЦ						Основной участок полета			
	Запуск	Рулювання	Взліт	Заход на пос.	Реверс и рулювання	Разом з ВПЦ	Набор висоти	Крейс. політ	зниження	Разом по ділянці
Шрм.-Симф.	30,74	1177,4	7622	767	301,6	9898,74	6394,5	88105,5	6552	101052
Симф.-Шрм.	27,84	771,4	6179	1085,6	394,4	8458,24	29295	49518	8379	87192
Шрм.-Симф.	29,0	928,0	8288	955,8	348	10548,8	24822	69174	6520	100516
Симф.-Шрм.	27,26	1044,0	6068	1852,6	417,6	9409,46	19467	64512	20853	104832
Итого по этапу за 4 рейса	38315,24						393592			
В среднем за 1 рейс	9578,81						98398			

Таблиця 4.10 – Результати розрахунку викидів ЗВ

Тип ВС	Тип дв-ля	Кол. двиг.	Кол. ВПЦ	M _т запр., кг	Выбросм забруднюючих ресовин, кг							
					СН	СО	NO _x	Ды м	SO _x	H ₂ O	CO ₂	CH ₄
Ил96	ПС-90А	4	4	58468	7,816	48,68	1727,6	2,19	292,34	78896	182420	0,782

Таблиця 4.11 – Порівняння фактичного і нормованого часу на виконання ВПЦ

Дата	Рейс №	Тип ВС	Аеропортзльоту / посадки	Фактичний час за ВПЦ, мин	Нормований час ВПЦ ИКАО, мин.	Розбіжність фактичного і нормованого часу, хв, /%
20.10	742	Ту-154	Шереметьєво	16,8		
			Иркутск	10,1	32,9	- 6,0 / 18
21.10			Шереметьєво	14,2		
			Пулково	10,5	32,9	- 8,2 / 25
			Пулково	15,05		
			Шереметьєво	14,6	32,9	- 3,25 / 10
21.10	521	Іл-86	Шереметьєво	17,6		
			Дубай	11,6	32,9	- 2,7 / 8
11.07	199	Іл-96	Шереметьєво	21,84		
			Симферополь	13,16	32,9	+ 2,1 / 6
			Симферополь	14,34		

			Шереметьево	11,50	32,9	- 7,06 / 21
12.07	199	Ил-96	Шереметьево	18,36		
			Симферополь	6,46	32,9	- 8,08 / 24
			Симферополь	20,02		
			Шереметьево	11,06	32,9	- 0,82 / 2

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Розробка аванпроекта літака: навч. посібник / А.К. М'ялиця, Л.А. Малащенко, А.Г. Гребеніков и др Х.: Нац. Аерокосм. Ун-т «Харк. Авіація. ін-т », 2010.- 233с.
2. Авіаційні правила АП-25. Норми льотної придатності для літаків транспортної категорії.
3. Проектування літаків [Текст]: лабораторний практикум / А.Г. Гребеніков, А.А. Кобилянський, В.Н. Король, В.Н. Желдоченко, В.А. Урбанович, Е.В. Цегельник.- Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіація. ін-т », 2002. - 176 с.
4. Інтернет ресурс: <http://www.motorsich.com/rus/products/aircraft/tde/d-436-148>
5. Аеродинаміка і динаміка польоту (В.А.Семенчін, В.А. Захаренко, В.В. Чмовж-конспект лекцій-Харків: Національний аерокосмічний ун-т «ХАІ» 2003-381с).
6. Моделювання елементів авіаційної техніки за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи CAD / CAM / CAE / PLM SIEMENS NX [Текст]: навч. посібник по лаб. практикуму / А. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, Р. В. Гостудим, А. В. Каламбет. - Х .: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авіація. ін-т », 2014. - 104 с.
7. Конструювання елементів авіаційної техніки. Навчальний посібник для студентів спеціальності «Авіа-та ракетобудування» Під редакцією Андрющенко В.М. Гребенников А.Г. , Андрющенко В.М. Харків 2017.
8. Л.А. Малащенко. Проектування рухомих частин крила і оперення. Навчальний посібник для курсового і дипломного проектування за курсом «Конструкція літаків і вертольотів». - Харків, НАУ «ХАІ», 2003. - 51 с.
9. Проектування деталей, вузлів і агрегатів літака: Учеб. посібник до лабораторного практикуму / Л.А. Малащенко, В.І. Рябков, А.А. Кобилянський та ін. - Харків, ХАІ, 1987. - 102 с;
10. Конструювання елементів авіаційної техніки. Навчальний посібник для студентів спеціальності «Авіа-та ракетобудування» Під редакцією Андрющенко В.М. Гребенников А.Г. , Андрющенко В.М. Харків 2017.
11. В.І. Анурьев. Довідник конструктора-машинобудівника. Москва «Машинобудування» 1979
12. Технологія виробництва літальних апаратів (курсове проектування). Під загальною ред. д-ра техн. наук, проф. В.Г. Кононенко. Видавнича об'єднання «Вища школа», 1974, 224 с.
13. Кононенко В.Г. Технологія виробництва літальних апаратів. К.: «Вища школа», 1974, 223с.
14. «Технологія виробництва літаків і вертольотів» ч1 В.С. Кривцов, Ю.М. Букін, Ю.А. Боборикін, Ю.А. Воробйов. ХАІ, 2006, 255с
15. Юдін Є.Я., Белов С.В. Охорона праці в машинобудуванні. - М.: «Машинобудування», 1983, 347 с.

16. Єр'омін В.Г., Сафронов В.В. Методи і засоби забезпечення безпеки праці в машинобудуванні. - М.: «Вища школа», 2000., 326 с.
17. Техніко-економічне обґрунтування конструкторських літаків і двигунів / Бабушкін А.І., Пильщиків В.А., Різьбяр В.А., Лисенко А.І., Сафронов Я.В. Х .: Нац. аерокосм. ун-т ім Н.Е. Жуковського "ХАІ" 2003
18. Бабушкін А.І. Економіка підприємства. Х .: Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського "ХАІ" 2003.
19. Охорона навколишнього середовища. Том 1.Авіаційний шум: Додаток 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. ІКАО, Видання 3, липень 2008 р.
20. Охорона навколишнього середовища. Том 2. Емісія авіаційних двигунів: Додаток 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. ІКАО, Видана 5 липня 2014 р.