

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ ТА НАУКИ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет
Кафедра конструкції літальних апаратів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри, к.т.н., доц.
_____ Святослав ЮЦКЕВИЧ
« ___ » _____ 2024 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
«БАКАЛАВР»

**Тема: «Конструктивне удосконалення кріплення пасажирського крісла
та крісла пілота ближньоміжконтинентального літака»**

Виконав: _____ **Руслан ЗАМОРЕНИЙ**

Керівник: к.т.н., доц. _____ **Сергій ЩЕПАК**

Нормоконтролер: к.т.н., доц. _____ **Сергій ХИЖНЯК**

Київ 2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет

Кафедра конструкції літальних апаратів

Освітній ступінь «Бакалавр»

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Обладнання повітряних суден»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри, доцент.

Святослав ЮЦКЕВИЧ

«___» _____ 2024р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи здобувача вищої освіти

ЗАМОРЕНОГО РУСЛАНА ЛЕОНІДОВИЧА

1. Тема роботи: «Конструктивне удосконалення кріплення пасажирського крісла та крісла пілота ближньомагістрального літака», затверджена наказом ректора від 15 травня 2024 року № 794/ст.
2. Термін виконання роботи: з 20 травня 2024 р. по 13 червня 2024 р.
3. Вихідні дані до роботи: злітна вага літака - 21800 кг; дальність польоту з максимальною корисною навантаженням 1700 км; крейсерська швидкість 430 км/год на крейсерській 6000 м; посадкова швидкість 205 км/год.
4. Зміст пояснювальної записки: вступ, основна частина, що включає аналіз літаків-прототипів і короткий опис проєктованого літака, обґрунтування вихідних даних для розрахунку, розрахунок основних льотно-технічних та геометричних параметрів літака, компоновання пасажирської кабіни, розрахунок центрування літака, розрахунок напруження системи системи кріплення сидінь
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд літака (A1×1), компоновальне креслення фюзеляжу (A1×1), креслення вузла кріплення сидінь (A1×1); презентація PowerPoint.

6. Календарний план-графік:

№	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Вибір вихідних даних, аналіз льотно-технічних характеристик літаків-прототипів.	20.05.2024-21.05.2024	
2	Вибір та розрахунок параметрів проектованого літака.	22.05.2024-23.05.2024	
3	Виконання компонування літака та розрахунок його центрування.	24.05.2024-25.05.2024	
4	Розробка креслень по основній частині дипломної роботи.	26.05.2024-27.05.2024	
5	Огляд літератури за проблематикою роботи. Проблеми системи криплення сидінь	28/05/2024-29.05.2024	
6	Процес проектування обладнання і розрахунки компонентів обладнання	30.05.2024-31.05.2024	
7	Оформлення пояснювальної записки та графічної частини роботи.	01.05.2024-02.05.2024	
8	Подача роботи для перевірки на плагіат.	03.05.2024-06.05.2024	
9	Попередній захист кваліфікаційної роботи.	07.05.2024	
10	Виправлення зауважень. Підготовка супровідних документів та презентації доповіді.	08.05.2024-10.05.2024	
11	Захист кваліфікаційної роботи.	11.05.2024-13.05.2024	

7. Дата видачі завдання: 20 травня 2024 року

Керівник кваліфікаційної роботи _____

Сергій ЩЕПАК

Завдання прийняв до виконання _____

Руслан ЗАМОРЕНИЙ

Реферат

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи бакалавра «Конструктивне удосконалення кріплення пасажирського крісла та крісла пілота ближньомагістрального літака»

67 сторінок, 1 рисунок, 8 таблиць, 4 посилань на джерела, креслення

Об'єкт проектування – пасажирський літак ближньомагістральний із однокласним компонуванням пасажирського салону, з пасажиромісткістю до 60 осіб.

Предмет проектування – удосконалення кріплення пасажирського крісла та крісла пілота ближньомагістрального літака.

Мета кваліфікаційної роботи – розроблення аванпроекту пасажирського літака для ближньомагістральних авіаліній та розрахунок навантажень на вузли кріплення пасажирського крісла.

Метод проектування – аналітично-розрахункове моделювання та комп'ютерне проектування ближньомагістрального літака з використанням графічної системи AutoCAD, розробка ескізів для модифікованої версії літака з урахуванням льотно-технічних характеристик літаків-прототипів.

Практичне значення результату кваліфікаційної роботи бакалавра, полягає в покращенню експлуатації пасажирських крісел літака, шляхом обґрунтування важливості кріплення сидінь до підлоги літака.

Матеріали цієї кваліфікаційної роботи можуть бути використані в освітньому процесі, а також під час практичної діяльності інженерів-конструкторів, які працюють у спеціалізованих проектних організаціях.

Зміст

ВСТУП.....	9
1 АНАЛІЗ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКІВ-ПРОТОТИПІВ	10
1.1. Обробка статистичних даних літаків-прототипів	10
1.2. Загальний технічний опис літака.....	11
1.2.1. Крило.....	12
1.2.2. Силова установка	13
1.2.3. Оперення.....	14
1.2.4. Шасі.....	14
1.2.5. Фюзеляж	15
Висновки.....	16
2. РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА.....	17
2.1 Обґрунтування вибору аеродинамічної схеми літака.....	17
2.1.1 Параметри фюзеляжа	18
2.1.2 Параметри оперення.....	19
2.1.3 Параметри крила	20
2.1.4 Компонувальна схема шасі	22
2.1.5 Місцеросташування двигунів	22
2.1.6 Параметри аварійних виходів	23
2.2 Визначення геометричних і конструктивно-технічних параметрів літака	23
2.2.1 Геометричні параметри крила та засобів механізації.....	23
2.2.2 Визначення параметрів фюзеляжу	25

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ		
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			
<i>Розробив</i>	<i>Заморений Р.Л</i>				<i>Літ.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Щепак С. В.</i>				К	6	67
<i>Рецензент</i>					Зміст		
<i>Н. Контр.</i>	<i>Хижняк С.В.</i>				403 АКФ 134		
<i>Затвердив</i>	<i>Юцкевич С.С</i>						

2.2.3	Визначення параметрів та компоновання шасі	27
2.2.4	Визначення параметрів оперення	29
2.2.5	Компоновання пасажирського та побутового обладнання фюзеляжу	30
2.2.6	Кабіна екіпажу	32
2.2.7	Багажні приміщення	33
2.2.8	Кухні	34
2.2.9	Гардероби	35
2.2.10	Туалетні приміщення	35
2.2.11	Підбір двигунів	36
2.3	Центрувальний розрахунок літака	37
2.3.1	Визначення центра мас спорядженого крила	37
2.3.2	Визначення центра мас спорядженого фюзеляжу	38
2.3.3	Визначення центра мас літака для різноманітних варіантів центрування	41
	Висновки	43
3. КОНСТРУКТИВНЕ УДОСКОНАЛЕННЯ КРІПЛЕННЯ		
ПАСАЖИРСЬКОГО КРІСЛА ТА КРІСЛА ПІЛОТА		
БЛИЖНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ЛІТАКА		
		44
3.1.	Опис важливості кріплення сидінь	44
3.2.	Опис стандартної системи кріплення та її недоліки	45
3.3.	Мета удосконалення	45
3.4.	Сутність удосконалення системи кріплення	45
3.5.	Розрахунок напруження на вузли кріплення сидінь	48
	Висновки	59
	СПИСОК ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ	61
	Додаток А	62

Перелік умовних скорочень

САХ – середня аеродинамічна хорда

ГО – горизонтальне оперення

ВО – вертикальне оперення;

КВ – кермо висоти;

КН – кермо напрямку;

СУ – силова установка

ДСУ – допоміжна силова установка

ООШ – основні опори шасі

НОШ – носова опора шасі

НЧ – носова частина (фюзеляжу);

СЧ – середня частина (фюзеляжу);

ХЧ – хвостова частина (фюзеляжу);

ЦЧК – центральна частина крила;

КЧК – консольна частина крила;

ДО – декоративна обшивка;

ТЗІ – тепло-звуко-ізоляція;

ЦТ – центр тяжіння;

ЦМ – центр мас.

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		8

ВСТУП

Цивільна авіація займає важливе місце в сучасних транспортних перевезеннях, забезпечуючи швидкий, комфортний, безпечний та доступний спосіб пересування на великі відстані. Розробка авіаційних транспортних засобів потребує техніко-економічного обґрунтування, яке враховує аналіз обраних інженерних рішень та конструктивних особливостей, що визначають тактико-технічні, злітно-посадкові та об'ємно-масові характеристики проектного повітряного судна згідно з вимогами країн-експлуатантів.

Проектування авіаційних транспортних засобів передбачає пошук компромісних рішень для досягнення оптимальної конфігурації та поєднання характеристик повітряного судна та його компонентів. Це спрямовано на забезпечення безпеки, міцності, зменшення ваги конструкції, а також покращення злітно-посадкових та аеродинамічних характеристик.

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ			
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>	<i>Заморений Р.Л</i>				Вступ	<i>Літ.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Щепак С. В.</i>					<i>К</i>	<i>9</i>	<i>67</i>
<i>Рецензент</i>						403 АКФ 134		
<i>Н. Контр.</i>	<i>Хижняк С.В.</i>							
<i>Затвердив</i>	<i>Люцкевич С.С</i>							

1. АНАЛІЗ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКІВ-ПРОТОТИПІВ

1.1. Обробка статистичних даних літаків-прототипів

При виборі проектних параметрів літака, технічне завдання виступає як ключовий документ, що встановлює основні вимоги та мету проекту. Воно визначає параметри, які формують основні характеристики літака та керують його розробкою для досягнення певних цілей ефективності, безпеки та економічності.

Для вирішення цих завдань необхідно аналізувати не лише існуючі літаки аналогічного призначення, але й враховувати міжнародні стандарти, вимоги замовників та потенційних користувачів. Такий підхід дозволяє визначити оптимальні параметри, що забезпечують найвищий рівень функціональності, ефективності та економічності літака.

Одним з ключових аспектів є порівняльний аналіз існуючих моделей літаків, які вже присутні на ринку або були раніше розроблені. Для цього обираються найбільш релевантні та схожі моделі, такі як Ан-24, Іл-114-300, Ан-140, з метою детального порівняння їх характеристик, технічних рішень та показників ефективності. Обробка статистичних даних тактико-технічних і габаритно-масових характеристик літаків-прототипів. Порівняння параметрів літаків-прототипів знаходиться у таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 Порівняння літаків прототипів

Параметр	Позн.	Ан-24	Іл-114-300	Ан-140
1	2	3	4	5
Екіпаж	N _{ек.}	3	2	2
Бортпровідники	N _{борт.} пров.	2	1	1-2
Пасажиромісткість	N _{пас.}	52	60	48-52
Довжина літака, м	L _{літ.}	23,53	26,9	22,46

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ		
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата			
Розробив	Заморений Р.Л						
Керівник	Щепак С. В.						
Рецензент							
Н. Контр.	Хижняк С.В.						
Затвердив	Юцкевич С.С						
					Аналітична частина		
					403 АКФ 134		

1	2	3	4	5
Розмах крила, м	$L_{\text{крила}}$	29,2	30,02	24,25
Дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням, км	$L_{\text{пол.}}$	1700	1500	1300
Крейсерська висота польоту, м	$H_{\text{пол. кр.}}$	6000	6000	6000
Крейсерська швидкість, км/год	$V_{\text{кр.}}$	450	500	460-540
Максимальна злітна маса навантаженого, кг	$m_{\text{мах ваг.}}$	21800	23500	21000
Маса комерційного навантаження, т	$m_{\text{мах ком. нав}}$	4,68	6,5	6

1.2. Загальний технічний опис літака

Магістральний дозвуковий літак, призначений для виконання рейсів малої дальності польоту, двомоторний турбогвинтовий пасажирський літак. Він має вигляд вільнонесучого моноплану з крилом трапецієподібної форми виконаним за аеродинамічною схемою такою як високоплан, з кутом стрілоподібності за 0,25 лінії хорди – 6° та вертикальним оперенням на кінці фюзеляжу. Оснащене двома двохщільними закритками для поліпшення характеристик злітно-посадкових операцій та аеродинамічного контролю. Також кожне крило обладнане щільним елероном для курсового та кочувального контролю.

Крейсерська швидкість – 430 км/год. Крейсерська висота польоту – 6 000 м, Максимальна дальність польоту – 1700 км, за умови максимальна злітна маса літака 21 800 кг. Загальна висота складає 8,32 м на стоянці, довжина 23,53 м та розмах крил 29,20 м.

1.2.1. Крило

Крило літака - високорозташоване, слабонесуще, прямокутної форми в плані на ділянці до нервюор 7 та трапецієподібної форми на ділянці від нервюор 7 до закінцівок. Зовнішні контури крила на трапецієподібній ділянці формуються набором аеродинамічних профілів різної товщини. Переходи від одного профілю до іншого відбуваються за лінійним законом.

Поперечне V крила на ділянці між нервюрами 12 дорівнює 0° , а на ділянці консолей -2° . Кут установки крила $+3^\circ$. Крило має роз'єми по нервюорам 7 і 12 та ділиться на центроплан, дві середні частини (СЧК) і дві консольні частини (ВЧК). Центроплан несе на собі два однощільні закрилки, середні частини крила - два двощільні висувні закрилки, а консольна частина крила - по дві секції елеронів. Стиковка частин крила між собою здійснюється за допомогою профілів роз'єму по панелях, фітингів по полицях лонжеронів і стикових болтів по стінках лонжеронів.

Конструкція крила кесонного типу і складається з двох лонжеронів, двадцяти трьох нервюор, обшивки і стрингерів, які формують панелі, носові і хвостові частини, кінцеві обтічники. Кесон крила утворений лонжеронами, нервюрами і панелями обшивки. У кесоні центроплану розміщені вісім м'яких паливних баків. Кесони середніх частин крила є герметичними паливними відсіками.

Обшивка крила має різну товщину на різних ділянках. Носки крила для запобігання обледенінню оснащені повітряним обігрівом. У хвостових частинах крила розташовані вали керування закрилками і тяги управління елеронами. Лонжерони крила сприймають значну частину згинального моменту і поперечної сили. При цьому пояси лонжеронів навантажуються осьовими силами, а стінки - поперечними силами від згину та кручення.

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		12

Стрингери сприймають осьові навантаження на згин, підкріплюють обшивку і працюють разом з нею. Нервюри крила з'єднують елементи поздовжнього набору і обшивку в єдину конструкцію, сприймаючи дотичні напруження від згину і кручення. Більшість елементів конструкції крила виготовлені з матеріалів В95Т, ЛІ6Т, АК6

1.2.2. Силова установка

Силова установка літака Ан-24 складається з двох турбогвинтових двигунів АІ-24 зі злітною потужністю по 2500 к.с., оснащених чотирилопатевими гвинтами АВ-72Т, а також допоміжного турбореактивного двигуна РУ19А-300. Допоміжна силова установка забезпечує:

- а) додаткову тягу під час злету і набору висоти;
- б) необхідну тягу у разі відмови двигуна АІ-24;
- в) бортовий (самостійний) запуск двигунів АІ-24;
- г) живлення електроенергією бортової мережі літака на стоянці, при непрацюючих двигунах АІ-24ВТ та у разі відмови генераторів СТГ-18ТМО-1000.

Двигун РУ19А-300 оснащений семиступеневим компресором, кільцевою камерою згоряння, одноступеневою турбіною та нерегульованим реактивним соплом.

Гвинт АВ-72Т є тяговим, лівого обертання, з діаметром 3,9 м, та оснащений чотирма дюралюмінієвими лопатями. Флюгування проводиться льотчиком або автоматичною системою флюгування, а вихід з флюгерного положення здійснюється примусово. Під час пробігу після посадки, лопаті перекладаються на мінімальний установчий кут, що забезпечує додаткове гальмування літака за рахунок авторотації гвинта.

Двигун АІ-24 має десятиступеневий компресор і триступеневу турбіну, кільцеву камеру згоряння з 8 форсунками.

До складу двигуна входять стартер, генератор змінного струму, аеродинамічні датчики, датчик обмерзання, система передачі крутного моменту, оливний фільтр та регулятор обертів гвинта.

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		13

Гаряча частина двигуна і вихлопна труба відокремлені від конструкції крила спеціальними протипожежними перегородками та екранами. Двигуни використовують пальне марок Т-1 і ТС- Кріплення двигуна до центроплану крила здійснюється за допомогою швидкорознімної рами з амортизаторами та силової ферми з переднім силовим шпангоутом.

1.2.3. Оперення

Оперення літака є вільнонесучим, однокільовим, металевої конструкції. Воно складається з двох консолей стабілізатора, двох половин керма висоти, кіля, керма напрямку, форкіля та двох підфюзеляжних гребенів.

Стабілізатор і кіль мають дволонжеронну конструкцію з робочою дюралюмінієвою обшивкою. В кожній половині керма висоти встановлений тример, а на кермі напрямку — сервотример. Кермо висоти та кермо напрямку мають осьову аеродинамічну компенсацію і повну вагову балансування. Кут поперечного V горизонтального оперення становить $+9^\circ$.

Оперення, яке кріпиться до хвостової частини фюзеляжу за допомогою фітінгів, є однокільовим, з нерухомим стабілізатором. Аеродинамічні органи управління, розташовані на оперенні, включають кермо висоти та кермо напрямку, які, як і елерони, мають рогову та осьову компенсацію. Горизонтальне оперення складається зі стабілізатора металевої конструкції, що складається з двох консолей і підвішених на них половин керма висоти. Воно забезпечує поздовжню стійкість, керованість і балансування літального апарату, тоді як вертикальне оперення відповідає за шляхову стійкість, керованість та балансування повітряного судна.

1.2.4. Шасі

Шасі літака Ан-24 є однією з найважливіших складових його конструкції, оскільки воно витримує вагу літака під час кожної посадки та впливає на безпеку і комфорт управління під час руху по землі. Воно складається з носової стійки та основних стійок шасі, кожна з яких має свої функції та особливості.

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		14

Носова стійка, розташована в передній частині літака, відповідає за підтримку передньої частини літака та оснащена одним керованим колесом. Це колесо дозволяє пілотам точно маневрувати літаком на землі, під час руху до злітно-посадкової смуги, транспортування на аеродромі та паркування.

Головне шасі складається з двох стійок, розташованих під правою та лівою частинами крила, і відповідає за підтримку задньої частини літака. Кожна стійка оснащена колесом із системою гальмування, яка забезпечує ефективну зупинку літака під час посадки та руху по землі. Вбудовані амортизатори поглинають удари під час посадки, зменшуючи навантаження на літак та покращуючи комфорт для пасажирів.

Шасі літака розраховане на експлуатацію в різних погодних умовах і на різних типах аеродромних покриттів.

1.2.5. Фюзеляж

Фюзеляж використовується як приміщення для екіпажу, пасажирів, багажу, обладнання та вантажів, а також слугує основою для кріплення крил, двигунів, носової стійки шасі та кіля. Він представляє собою герметичний, суцільнометалевий балочно-стрингерний напівмонокок. Фюзеляж має два технологічні роз'єми по шпангоутах 2 та 40, що розділяють його на три відсіки: носовий, середній і хвостовий. Стиковка відсіків фюзеляжу здійснюється по обшивці і стрингерам з використанням стиковочних стрічок, фітингів та накладок. На ділянці між шпангоутами 1 та 40 фюзеляж має геометричну форму. Найбільший поперечний переріз фюзеляжу знаходиться між шпангоутами 9 та 28. Більшість елементів конструкції фюзеляжу виконані з листового та профільованого дюралюмінію Д16, а також зі сплавів, таких як АК6 (штамповки) і В95 (пресовані профілі). Особливістю конструкції є застосування клеєзварних з'єднань замість клепок.

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		15

Висновки

Магістральний дозвуковий літак Ан-24 є ефективним рішенням для виконання рейсів малої дальності польоту завдяки своїй конструкції та технічним характеристикам. Оснащений двома турбогвинтовими двигунами, він має високу крейсерську швидкість та значну дальність польоту, що робить його універсальним для різних умов експлуатації. Конструкція літака включає суцільнометалевий фюзеляж, який забезпечує надійність і довговічність, а також підвищує безпеку пасажирів та екіпажу. Розподіл фюзеляжу на три відсіки і використання клеєзварних з'єднань сприяють зменшенню ваги та збільшенню міцності конструкції.

Силова установка літака, що складається з основних двигунів АІ-24 і допоміжного РУ19А-300, забезпечує надійність польотів та високу маневреність, а також можливість запуску двигунів автономно. Оперення літака, виконане з металу, і крило з різноманітними аеродинамічними елементами, такими як закрилки та елерони, сприяють стабільності та керованості під час польоту. Крило має складну конструкцію з роз'ємом по нервюрам, що забезпечує легкість в обслуговуванні та ремонтпридатність.

Шасі літака, що включає носову і основні стійки, забезпечує стабільність і комфорт під час зльоту, посадки та руху по землі. Надійна система гальмування та амортизації підвищують безпеку експлуатації на різних типах аеродромів та в різних погодних умовах.

Загалом, Ан-24 демонструє відмінну збалансованість між технічними характеристиками, надійністю конструкції та експлуатаційними можливостями, що робить його важливим компонентом авіаційного парку для короткомагістральних рейсів.

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		16

2. РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА

2.1 Обґрунтування вибору аеродинамічної схеми літака

Схема літака визначається взаємним розташуванням агрегатів, їх кількістю і формою. Від схеми та аеродинамічного компоунвання літака залежать його аеродинамічні та техніко-експлуатаційні властивості. Вдало обрана схема дозволяє підвищити безпеку та регулярність польотів, економічну ефективність літака. Обґрунтуванню підлягають:

- 1) розташування крила та оперення щодо фюзеляжу, а також вибір їх форми;
- 2) розташування двигунів, їх кількість і тип, якщо це не зазначено у завданні на проектування;
- 3) тип і розташування опор шасі;

Планер літального апарату виконано за схемою високоплан. Вона є найбільш вигідною, з точки зору аеродинаміки і компоунвання. Даний літак проектується за нормальною схемою, відповідно тому в нього горизонтальне оперення розташоване за крилом.

Переваги нормальної схеми:

- можливість ефективного використання механізації крила; - легке забезпечення балансування літака із випущеними закрилками;
- розміщення оперення за крилом, що дозволяє виконати носову частину фюзеляжу коротше, що не тільки покращує огляд пілота, а й зменшує площу вертикального оперення, адже укорочена носова частина фюзеляжу викликає появу меншого дестабілізуючого шляхового моменту;
- можливість зменшення площі вертикального оперення та горизонтального оперення, оскільки плечі вертикального оперення і горизонтального значно більші, ніж в інших схем.

Тим не менш слід враховувати й притаманній для даної аеродинамічної схеми недоліки:

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ		
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			
<i>Розробив</i>	<i>Заморений Р.Л</i>						
<i>Керівник</i>	<i>Щепак С. В.</i>						
<i>Рецензент</i>							
<i>Н. Контр.</i>	<i>Хижняк С.В.</i>						
<i>Затвердив</i>	<i>Юцкевич С.С</i>						
					РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА		
					<i>Літ.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
					<i>К</i>	17	67
					403 АКФ 134		

- горизонтальне оперення функціонує в обуреному повітряному потоці за крилом, що негативно позначається на його роботі;

- горизонтальне оперення створює негативну підйомну силу майже всіх режимах польоту, що призводить до зменшення підйомної сили всього літака. Проектований літак має триопорну схему шасі з носовою опорою. Така схема шасі забезпечує літаку високу стійкість на розбігу і пробігу, хорошу керованість при русі по землі та ефективне гальмування коліс через відсутність капотування. Літаки, на яких реалізують таку схему шасі, мають горизонтальне положення поздовжньої осі, як на стоянці, так і при русі по аеродрому, тому для пілотів покращується огляд з кабіни екіпажу і підвищується комфорт для пасажирів.

При виборі місця установки двигунів враховують особливості загальної компоновки літака, умов експлуатації та забезпечення максимального ресурсу двигунів, отримати найменшим лобовий опір силової установки. У цій схемі літака двигуни розміщуються на крилі в мотогондолах.

2.1.1 Параметри фюзеляжа

Аеродинамічні та вагові характеристики фюзеляжу суттєво залежать, від його власне форми поперечного перерізу та розмірів, які визначаються такими геометричними параметрами, як форма поперечного перерізу, подовження λ_f і діаметр фюзеляжу D_f . Слід зазначити, що подовження і довжина фюзеляжу уточнюються при подальшому компонуванні літака з умов забезпечення необхідних об'ємів для розміщення екіпажу, пасажирів і вантажів, а також прийнятних плечей $L_{во}$ і $L_{го}$ горизонтального і вертикального оперення літака. Подовження фюзеляжу та його частин (носової $\lambda_{нч}$ і хвостової $\lambda_{хч}$) вибираються з міркувань аеродинаміки та ваги фюзеляжу.

При виборі L_f проектованого літака можна орієнтуватися такі статистичні дані сучасних літаків. При $M_{крейс} < 0,7$: - $\lambda_f = 7...8$ - пасажирські літаки ММЛ та ВМС; - $\lambda_f = 8...9$ - середні магістральні літаки. При $M_{крейс} < 0,9$: - $\lambda_f = 9...10$ — літаки великої пасажиромісткості; - $\lambda_f = 10...13$ - далекі магістральні літаки. Остаточні значення уточнюються при виконанні

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		18

компонувального креслення фюзеляжу. Діаметр фюзеляжу пасажирських літаків визначається в основному числом пасажирських крісел, що розміщуються в одному поперечному ряду, і класом кабіни, від якої залежить ширина крісел з підлокітниками, також ширина і кількість проходів. Попередню оцінку діаметра фюзеляжу слід виконувати, спираючись на статистичні дані та характерні параметри літаків-прототипів.

Вибираємо такі основні параметри фюзеляжу:

- для розрахунків приймаємо:

а) діаметр $D_f = 2,9$ м;

б) подовження – $\lambda_f = 8,11$.

2.1.2 Параметри оперення

Оперення літака розташоване за крилом у хвостовій частині фюзеляжу, що називається "нормальною" схемою. Це конструктивне рішення має кілька важливих переваг, які наведені нижче:

- Завдяки такій конфігурації можна скоротити розміри носової частини літака.
- Подібне розташування оперення дозволяє екіпажу мати кращий огляд зовнішнього середовища.
- При випущених закрилках під час польоту така схема позитивно впливає на процеси балансування літака.
- Великі плечі, характерні для цієї схеми, дозволяють мінімізувати площу як горизонтального, так і вертикального оперення.
- Конструкція сприяє надійному та продуктивному функціонуванню механізмів, що керують крилами.

Звуження горизонтального та вертикального оперення є виправданим для літака з дозвуковою крейсерською швидкістю польоту .

- звуження ГО:

$$\eta_{ГО} = 2 \dots 3 = 3;$$

- звуження ВО:

$$\eta_{ВО} = 1 \dots 1,33 = 1,33;$$

2.1.3 Параметри крила

Форма крила характеризується профілем, формою в плані та видом на крило спереду.

До основних геометричних параметрів крила належать:

- відносна товщина C ;
- стрілоподібність χ за 0,25 лінії хорд;
- подовження λ ;
- звуження η ;
- кут поперечного V крила.

Аеродинамічні характеристики крила значної мірою визначаються формою крила в плані. Параметри профілю (X_c , f) та відносна товщина крила (C), залежать від числа Маха крейсерського польоту – $M_{крейс}$.

Якщо у проектованого літака $M_{крейс} < 0,6$, то для його крила найбільш доцільно застосовувати несиметричні («несучі») профілі з закругленою передньою кромкою і з порівняно переднім (на 20 ... 30% хорди) положенням максимальної товщини C , яка в кореневій частині крила може становити 15 ... 18%, а на кінці крила - 10 ... 12% хорди.

Подовження крила є параметром, що істотно впливає на величину індуктивного опору і максимальної якості крила і літака. Крім того λ впливає на вагові та жорсткі характеристики конструкції крила.

Дозвукові транспортні літаки мають крила про нульову та малу стрілоподібність. Подовження таких крил лежить у досить широкому діапазоні:

$$\lambda = 8...12,$$

Причому великі значення подовження відносяться, як правило, до великорозмірних літаків з великими показниками розрахункової дальності польоту. Підвищені значення подовження крила іноді вибираються і для літаків з невеликою дальністю польоту у зв'язку з прагненням поліпшити їх злітно-посадкові характеристики.

Для наближеної оцінки подовження крила літака, що проектується, може бути використана формула:

$$\lambda = 10,5 * \cos^2 \chi.$$

Отримане значення подовження коригується на підставі даних параметрів крила літаків-аналогів.

Звуження крила надає суперечливий вплив на аеродинамічні, вагові та жорсткі характеристики крила. Збільшення звуження η сприятливо позначається на розподілі зовнішніх навантажень, жорстких і вагових характеристик крила. Воно призводить також до збільшення будівельної висоти та обсягів центральної частини крила, що полегшує розміщення палива та різних агрегатів, а зростання площі крила, що обслуговується механізацією, помітно підвищує її ефективність.

Однак збільшення звуження має негативні сторони. Головна з них – тенденція крила з великим звуженням до кінцевого зриву Потону за одночасного зниження ефективності елеронів. У зв'язку з зазначеними обставинами звуження прямих крил дозвукових літаків заповнюється зазвичай невеликим і становить величину $\eta = 2...2,5$, що забезпечує близьке до мінімуму індуктивний опір крила і високі значення $C_{y \max \text{ пос.}}$.

В підсумку зупиняємось на наступних значеннях основних параметрів крила:

- подовження:

$$\lambda = 11,4;$$

- звуження:

$$\eta = 2,9;$$

- відносна товщина крила:

$$C = 0.15;$$

- стрілоподібність крила за $\frac{1}{4}$ лінії хорд:

$$\chi_{0.25} = 6^\circ.$$

2.1.4 Компонувальна схема шасі

Аеродинамічні характеристики реалізовані за схемою з трьома опорами, де передня опора виконує основну роль. Ця конфігурація передбачає розташування головних опор позаду центра мас літака, в той час як передня опора розташована в нижній частині фюзеляжу.

Переваги цієї конфігурації шасі з трьома опорами і передньою опорою в порівнянні з іншими включають:

- Зручність управління літаком під час взліту, посадки та пробігу;
- Покращення стабільності руху під час розбігу та пробігу, завдяки прикладанню сил тертя основних опор позаду центра мас літального апарату;
- Зручний огляд зовнішнього середовища з кабіни екіпажу;
- Поліпшення процесу гальмування;
- Спрощення виконання маневрів.;

2.1.5 Місцерозташування двигунів

Двигуни встановлені в спеціальних двигунних гондолах, які прикріплені до задньої частини літака, з одним двигуном, що розташований вище корпусу.

Вибір цієї конфігурації призводить до таких результатів:

- Зменшення рівня шуму всередині герметичної кабіни;
- Забезпечення надійної поздовжньої, поперечної та курсової стабільності;
- Звільнення місця на крилі для установки засобів злітно-посадкової механізації;
- Захист від потрапляння потенційно небезпечних предметів всередину через високе розташування входів для повітря;
- Спрощення установки реверсивних пристроїв;
- Покращення аеродинамічних характеристик крила.

2.1.6 Параметри аварійних виходів

Для екстреного покидання літака по обом бортам літака роблять аварійні виходи, основні двері зараховуються до числа аварійних. Кількість аварійних виходів залежить від числа пасажирів.

На літаках з наявною кількістю пасажирських місць, що лежить в межах 40...79, має бути забезпечено принаймні по одному аварійному виходу на кожному борті фюзеляжу типів I і III, або більше.

Параметри аварійних виходів:

- Виходи №1:

- a) Ширина – 0,61 м;
- b) Висота – 1,22.

- Виходи №2:

- a) Ширина – 0,51 м;
- b) Висота – 1,12 м.

2.2 Визначення геометричних і конструктивно-технічних параметрів літака

Компонувальна процедура складається з чотирьох взаємопов'язаних між собою етапів, пов'язаних з сукупністю проектних робіт, спрямованих на ув'язування взаєморозташування агрегатів й обладнання літального апарату зі створюваними ними навантаженнями, враховуючи експлуатаційно-технічні вимоги:

- 1) Аеродинамічне компонування;
- 2) Конструктивно-силове компонування;
- 3) Об'ємно-масове компонування;
- 4) Виконання центрвальних розрахунків.

2.2.1 Геометричні параметри крила та засобів механізації

Геометричні характеристики крила визначають, виходячи із злітної маси m_0 і питомого навантаження на крило P_0 . Площа крила визначається за наступним виразом:

$$S_{кр.} = \frac{m_0 \cdot g}{P_0} = \frac{25177 \cdot 9,81}{2687} = 91,92 \text{ [м}^2\text{]},$$

де m_0 – злітна маса літака;

g – показник прискорення вільного падіння;

P_0 – питоме навантаження на крило.

Розмах крила обчислюють за такою формулою:

$$l_{кр} = \sqrt{S_{кр} \cdot \lambda_{кр}} = \sqrt{80,03 \cdot 11,4} = 30,21 \text{ м}$$

де $\lambda_{кр}$ – подовження крила.

Коренева хорда:

$$b_0 = \frac{2S_{кр} \cdot \eta_{кр}}{(1 + \eta)l} = \frac{2 \cdot 80,03 \cdot 2,9}{(1 + 2,9)30,21} = 3,94 \text{ м}$$

де $\eta_{кр}$ – звуження крила.

Кінцева хорда:

$$b_{кінц} = \frac{b_0}{\eta_{кр}} = \frac{3,94}{2,9} = 1,36 \text{ м}$$

Бортова хорда для трапецієподібного крила визначається з виразу:

$$b_б = b_0 \left(1 - \frac{(\eta_{кр} - 1)D_\phi}{\eta_{кр} \cdot l_{кр}} \right) = 3,94 \left(1 - \frac{(2,9 - 1)2,9}{2,9 \cdot 30,21} \right) = 3,69 \text{ м}$$

Розрахунок величини середньої аеродинамічної хорди крила, виконується на підставі наступної геометричної залежності:

$$b_{САХ} = \frac{2 b_0^2 \cdot b_0 b_k + 2 b_k \cdot S_{кр}}{3 (b_0 + b_k) l_{кр}} = \frac{2 \cdot 3,94^2 + 3,94 \cdot 1,36 + 2 \cdot 1,36}{3 (3,94 + 1,36)} = 2,97 \text{ м}$$

При виборі силової схеми крила визначають кількість лонжеронів та його положення, і навіть місця членування крила.

На сучасних літаках застосовується кесонне двох-або три-лонжеронне крило; лонжеронне крило притаманне легким спортивним, санітарним та іншим літакам.

Відносно положення лонжеронів у крилі по хорді, для крила з двома лонжеронами:

$$\bar{X}_1 = 0,2;$$

$$\bar{X}_2 = 0,6.$$

Середня відносна товщина профілю крила:

$$\bar{C}_{сер} = 0,150$$

Розмах елерона:

$$l_{ел} = 0,4 \frac{l_{кр}}{2} = 0,4 \frac{30,21}{2} = 6,04 \text{ м}$$

Площа елерона:

$$S_{ел} = 0,08 \frac{S_{кр}}{2} = 0,08 \frac{80,03}{2} = 3,2 \text{ м}^2$$

Аеродинамічна компенсація елеронів:

- Площа осьової компенсації:

$$S_{комп. ел.} = 0,25S_{ел} = 0,25 \cdot 3,2 = 0,8 \text{ м}^2$$

- Площа внутрішньої компенсації:

$$S_{комп. ел.} = 0,3S_{ел} = 0,3 \cdot 3,2 = 0,96 \text{ м}^2$$

Площа тримера елерона, у випадку наявності двох двигунів, визначається на підставі виразу:

$$S_{тр. ел.} = 0,05S_{ел} = 0,05 \cdot 3,2 = 0,16 \text{ м}^2.$$

Збільшення довжини та хорди елерона з відхиленням від рекомендованих значень не є раціональним рішенням, адже при збільшенні довжини елерона вище зазначених значень зростання коефіцієнта моменту елерона уповільнюється, а розмах механізації зменшується. При збільшенні хорди елерону зменшується ширина кесона.

2.2.2 Визначення параметрів фюзеляжу

Під час вибору форми і розмірів поперечного перерізу фюзеляжу необхідно виходити з вимог аеродинаміки, відносно обтічності та площі поперечного перерізу.

Стосовно до дозвукових пасажирських і транспортних літаків ($V < 800$ км/год) хвильовий опір майже не позначається. Тому форму слід вибирати з

умови забезпечення найменших значень відповідно опору тертя S_x тр і профільного опору S_x пр.

Для забезпечення мінімальної ваги найбільш доцільною формою поперечного перерізу фюзеляжу слід визнати круглий переріз. У цьому разі товщину обшивки фюзеляжу отримують найменшою. Як різновид такого перерізу можна використовувати поєднання двох або декількох кіл як по вертикалі, так і по горизонталі.

З конструктивної точки зору найраціональніше мати круглий поперечний переріз фюзеляжу, оскільки в цьому разі він буде найбільш міцним і легким. Однак для розміщення пасажирів і вантажів така форма не завжди може виявитися оптимальною. Часто виявляється раціональніше сформувати поперечний переріз фюзеляжу у вигляді овалу або перетину двох кіл. Необхідно пам'ятати, що овальна форма незручна у виробництві, а верхня і нижня панелі за умови надлишкового тиску працюватимуть на вигин і потребуватимуть введення вилічних балок та інших підсилень у конструкції.

Крок нормальних шпангоутів у конструкціях фюзеляжів перебуває в межах 360...600 мм, залежить від розмірів фюзеляжу і класу компонування пасажирських салонів.

Діаметр фюзеляжу:

$$D_{\phi} = 2,9 \text{ м}$$

Подовження фюзеляжу:

$$\lambda_{\phi} = 8,11$$

Довжина фюзеляжу:

$$l_{\phi} = D_{\phi} \cdot \lambda_{\phi} = 2,9 \cdot 8,11 = 23,52 \text{ м}$$

Довжина кореневої частини фюзеляжу:

$$l_{\text{КЧ}} = l_{\text{Т}} + l_{\text{Вих}} + l_{\text{каб}} = 1,5 + 0,61 + 11,99 = 14,1 \text{ м}$$

Подовження носової частини фюзеляжу:

$$\lambda_{\text{ХЧ}} = \lambda_{\phi} - \lambda_{\text{ХЧ}} - \lambda_{\text{каб}} = 8,11 - 2,485 - 4,135 = 1,49$$

Подовження кореневої частини фюзеляжу:

$$\lambda_{\text{КЧ}} = \frac{l_{\text{КЧ}}}{D_{\phi}} = \frac{14,1}{2,9} = 4,862$$

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		26

Подовження хвостової частини фюзеляжу:

$$\lambda_{\text{хч}} = \lambda_{\text{ф}} - \lambda_{\text{нч}} - \lambda_{\text{каб}} = 8,11 - 4,32 - 4,135 = 2,485$$

Сумарна довжина носової та хвостової частин фюзеляжу:

$$l_{\text{ф}} - l_{\text{каб}} = 23,52 - 11,99 = 11,53$$

Сумарне значення подовження носової та хвостової частин фюзеляжу:

$$\lambda_{\text{ф}} - \lambda_{\text{кч}} = 8,11 - 4,862 = 3,248$$

Довжина носової частини фюзеляжу:

$$l_{\text{нч}} = 1,2 \cdot D_{\text{ф}} = 1,2 \cdot 2,9 = 3,48 \text{ м}$$

Довжина хвостової частини фюзеляжу:

$$l_{\text{хч}} = D_{\text{ф}} \cdot \lambda_{\text{хч}} = 2,9 \cdot 2,475 = 7,18 \text{ м}$$

2.2.3 Визначення параметрів та компоновання шасі

В процесі виконання проектування обирають схему шасі, кількість коліс на опорах, визначають основні параметри шасі (база, винос головних і носової опор, колія) і характерні кути, а також добирають пневматику шасі.

Особливістю такої схеми шасі є розташування головних стійок усередині діапазону центрувань у такий спосіб, що всі польотні положення центрів мас перебувають попереду осей головних стійок, а центр мас порожнього і спорядженого літака - ззаду.

На початковому етапі проектування, коли ще не виконано центрування і немає креслень загального вигляду літака, визначається лише частина параметрів шасі.

База шасі:

$$B = 0,4 \cdot l_{\text{ф}} = 0,4 \cdot 23,52 = 9,41 \text{ м}$$

Колія шасі:

$$K = 0,7B = 0,7 \cdot 9,41 = 6,59 \text{ м}$$

Колія шасі не має перевищувати 12 м:

$$K = 6,59 \text{ м} < 12 \text{ м}$$

Отже вимогу щодо показника колії шасі задовільнено.

Винос основної опори:

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		27

$$e = 0,2b_a = 0,2 \cdot 2,97 = 0,59 \text{ м}$$

Винос передньої опори:

$$d = B - e = 9,41 - 0,59 = 8,82 \text{ м}$$

За надто великого виносу ускладнюється відрив передньої ноги під час зльоту, а за надто малого можливе перекидання літака на хвіст, коли завантажуються спочатку задні салони і багажники. Крім того, навантаження на носову опору буде занадто малим, і літак буде нестійким під час руху слизькою ЗПС і бічним вітром.

Колеса шасі підбирають за величиною стоянкового навантаження на них від злітної маси літака; під час підбору коліс носової опори враховують динамічні навантаження. Тип пневматиків (балонні, напівбалонні, абочні) і тиск у них визначають покриттям ЗПС, на якому призначається експлуатувати літак.

Кількість головних опор і коліс на носовій опорі:

$$n = 1, z = 2$$

Навантаження на колесо носової опори:

$$P_{\text{нос}} = \frac{9,81 \cdot k_d \cdot e \cdot m_0}{B \cdot n \cdot z} = \frac{9,81 \cdot 1,5 \cdot 0,59 \cdot 20801}{9,41 \cdot 1 \cdot 2} = 9\,595,705 \text{ Н}$$

де n та z – число опор і коліс на кожній опорі відповідно;

k_d – коефіцієнт динамічності.

Кількість головних опор і коліс на носовій опорі:

$$n = 2, z = 2$$

Навантаження на колесо хвостових опор:

$$P_{\text{осн}} = \frac{(B - e)m_0 \cdot g}{B \cdot n \cdot z} = \frac{(9,41 - 0,59)20801 \cdot 9,81}{9,41 \cdot 2 \cdot 2} = 49\,120,9 \text{ Н}$$

Підбираємо колеса для носової і основної опор шасі, на базі виконаних розрахунків спираючись на дані каталогів сучасних виробників комплектуючих авіаційної техніки.

470x210 – негальмівні – товщина стійки: $\delta_{\text{ст.}} = 45 \text{ мм}$.

1000x350 – гальмівні – товщина стійки $\delta_{\text{ст.}} = 90 \text{ мм}$.

2.2.4 Визначення параметрів оперення

Однією з найважливіших задач аеродинамічного конструювання є вибір розташування горизонтального оперення, для забезпечення поздовжньої статичної стійкості літака по перевантаженню його центра мас повинен знаходитися попереду фокусу літака, і відстань між цими точками, віднесена до значення середньої аеродинамічної хорди (S_{CAH}) крила, визначає ступінь поздовжньої стійкості.

Площа горизонтального оперення:

$$S_{ГО} = 0,12S_{кр} = 0,22 \cdot 80,03 = 17,61 \text{ м}^2$$

Площа вертикального оперення:

$$S_{ВО} = 0,18S_{кр} = 0,16 \cdot 80,03 = 12,81 \text{ м}^2$$

Площа керма висоти:

$$S_{КВ} = 0,3S_{ГО} = 0,3 \cdot 17,61 = 5,28 \text{ м}^2$$

Площа керма напрямку:

$$S_{КН} = 0,35S_{ВО} = 0,35 \cdot 12,81 = 4,48 \text{ м}^2$$

Площа тримерів керма висоти:

$$S_{тр. КВ} = 0,1S_{КВ} = 0,1 \cdot 5,28 = 0,528 \text{ м}^2$$

Площа тримерів керма напрямку, виходячи з того, що на літаку встановлено 2 двигуни:

$$S_{тр. КН} = 0,05S_{КН} = 0,05 \cdot 4,48 = 0,224 \text{ м}^2$$

Розмах горизонтального оперення:

$$l_{ГО} = 3,5b_{CAH} = 3,03 \cdot 2,97 = 9 \text{ м}$$

Висоту вертикального оперення, при розміщенні двигунів у кореневій частині літака, визначають наступним чином:

$$h_{ВО} = 0,13l = 0,13 \cdot 30,21 = 3,93 \text{ м}$$

Подовження горизонтального оперення:

$$\lambda_{ГО} = 4$$

Подовження вертикального оперення:

$$\lambda_{ВО} = 0,12$$

Звуження горизонтального оперення:

$$\eta_{ГО} = 3$$

Звуження вертикального оперення:

$$\eta_{ВО} = 1,33$$

Кінцева хорда горизонтального оперення:

$$b_{кін.го} = \frac{2 \cdot S_{ГО}}{(\eta_{ГО} + 1) \cdot l_{ГО}} = \frac{2 \cdot 17,61}{(3 + 1)9} = 0,98 \text{ м}$$

Кінцева хорда вертикального оперення:

$$b_{кін.во} = \frac{2 \cdot S_{ВО}}{(\eta_{ВО} + 1) \cdot h_{ВО}} = \frac{2 \cdot 12,81}{(1,33 + 1)3,93} = 2,8 \text{ м}$$

Коренева хорда горизонтального оперення:

$$b_{кор.го} = b_{кін.го} \cdot \eta_{ГО} = 0,98 \cdot 3 = 2,94 \text{ м}$$

Коренева хорда вертикального оперення:

$$b_{кор.во} = b_{кін.во} \cdot \eta_{ВО} = 2,8 \cdot 1,33 = 3,72 \text{ м}$$

Приймаємо коефіцієнти статичних моментів рівними:

$$A_{ГО} = 0,8; A_{ВО} = 0,12.$$

Відносна товщина профілю для ГО та ВО в першому наближенні приймаємо рівною:

$$\bar{C}_{оп} = 0,8\bar{C}_{сер.кр} = 0,8 \cdot 0,15 = 0,12$$

2.2.5 Компонування пасажирського та побутового обладнання фюзеляжу

Під час komponування пасажирської кабіни слід дбати про створення належного комфорту і безпеки пасажирів.

Нормами льотної придатності передбачено, що під час польотів на висоті $H = 3500 \text{ м}$:

кабіна має бути герметичною;

надлишковий тиск у кабіні - не має бути меншим ніж 567 мм рт.ст. (2400 м);

швидкість зміни тиску в кабіні - не більше ніж 0,18 мм рт.ст. /с;

подавання свіжого повітря - щонайменше 24 кг/год на одного пасажирів;

										Лист
										30
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ					

температура в кабіні - 18...22 °С;

вологість - 30...60 %.

Розміри пасажирської кабіни літака залежать від кількості пасажирських місць при стандартному розміщенні крісел.

За рівнем комфорту пасажирські літаки поділяють на три класи: перший клас, туристичний та економічний. Найбільший комфорт для пасажирів надається в першому класі, найменший - в економічному.

Для визначення діаметру фюзеляжа, слід відповідно до вихідних даних літака-прототипу підібрати число крісел в кожному ряді та зазначити отримані за підсумками розрахунків, геометричні параметри пасажирської кабіни.

Згідно до технічного завдання передбачено в наявності 52 пасажирських місця, які можна розмістити в пасажирському салоні економічного класу в 13 рядів, по 4 місці на кожний з них, відповідно.

Для розрахунку довжини пасажирської кабіни, слід визначитися з величинами:

- відстані між передньою перегородкою та спинкою крісел першого ряду:

$$t_1 = 1,3 \text{ м};$$

- відстані між спинкою крісел останнього ряду та задньою перегородкою:

$$t_2 = 0,25 \text{ м};$$

- кроку встановлення крісел:

$$t_{кр} = 0,87 \text{ м}.$$

Довжина пасажирської кабіни:

$$l_{каб} = t_1 + \left(\frac{n_{кр}}{m_{кр}} - 1 \right) \cdot t_{кр} + t_2 = 1,3 + \left(\frac{52}{4} - 1 \right) \cdot 0,87 + 0,25 = 11,99 \text{ м}$$

де n – загальна кількість крісел, розміщена в пасажирському салоні;

m – число пасажирських крісел в кожному ряді.

Товщина стінки фюзеляжу:

$$\delta_{ст. ф.} = 0,12 \text{ м}.$$

Відстань між зовнішніми підлокітниками у ряді крісел та внутрішньою стінкою фюзеляжу:

										Лист
										31
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ					

$$\delta = 0,045 \text{ м.}$$

Кут відхилення спинки крісел:

$$\beta = 25^\circ.$$

Висота крісел:

$$h_{кр.} = 1,15 \text{ м.}$$

Ширина пасажирської кабіни для салону економ-класу:

$$b_{каб} = m_{кр.} \cdot b_{кр.} + (m_{кр.} + 2) \cdot b_{п.} + K_2 \cdot b_{пр} = 4 \cdot 0,44 + (4 + 2) \cdot 0,05 + 1 \cdot 0,51 = 2,57 \text{ м.}$$

Після визначення довжини кабіни потрібно перевірити виконання вимог щодо обсягу, що припадає на одного пасажиря:

- об'єм пасажирської кабіни:

$$V_{каб} = l_{каб} \frac{\pi(D_{\phi} - 2\delta_{ст. \phi.})^2}{4} = 11,99 \frac{3,14(2,9 - 2 \cdot 0,12)^2}{4} = 66,6 \text{ м}^3$$

- питомий об'єм пасажирської кабіни:

$$v_{каб} = \frac{V_{каб}}{n_{пас}} = \frac{66,6}{52} = 1,28 \geq 0,9 \dots 1 \text{ м}^2$$

Чим більшою є величина дальності польоту, тим більшим має бути значення питомого об'єму.

2.2.6 Кабіна екіпажу

Кабіна екіпажу має займати якомога менший обсяг, проте в той же час бути здатною підтримувати комфортні умови для роботи та відпочинку льотного екіпажу.

Найбільш суворі вимоги висувають до робочих місць пілотів. Крім зручності, вони повинні забезпечувати ще хороший огляд. Розмір службової кабіни залежить від складу екіпажу. На середніх та ближніх магістральних лініях екіпаж складається з 3...4 осіб, на місцевих лініях 2...3 осіб.

До складу екіпажу входять командир корабля (перший пілот), другий пілот, бортінженер (бортмеханік), штурман, бортрадист. Залежно від маршруту польоту склад екіпажу може змінюватись. Наприклад, на трасах, обладнаних радіомаяками та системою спостереження за повітряним рухом,

											Лист
											32
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ						

штурман та бортрадист можуть не призначатися. Пілоти розміщуються в кріслах поруч, бортінженер найчастіше розташований позаду крісла другого пілота, щоб між ним і командиром корабля був зоровий зв'язок. До робочих місць інших членів льотного екіпажу вимоги не пред'являються.

Кабіна льотного екіпажу відокремлюється від інших приміщень жорсткою перегородкою з дверима, що замикаються.

Склад екіпажу:

- пілоти:

$$n_{\text{ек}} = 3;$$

- бортпровідники:

$$n_{\text{б}} = 2.$$

Довжина кабіни екіпажу:

$$L_{\text{каб. ек.}} = 1,5 \text{ м.}$$

Параметри крісел пілотів:

- довжина:

$$l_{\text{кр. ек.}} = 0,65 \text{ м;}$$

- ширина:

$$b_{\text{кр. ек.}} = 0,47 \text{ м;}$$

Параметри крісел бортпровідників:

- довжина:

$$l_{\text{кр. б.}} = 0,4 \text{ м;}$$

- ширина:

$$b_{\text{кр. б.}} = 0,3 \text{ м;}$$

2.2.7 Багажні приміщення

Багажні приміщення, як правило, розміщують у герметичній частині фюзеляжу, під підлогою кабіни або на нижньому поверсі. Найчастіше багажники влаштовують спереду та ззаду пасажирської кабіни для того, щоб шляхом регулювання завантаження можна було зберегти в заданих межах

центрування літака, особливо при неповній кількості пасажирів. Іноді на багатомісних та широкофюзеляжних літаках розміри багажних приміщень роблять збільшеними, щоб при неповній кількості пасажирів мати можливість завантажити літак до повного комерційного навантаження за рахунок пошти та вантажів.

Для завантаження та вивантаження багажу та вантажів зовнішні двері багажника повинні мати розміри, не менші за вказані.

Для підвищення економічності перевезень необхідно максимально використовувати обсяги хвостової частини фюзеляжу та хвостового кока, розміщуючи в них багажники, літакове обладнання та ін.

Багажні приміщення проектуємо подібно до прототипу.

Вага багажу та пошти:

$$m_{б.п.} = \overline{m_{к.н.}} \cdot m_0 - 77 \cdot n_{пас} = 0,22312 \cdot 20801 - 77 \cdot 52 = 637,12 \text{ кг}$$

Об'єм вантажних відсіків:

$$V_{в.в.} = \frac{m_{б.п.}}{\gamma_{б.п.}} = \frac{637,12}{120} = 5,309 \text{ м}^3$$

2.2.8 Кухні

Для забезпечення харчування пасажирів на міжконтинентальних та далеких магістральних лініях залежно від кількості пасажирів передбачають 1...2 кухні. Міжнародні норми передбачають, що кухні та буфети повинні розміщуватися обов'язково біля дверей, бажано між кабіною екіпажу та пасажирською, або мати окремі вантажні двері.

Об'єм кухні:

$$V_k = 0,1n_{пас} = 0,1 \cdot 52 = 5,2 \text{ м}^3.$$

Висота кухні:

$$h_k = h_{каб} = 1,48 + 0,17b_{каб} = 1,48 + 0,17 \cdot 2,57 = 1,92 \text{ м}$$

Площа кухні:

$$S_k = \frac{V_k}{h_k} = \frac{5,2}{1,92} = 2,71 \text{ м}^2$$

Буфет проектуємо подібно до прототипу.

										Лист
										34
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ					

2.2.9 Гардероби

Гардероби для верхнього одягу пасажирів мають поблизу основних дверей для входу та виходу пасажирів. Гардероб для одягу екіпажу бажано робити окремим.

Виконують гардероби 2-х типів. Порівняно вузькі з таким розрахунком, щоб у ньому могли висіти на плічках, підвішених на нерухомих трубах пальто не більше ніж у 2 ряди. Ширина одного ряду займає 500...600 мм, крок плічок 70...80 мм. Площа такого гардеробу:

$$S_{\text{гارد}} = 0,035n_{\text{пас}} = 0,035 \cdot 52 = 1,82 \text{ м}^2$$

Гардероби доцільно розташовувати по можливості поруч із пасажирською кабіною та відокремлювати від неї шторкою або знімною перегородкою для того, щоб у літній час, коли гардероби не використовуються, встановлювати на їх місці додаткові сидіння. Головні убори, портфелі та невеликі сумки зберігаються на полицях, розташованих по борту вздовж пасажирської кабіни. Висота полиць від підлоги кабіни 1,7... 1,8 м.

Гардероб проектуємо подібно до прототипу.

2.2.10 Туалетні приміщення

Кількість туалетних приміщень визначається передбаченою згідно до технічного завдання пасажиромісткості повітряного судна, а також тривалістю виконання польотів, з крейсерською швидкістю:

при $t = 2...4$ годин на 50 пасажирів:

$$t = \frac{l_{\text{макс. ком. нав.}}}{V_{\text{крейс}}} = \frac{1700}{430} = 3,95 \text{ год}$$

$$n_{\text{т}} = \frac{n_{\text{пас}}}{50} = \frac{52}{50} = 1,04$$

З огляду на одержане значення, обираємо потрібну чисельність туалетних приміщень рівною:

$$n_{\text{т}} = 2$$

										Лист
										35
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ					

При часі польоту менше 1 години та кількості пасажирів до 15 туалетів не роблять. При великій кількості туалетів для збільшення пропускної спроможності вбиральню відокремлює від умивальника.

Площа одного туалету:

$$S_T = 1,5 \text{ м}^2,$$

Ширина кожного туалету:

$$b_T = 1 \text{ м}.$$

Нормаами льотної придатності повітряних суден, передбачено мати в наявності запас води та хімічної рідини в туалетних приміщеннях у загальному обсязі на одну особу:

при $t = 2...4$ години:

$$q = 1,0 \text{ кг.}$$

Загальний запас води та хімічної рідини, визначається подібним чином:

$$m_{\text{рід}} = q \cdot n_{\text{пас}} = 1 \cdot 52 = 52 \text{ кг}$$

Туалетні приміщення проектуємо подібно до прототипу.

2.2.11 Підбір двигунів

Табл 2.1. Характеристика двигуна

Тип двигунів	AI-24
1	1
Кількість	2
Довжина, мм	2346
Діаметр, мм	677
Висота, мм	1075
Вага, кг	600
Тяга, кН	14,715
Потрібна злітна тяга двигуна, кВт	1815,3
Питомі витрати палива на крейсерському режимі польоту, кг/кН*год	58,6996

1	2
Питомі витрати палива на злітному режимі польоту, кг/кН*год	34,8865
Середні витрати палива на одиницю часу, кг/год	1973,325
Середні витрати палива на одиницю дистанції польоту, км/год	2,53
Відносна маса палива, %	18
Ступінь двоконтурності	6.0
Ступінь підвищення тиску	30.0
Країна-виробник	Україна

Визначення геометричних характеристик гондол двигунів є можливим за наступними виразами:

а) діаметр гондол:

$$d_{\text{гонд}} = 1,15D_{\text{дв}} = 1,15 \cdot 0,677 = 0,779 \text{ м};$$

б) довжина гондол:

$$l_{\text{гонд}} = 1,15L_{\text{дв}} = 1,5 \cdot 2,346 = 3,519 \text{ м}.$$

2.3 Центрувальний розрахунок літака

2.3.1 Визначення центра мас спорядженого крила

Табл.2.2. Центр мас спорядженого крила

Найменування об'єкта	Маса m_i		Координата центра мас x_i , м	Статичний момент маси $m_i x_i$, кгм
	відносна	абсолютна, кг		
1	2	3	4	5
Крило (конструкція)	0,12564	2613,44	1,247	3258,96

1	2	3	4	5
Паливна система	0,0043	89,44	0,565	50,534
Системи управління (30%)	0,00336	69,89	1,782	124,544
Електрообладнання (10%)	0,003	62,4	0,297	18,533
Система захисту від утворення льоду (70%)	0,0016	33,28	0,297	9,884
Гідравлічна система (70%)	0,0189	393,14	1,782	700,575
Силова установка	0,11857	2466,37	-1,173	-2893,05
Споряджене крило (без палива та шасі)	0,19939	4147,51	1,039	4310,427
Передня опора шасі (15%)	0,00709	147,48	-7,628	-1124,98
Основні опори шасі (85%)	0,0402	836,2	1,782	1490,108
Паливо	0,1521	3163,83	1,247	3945,296
Всього	0,47476	9875,47	0,565	5580,405

Координата центра мас спорядженого крила:

$$x_{кр} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i} = \frac{5580,405}{9875,47} = 0,565 \text{ м}$$

2.3.2 Визначення центра мас спорядженого фюзеляжу

Центрувальна відомість мас спорядженого фюзеляжу

Табл. 2.3 Центр мас спорядженого фюзеляжу.

№	Найменування об'єкта	Маса m_i		Координата центра мас x_i , м	Статичний мом. маси $m_i x_i$, кгм
		відносна	абсолютна, кг		
	1	2	3	4	5

	1	2	3	4	5
1.	Фюзеляж	0,11442	2380,05	11,76	27988,2
2.	ГО	0,0147	305,77	21,017	6426,473
3.	ВО	0,01553	323,04	21,026	6792,239
4.	Висотне обладнання	0,0255	530,43	11,76	6237,545
5.	Система захисту від утворення льоду (30%)	0,00069	14,35	18,815	270,055
6.	Пасажи́рське обладнання	0,0208	432,66	10,786	4666,682
7.	ДО та ТЗІ салонів	0,0127	264,17	11,76	3106,542
8.	Побутове обладнання	0,0032	66,56	8,836	588,151
9.	Гідравлічна система (30%)	0,0081	168,49	16,463	2773,868
10.	Електрообладнання (90%)	0,027	561,63	11,76	6604,488
11.	Локаційне обладнання	0,0046	95,68	0,74	70,803
12.	Навігаційне обладнання	0,0069	143,53	2,48	355,954
13.	Обладнання радіозв'язку	0,0034	70,72	2,48	175,386
14.	Приладове обладнання	0,008	166,41	1,44	239,63

	1	2	3	4	5
15.	Системи керування літаком (70%)	0,00784	163,08	11,76	1917,739
16.	Нетипове обладнання	0,0024	49,92	12,425	620,256
17.	Порожній літак	0,27578	5736,499	210	68834,009
18.	Екіпаж	0,0101	140	2,505	526,05
19.	Бортпровідники	0,00673	145,82	18,29	2560,6
20.	Документи й інструменти	0,00701	52	19,394	2828,033
21.	Хімічна рідина	0,0025	3640	4,23	219,96
22.	Порожній споряджений літак	0,30212	6284,319	637,12	74968,652
23.	Пасажири	0,17499	364	10,786	39261,04
24.	Багаж та пошта	0,03063	10925,43	7,931	5052,999
25.	Продукти харчування	0,0175	163,08	19,394	7059,416
	Всього	0,52524	10925,43	11,564	126341,95

Координата центру мас спорядженого фюзеляжу:

$$x_{\Phi} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i} = \frac{126342,11}{10925,439} = 0,565 \text{ м}$$

Для високопланів:

$$C = (0,23 \dots 0,32) b_{\text{САХ}} = 0,24 \cdot 3,14 = 0,75 \text{ м.}$$

					Лист
НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ					40
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	

Рівняння рівноваги моментів відносно носової частини фюзеляжу:

$$x_{\phi} = m_{\phi}x_{\phi} + m_{кр}x_{кр}(x_a + x_{кр}) = m_0(x_a + x_{кр})$$

Відстань від початку САХ до центра мас літака:

$$C = 0,23b_a = 0,23 \cdot 2,97 = 0,68 \text{ м}$$

Положення початку САХ крила відносно носової частини фюзеляжу:

$$x_a = \frac{m_{\phi}x_{\phi} + m_{кр}x_{кр} - m_0C}{m_0 - m_{кр}}$$

$$x_a = \frac{10925,43 \cdot 11,564 + 9875,47 \cdot 0,565 - 20800,9 \cdot 0,68}{20800,9 - 9875,47} = 10,78 \text{ м}$$

Координата положення центра мас літака у проекції на середню аеродинамічну хорду крила:

$$x_T = x_a + C = 10,78 + 0,68 = 11,46 \text{ м}$$

Центрування центра мас літака:

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_a}{b_a} = \frac{11,46 - 10,78}{2,97} \cdot 100\% = 22,896\%$$

2.3.3 Визначення центра мас літака для різноманітних варіантів центрування

Перевірка відповідності центрувального розрахунку на відповідність вимогам центрування, щодо злітної маси:

Зведена центрувальна відомість

Табл. 2.4 Центр мас спорядженого фюзеляжу

№	Найменування об'єкта	Маса m_i , кг	Координата центра мас x_i , м	Статичний момент маси $m_i x_i$, кгм
	1	2	3	4
1.	Споряджене крило (без палива та шасі)	4147,51	11,819	49019,421
2.	Передня опора шасі (випущена)	147,48	3,152	464,857

	1	2	3	4
3.	Основні опора шасі (випущені)	836,2	12,562	10504,344
4.	Паливо	3163,83	12,027	38051,383
5.	Порожній споряджений фюзеляж	6284,319	11,929	74968,652
6.	Пасажири	3640	10,786	39261,04
7.	Багаж та пошта	637,12	7,931	5052,999
8.	Продукти харчування	364	19,394	7059,416
9.	Передня опора шасі (прибрана)	147,48	2,152	317,377
10.	Основні опора шасі (прибрані)	836,2	12,562	10504,344

Варіанти центрування літака

Табл. 2.5 Варіанти центрування

№	Найменування об'єкта	Маса m_i , кг	Координата центра мас X_i , м	Центр мас літака m_i $X_{ЦМЛ i}$, м	Центрування $\overline{X_{ЦМЛ i}}$, (15...33)%
1.	Злітна маса (шасі випущене)	20800,9	11,46	238378,31	22,896
2.	Злітна маса (шасі прибране)	20800,9	11,447	238107,902	22,458
3.	Посадкова маса (шасі випущене)	18246,12	11,328	206692,047	18,451
4.	Перегінний (без комерційного навантаження, шасі прибране)	16159,78	11,725	189473,421	31,818
5.	Стоянковий (без комерційного навантаження, палива, екіпажу, бортпроводників, води, шасі випущене)	12593,95	11,685	147160,306	30,471

Висновки

Розраховано центрування проектованого літака та розраховано основні геометричні розміри цієї частини. Під час розрахунку були визначені основні геометричні параметри з урахуванням оперативного призначення, планової кількості пасажирів, борт провідників, всіх приміщень, різних режимів польоту, умов посадки та зльоту. Усі отримані значення відповідають вимогам, що пред'являються до дальніх пасажирських літаків. Відносно носа літака положення центру ваги може змінюватися.

В порівнянні за базовою моделлю літака було збільшено довжину крила, що збільшило підйомну силу що дозволяє збільшити максимальне значення корисного навантаження також цим самим було покращено повздовжню і поперечну стійкість що робить його легшим у керуванні особливо на низьких швидкостях

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		43

3. КОНСТРУКТИВНЕ УДОСКОНАЛЕННЯ КРІПЛЕННЯ ПАСАЖИРСЬКОГО КРІСЛА ТА КРІСЛА ПІЛОТА БЛИЖНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ЛІТАКА

3.1. Опис важливості кріплення сидінь

Кріплення крісел в пасажирському літаку відіграє критичну роль у забезпеченні безпеки і комфорту пасажирів під час польоту. Цей аспект технічної конфігурації вимагає ретельного проектування і виконання з урахуванням різноманітних факторів, які включають у себе навантаження від пасажирів та їхнього багажу, вплив турбулентності під час польоту, а також потенційні аварійні ситуації.

Один із ключових аспектів важливості кріплення крісел полягає в забезпеченні безпеки пасажирів під час різних фаз польоту. Під час турбулентних умов або аварійних ситуацій стабільне кріплення крісел допомагає уникнути травмування пасажирів та максимально знижує ризик отримання пошкоджень. Окрім того, правильне кріплення забезпечує стабільність центру ваги літака, що є важливим для збереження його летових характеристик та маневреності під час польоту.

Крім аспекту безпеки, кріплення крісел також має велике значення для комфорту пасажирів. Правильно спроектовані і встановлені крісла дозволяють пасажирам відчувати себе більш комфортно під час тривалого польоту. Забезпечення відповідного простору для ніг, підтримки спини та можливості регулювання положення крісла допомагає зменшити втому пасажирів і забезпечує приємний польотний досвід що допомагає авіалініям бути більш привабливими для пасажирів що забезпечує їх функціонування та розвиток .

Також важливо враховувати вплив кріплення крісел на загальну структурну міцність літака. Правильне розташування і кріплення крісел допомагає розподілити навантаження від пасажирів по всій конструкції літака, що веде до збільшення його міцності та довговічності.

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ		
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			
<i>Розробив</i>	Заморений Р.Л				<i>Літ.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	Щепак С. В.				<i>К</i>	44	67
<i>Рецензент</i>					403 АКФ 134		
<i>Н. Контр.</i>	Хижняк С.В.						
<i>Затвердив</i>	Юцкевич С.С						
Спеціальна частина							

3.2. Опис стандартної системи кріплення та її недоліки

Підлога, що розділяє пасажирську кабіну та багажний відсік у літаку, оснащена опорними рейками, закріпленими на підлозі. Доступ до цих рейок можна отримати зверху через замковий механізм. Самі фіксуючі пристрої мають принаймні один фіксуючий елемент, який може обертатися в тримачі та має хоча б один виступ для зачеплення з опорною рейкою, зокрема з фіксуючим краєм опорної рейки.

Ці механізми використовуються для кріплення сидінь або іншого обладнання до підлоги в пасажирському салоні літака, а також можуть застосовуватися в інших областях, наприклад, для кріплення перегородок у вантажному відсіку літака. Однак традиційні пристрої такого типу мають певні недоліки, оскільки вони не дозволяють швидко та зручно працювати з замковими механізмами, наприклад, для зміни розташування сидінь. Крім того, ці замкові механізми не є особливо компактними і залишають можливість для покращення фіксації компонентів у всіх трьох вимірах простору в тривимірній системі координат (X, Y, Z).

3.3. Мета удосконалення

Беремо до уваги опис стандартної системи що було описано в пункті 3.2 головною метою цього винаходу є покращення таких компонентів як:

- Розробка універсального замикаючого механізму, який буде легшим у використанні та відповідатиме всім заданим потребам і вимогам;
- Зменшення розмірів пристрою для підвищення компактності, зберігаючи при цьому його надійність та ефективність замикання;
- Використання напрямних шпильок для точної орієнтації замикаючого механізму відносно опорних рейок на підлозі літака.

3.4. Сутність удосконалення системи кріплення

Фіксуючий елемент складається з обертального болта, який проходить через отвір у несучому елементі. Верхній кінець цього болта, що виступає над отвором, оснащений затискним механізмом у вигляді різьби, що взаємодіє з

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		45

затискною гайкою. Нижня частина болта має хрестоподібну форму та один або два виступи, що виступають у бік для зачеплення з ободом рейки, забезпечуючи можливість блокування. Фіксує ригель розташовано між двома центруючими напрямними шпильками, що утворюють ряд і вирівнюють фіксує пристрій з поздовжнім розташуванням опорної рейки. Напрямні шпильки мають такі ж центральні відстані, як і виїмки в ободах рейки, що дозволяє шпилькам входити в ці виїмки та правильно розташовувати блокуючий пристрій відносно рейки.

Комбінація ригеля з хрестовиною та виступами забезпечує надійне блокування за допомогою обертального руху ригеля на 90° . Це дозволяє виступам досягати обода рейки. Особливо ефективним є блокування, коли два консольні краї рейок зачеплені двома протилежно розташованими поперечними виступами, що запобігає будь-якому нахилу в поперечному напрямку опорної рейки. Дві напрямні шпильки, що входять у виїмки в рейці, забезпечують запобігання нахилу рейки в поздовжньому напрямку. Взаємодія різьбового кінця стопорного болта зі стопорною гайкою забезпечує необхідну затискну дію після повороту болта в положення блокування. Після затягування гайки болт не може повернутися в розблоковане положення. Описані функції забезпечують блокування в напрямках X і Y шляхом повороту болта на 90° , а додаткове блокування в напрямку Z забезпечується затягуванням затискної гайки. Виїмки в ободах рейок розташовані на рівній відстані між центрами, що дозволяє легко переміщувати фіксує пристрої з вимірними відстанями.

Для створення компактної конструкції рекомендується, щоб напрямні шпильки вирівнювання мали бічні виступи, орієнтовані на фіксує болт. Це забезпечить можливість виступам фіксує хрестовини заходити в ці виступи, коли хрестовина знаходиться у розблокованому положенні, що дозволить наблизити направляючі шпильки та болт один до одного. Крім того, на кожному кінці відповідного виступу можна передбачити обмежувальний упор для точного визначення розблокованого положення фіксує головки.

Опорна рейка має проміжок між своїми ободами зі стандартизованою шириною. Запірна головка, відповідно до цієї конструкції, має ширину трохи

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		46

меншу за ширину проміжку, щоб можна було легко вставити її в проміжок перед поворотом запірного болта у замкнене положення.

У вдосконаленій версії компонента та фіксуючого пристрою або несучого елемента передбачено щонайменше один або частіше два отвори для вирівнювання, розташованих зі зміщенням відносно центральної поздовжньої осі фіксуючого пристрою. Кожен отвір призначений для проходження вирівнювального штифта, що допомагає орієнтувати фіксуєчий пристрій відносно опорної рейки та компонента, який буде закріплено на підлозі.

В альтернативному виконанні два фіксуєчі болти розташовані між трьома сусідніми направляючими шпильками. Ці елементи чергуються та вирівняні відносно опорної рейки. Несучий елемент для блокуючого пристрою може бути частиною нижньої каркасної конструкції компонента, який буде закріплено на підлозі.

Якщо несучий елемент окремий, він може бути виготовлений у вигляді пластини, яка йде паралельно рамній конструкції або подібному компоненту. У цьому випадку рамна конструкція має відповідні отвори для прокладання фіксуючого болта через неї та отвори в окремому несучому елементі. Додаткові отвори можуть бути передбачені для стопорних штифтів, які допомагають правильно орієнтувати фіксуєчий пристрій відносно опорної рейки та рами компонента, який потрібно закріпити на опорній рейці.

Цей механізм блокування можна використовувати двома способами: встановивши його як частину каркасу компонента перед монтажем у літак або зберігши його окремо і прикріпивши під час монтажу. У будь-якому випадку фіксуєча головка з її виступами буде надійно закріплена на опорній рейці.

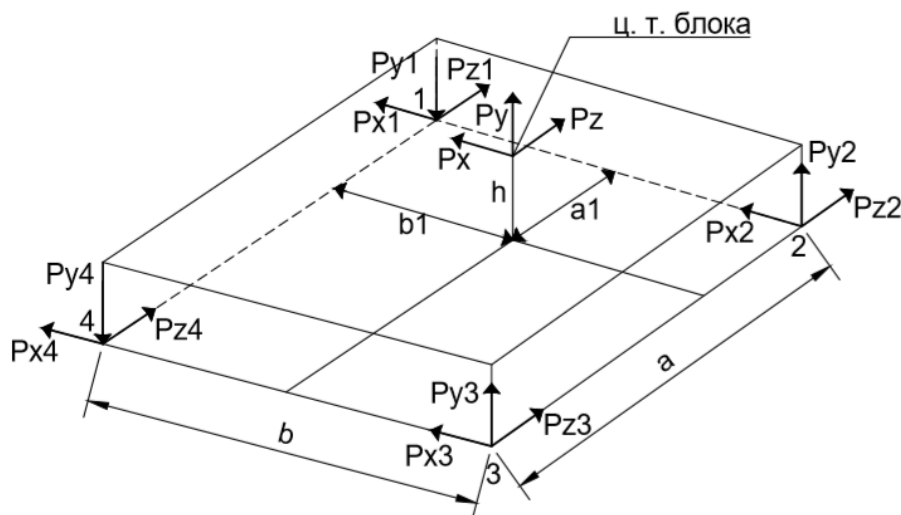
Якщо блокувальний пристрій спочатку встановлено на опорній рейці, компоненти, такі як сидіння, можна легко монтувати на фіксуєчі болти, вставляючи їх через відповідні отвори, а затягування гайок завершить процес встановлення.

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	<i>Лист</i>
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		47

Для зручності затягування гайок, верхня частина стопорного болта має спеціальну виїмку, призначену для використання інструментів, таких як шестигранний ключ або плоска викрутка. Ця виїмка зазвичай вказує на стан болта, чи він заблокований чи ні, що допомагає оператору контролювати процес блокування та розблокування. Головка болта, як правило, повинна втоплена в рейку, що забезпечує безпеку пасажирів та зручність у використанні

3.5. Розрахунок напруження на вузли кріплення сидінь

Рис. 3.1. Блок кріплення сидінь



Вихідні дані показані у таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 Вихідні дані

Вихідні дані	
Розміри	
a, Висота блока см	50
b, Ширина блока см	46.5
h, Висота блока см	43
G, Маса блока кг	14.2
Координати центра тяжіння блока обладнання	
a1, см	10.5
b1, см	7.4
h, см	43

Розрахунок навантаження на вузли кріплення сидіння двохмісного пасажирського крісла буде здійснюватись за правилами АП-25, тож будуть використовуватися коефіцієнти з таблиці 3.2.

Таблиця 3.2 Коефіцієнти

Направлення (по відношенню до літака)	Коефіцієнт, n
Вперед	9
Вбок	4
Вверх	3
Вниз	6
Взад	1.5

За цими ж правилами для розрахунку беремо що маса одного пасажира дорівнює 77.2 кг. Для розрахунку на навантаження для кожного з вузлів кріплення використовуються такі формули.

Формули для знаходження значення напруження по осі x:

$$P_{x1} = P_x \frac{a - a_1}{a} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x2} = P_x \frac{a - a_1}{a} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x3} = P_x \frac{a_1}{a} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x4} = P_x \frac{a_1}{a} \cdot \frac{1}{2}$$

Формули для знаходження значення напруження по осі z:

$$P_{z1} = P_z \frac{b - b_1}{b} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z2} = P_z \frac{b_1}{b} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z3} = P_z \frac{b_1}{b} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z4} = P_z \frac{b - b_1}{b} \cdot \frac{1}{2}$$

Формули для знаходження значення напруження по осі y:

$$P_{y1} = -\frac{P_x \cdot h}{b} \cdot \frac{a-a_1}{a} + P_y \frac{a-a_1}{a} \cdot \frac{b-b_1}{b} - \frac{P_z \cdot h}{a} \cdot \frac{b-b_1}{b}$$

$$P_{y2} = \frac{P_x \cdot h}{b} \cdot \frac{a-a_1}{a} + P_y \frac{a-a_1}{a} \cdot \frac{b_1}{b} - \frac{P_z \cdot h}{a} \cdot \frac{b_1}{b}$$

$$P_{y3} = -\frac{P_x \cdot h}{b} \cdot \frac{a_1}{a} + P_y \frac{a_1}{a} \cdot \frac{b_1}{b} + \frac{P_z \cdot h}{a} \cdot \frac{b_1}{b}$$

$$P_{y4} = -\left(\frac{P_x \cdot h}{b} \cdot \frac{a_1}{a}\right) + P_y \frac{a_1}{a} \cdot \frac{b-b_1}{b} + \frac{P_z \cdot h}{a} \cdot \frac{b-b_1}{b}$$

Тепер розраховуємо значення для кожної ситуації, де $n = 9$. Складові навантаження, що прикладається до центра ваги блоку обладнання

$$P_x = 15170H$$

$$P_y = 0$$

$$P_z = 0$$

Розрахунок навантаження на вузли кріплення блоку обладнання:

Знаходимо значення по осі x:

$$P_{x1} = 15170 \frac{50-10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x1} = 5992H$$

$$P_{x1} = 15170 \frac{50-10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x2} = 5992H$$

$$P_{x3} = 15170 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x3} = 1593H$$

$$P_{x3} = 15170 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x4} = 1593H$$

Знаходимо значення по осі z:

$$P_{z1} = 0 \frac{46.5 - 7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z1} = 0H$$

$$P_{z2} = 0 \frac{7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z2} = 0H$$

$$P_{z3} = 0 \frac{7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z3} = 0H$$

$$P_{z4} = 0 \frac{46.5 - 7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z4} = 0H$$

Знаходимо значення по осі у:

$$P_{y1} = -\frac{15170 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{50 - 10.5}{50} + 0 \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5} - \frac{0 \cdot 43}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5}$$

$$P_{y1} = -11083H$$

$$P_{y2} = \frac{15170 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{50 - 10.5}{50} + 0 \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5} - \frac{0 \cdot 43}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5}$$

$$P_{y2} = 11083H$$

$$P_{y3} = -\frac{15170 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{10.5}{50} + 0 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5} + \frac{0 \cdot 43}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5}$$

$$P_{y3} = 2946H$$

$$P_{y4} = -\left(\frac{15170 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{10.5}{50}\right) + 0 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5} + \frac{0 \cdot 43}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5}$$

$$P_{y4} = -2946(H),$$

де $n = -4$.

Складові навантаження, що прикладається до центру ваги блоку обладнання

$$P_x = 0H$$

$$P_y = 0H$$

$$P_z = 6742H$$

Розрахунок навантаження на вузли кріплення блока обладнання:

Знаходимо значення по осі x:

$$P_{x1} = 0 \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{1}{2} \quad P_{x1} = 0H$$

$$P_{x1} = 0 \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{1}{2} \quad P_{x2} = 0H$$

$$P_{x3} = 0 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{1}{2} \quad P_{x3} = 0H$$

$$P_{x3} = 0 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{1}{2} \quad P_{x4} = 0H$$

Знаходимо значення по осі z:

$$P_{z1} = 6742 \frac{46.5 - 7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2} \quad P_{z1} = 2835H$$

$$P_{z2} = 6742 \frac{7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2} \quad P_{z2} = 537H$$

$$P_{z3} = 6742 \frac{7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2} \quad P_{z3} = 537H$$

$$P_{z4} = 6742 \frac{46.5 - 7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2} \quad P_{z4} = 2835H$$

Знаходимо значення по осі y:

$$P_{y1} = -\frac{0 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{50 - 10.5}{50} + 0 \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5} - \frac{6742 \cdot 43}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5}$$

$$P_{y1} = -4876H$$

$$P_{y2} = \frac{0 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{50 - 10.5}{50} + 0 \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5} - \frac{6742 \cdot 43}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5}$$

$$P_{y2} = -923H$$

$$P_{y3} = -\frac{0 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{10.5}{50} + 0 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5} + \frac{6742 \cdot 43}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5}$$

$$P_{y3} = 923H$$

$$P_{y4} = -\left(\frac{0 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{10.5}{50}\right) + 0 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5} + \frac{6742 \cdot 43}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5}$$

$$P_{y4} = 4876(H),$$

де $n = 3$.

Складові навантаження, що прикладається до центру ваги блоку обладнання

$$P_x = 0H$$

$$P_y = 5057H$$

$$P_z = 0H$$

Розрахунок навантаження на вузли кріплення блоку обладнання

Знаходимо значення по осі x :

$$P_{x1} = 0 \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x1} = 0H$$

$$P_{x1} = 0 \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x2} = 0H$$

$$P_{x3} = 0 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x3} = 0H$$

$$P_{x3} = 0 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x4} = 0H$$

Знаходимо значення по осі z:

$$P_{z1} = 0 \frac{46.5 - 7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z1} = 0H$$

$$P_{z2} = 0 \frac{7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z2} = 0H$$

$$P_{z3} = 0 \frac{7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z3} = 0H$$

$$P_{z4} = 0 \frac{46.5 - 7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z4} = 0H$$

Знаходимо значення по осі y:

$$P_{y1} = -\frac{0 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{50 - 10.5}{50} + 5057 \cdot \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5} - \frac{0 \cdot 43}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5}$$

$$P_{y1} = 3359H$$

$$P_{y2} = \frac{0 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{50 - 10.5}{50} + 5057 \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5} - \frac{0 \cdot 43}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5}$$

$$P_{y2} = 636H$$

$$P_{y3} = -\frac{0 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{10.5}{50} + 5057 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5} + \frac{0 \cdot 43}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5}$$

$$P_{y3} = 168H$$

Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата

$$P_{y4} = -\left(\frac{0 \cdot 43}{46.5} \cdot \frac{10.5}{50}\right) + 5057 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5} + \frac{0 \cdot 43}{50} \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5}$$

$$P_{y4} = 893 (H),$$

де $n = -6$.

Складові навантаження, що прикладається до центру ваги блоку обладнання

$$P_x = 0H$$

$$P_y = -10114H$$

$$P_z = 0H$$

Розрахунок навантаження на вузли кріплення блоку обладнання

Знаходимо значення по осі x :

$$P_{x1} = 0 \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x1} = 0H$$

$$P_{x2} = 0 \frac{50 - 10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x2} = 0H$$

$$P_{x3} = 0 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x3} = 0H$$

$$P_{x4} = 0 \frac{10.5}{50} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{x4} = 0H$$

Знаходимо значення по осі z :

$$P_{z1} = 0 \frac{46.5 - 7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z1} = 0H$$

$$P_{z2} = 0 \frac{7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z2} = 0H$$

$$P_{z3} = 0 \frac{7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z3} = 0H$$

$$P_{z4} = 0 \cdot \frac{46.5 - 7.4}{46.5} \cdot \frac{1}{2}$$

$$P_{z4} = 0H$$

Знаходимо значення по осі у:

$$P_{y1} = -\frac{0.43}{46.5} \cdot \frac{50-10.5}{50} + (-10114) \frac{50-10.5}{50} \cdot \frac{46.5-7.4}{46.5} - \frac{0.43}{50} \cdot \frac{46.5-7.4}{46.5},$$

$$P_{y1} = -6718H.$$

$$P_{y2} = \frac{0.43}{46.5} \cdot \frac{50-10.5}{50} + (-10114) \frac{50-10.5}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5} - \frac{0.43}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5}$$

$$P_{y2} = -1272H$$

$$P_{y3} = -\frac{0.43}{46.5} \cdot \frac{10.5}{50} + (-10114) \frac{10.5}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5} + \frac{0.43}{50} \cdot \frac{7.4}{46.5}$$

$$P_{y3} = -338(H)$$

$$P_{y4} = -\left(\frac{0.43}{46.5} \cdot \frac{10.5}{50}\right) + (-10114) \frac{10.5}{50} \cdot \frac{46.5-7.4}{46.5} + \frac{0.43}{50} \cdot \frac{46.5-7.4}{46.5}$$

$$P_{y4} = -1786(H),$$

де, $n=-1.5$.

Для скорочення розрахунків знаходження коефіцієнта -1,5 потрібно поділити значення які отримали в $n = 9$ на 9 та помножини на -1,5, тож виходить такі значення

Формули для знаходження значень по осі х:

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		56

$$P_{x1} = \frac{P_{x1}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{x2} = \frac{P_{x2}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{x3} = \frac{P_{x3}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{x4} = \frac{P_{x4}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

Формули для нахождения значений по оси z:

$$P_{z1} = \frac{P_{z1}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{z2} = \frac{P_{z2}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{z3} = \frac{P_{z3}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{z4} = \frac{P_{z4}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

Формули для нахождения значений по оси y:

$$P_{y1} = \frac{P_{y1}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{y2} = \frac{P_{y2}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{y3} = \frac{P_{y3}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{y4} = \frac{P_{y4}, n=9}{9} \cdot (-1.5)$$

Знаходимо значення по осі x:

$$P_{x1} = \frac{5992}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{x1} = -999H$$

$$P_{x2} = \frac{5992}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{x2} = -999H$$

$$P_{x3} = \frac{1593}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{x3} = -265.5H$$

$$P_{x4} = \frac{1593}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{x4} = -265.5H$$

Знаходимо значення по осі z:

$$P_{z1} = P_{z1}, n=9$$

$$P_{z1} = 0H$$

$$P_{z2} = P_{z2}, n=9$$

$$P_{z2} = 0H$$

$$P_{z3} = P_{z3}, n=9$$

$$P_{z3} = 0H$$

$$P_{z4} = P_{z4}, n=9$$

$$P_{z4} = 0H$$

Знаходимо значення по осі y:

$$P_{y1} = \frac{-11083}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{y1} = 1847H$$

$$P_{y2} = \frac{11083}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{y2} = -1847H$$

$$P_{y3} = \frac{2946}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{y3} = -491H$$

$$P_{y4} = \frac{-2946}{9} \cdot (-1.5)$$

$$P_{y4} = 491H$$

Висновки

В цьому розділі було проведено розрахунок напруження на кожен вузол блока для двумісного сидіння в статиці за правилами АП-25

Також було описано важливість кріплення сидінь в пасажирській кабіні і проведено дослідження і виявлення недоліки стандартної системи кріплення сидінь в АН-24 до підлоги та був показаний один із методів удосконалення цієї конструкції що допомагає у швидкості та зручності заміні та установки сидінь

					<i>НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ</i>	Лист
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		59

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

У цьому проекті створено ескізний проект далекомагістрального пасажирського літака, здатного вміщати до 60 пасажирів, згідно з технічним завданням. Визначено основні геометричні розміри та центрування літака, враховуючи ключові параметри, експлуатаційні цілі, заплановану кількість пасажирів, швидкість і висоту польоту, а також умови зльоту та посадки. Усі розраховані значення відповідають вимогам.

Виконано центрування, аналіз та обґрунтування компоновки проекту літака, відповідно до технічного завдання. Креслення було створено на основі прототипу АН-24, причому геометричні параметри майже повністю збігаються з прототипом.

Розраховано навантаження на вузли кріплення сидінь до підлоги та вдосконалено систему кріплення сидінь.

					НАУ 24 063 00 00 00 76 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		60

Список літературних джерел

1. Авіаційна та ракетно-космічна техніка: методичні рекомендації до виконання кваліфікаційної роботи / уклад. : С. В. Хижняк, М. М. Свирид, Т. П. Маслак, В. С. Краснопольський. – К. : НАУ, 2022. – 48 с.
2. Конструкція та міцність літальних апаратів (Ч.1): методичні рекомендації до виконання курсового проекту для студентів спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» / уклад.: С. Р. Ігнатович, М. В. Карускевич, Т. П. Маслак, С. В. Хижняк, С. С. Юцкевич. – К.: НАУ, 2018. – 91с.
3. Конструкція та міцність літальних апаратів (Ч.2): методичні рекомендації до виконання курсового проекту для студентів спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» / уклад.: С. Р. Ігнатович, Т. П. Маслак, С. В. Хижняк, С. С. Юцкевич. – К.: НАУ, 2018. – 48 с.
4. Основи авіації (вступ до спеціальності): підручник / С. Р. Ігнатович, О. В. Попов, В. О. Максимов та ін.// - К.: НАУ, 2023. – 296 с.

					НАУ 24 063 00 00 00 27 ПЗ					
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	Список літературних джерел					
Розробив	Заморений Р.Л							Літ.	Лист	Листів
Керівник	Щепак С. В.							К	61	67
Рецензент								403 АКФ 134		
Н. Контр.	Хижняк.С.В.									
Затвердив	Юцкевич С.С									

Додаток А

ПРОЕКТ ЛІТАКА З ТГД

НАУ, кафедра КЛА

ВИХІДНІ ДАНІ ТА ВИБРАНІ ПАРАМЕТРИ

Кількість пасажирів	52.
Кількість членів екіпажу	3.
Кількість бортпроводників або супроводжувачів	2.
Маса знаряддя та службового вантажу	690.95 кг.
Маса комерційного навантаження	5335.20 кг.
Крейсерська швидкість польоту	$430. \frac{\text{км}}{\text{год}}$
Число "М" польоту з крейсерською швидкістю	0.3767
Розрахункова висота початку реалізації польотів з крейсерською економічною швидкістю	6.00 км
Дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням	1700. км.
Довжина злітної смуги аеродрому базування	2.55 км.
Кількість двигунів	2.
Оцінка за статистикою тягоозброєності в н/кг	0.2700
Степінь підвищення тиску	17.00
Відносна маса палива за статистикою	0.1364
Подовження крила	11.4
Звуження крила	2.9
Середня відносна товщина крила	0.150
Стрілоподібність крила за 0.25 хорд	6.0 град.
Степінь механізованості крила	0.800
Відносна площа прикорневих наплівів	0.000

Профіль крила – Суперкритичний
Шайби ВІТКОМБА - не застосовуються
Спойлери - встановлені

Діаметр фюзеляжу	2.90 м.
Подовження фюзеляжу	8.11
Стрілоподібність горизонтального оперення	25.0 град.
Стрілоподібність вертикального оперення	30.0 град.

РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРАХУНКУ
НАУ, АКФ, КАФЕДРА "КЛА"

Значення оптимального коефіцієнту підйомної сили в розрахунковій точці
крейсерського режиму польоту C_y 0.50955

Значення коефіцієнту $C_{x.інд.}$ 0.01036

ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТУ $D_M = M_{крит} - M_{крейс}$

Число Маха крейсерське $M_{крейс}$ 0.37699

Число Маха волнового кризиса $M_{крит}$ 0.63057

Розраховане значення D_M 0.25388

Значення питомих навантажень на крило в кПА(за повною площею):

при зльоті 2.551

всередині крейсерської ділянки 2.400

напочатку крейсерської ділянки 2.504

Значення коефіцієнту опору фюзеляжу та гондол 0.01134

Значення коеф. профіл. опору крила й оперення 0.00990

Значення коефіцієнту опору літака:

напочатку крейсерського режиму 0.03523

в середині крейсерського режиму 0.03477

Середнє значення C_y при умовному польоті по стелі 0.49254

Середня крейсерська якість літака		14.16551
Значення коефіцієнту $C_{y, \text{ пос.}}$		1.749
Значення коефіцієнту (при швидкості звалювання) $C_{y, \text{ пос. макс.}}$		2.624
Значення коефіцієнту (при швидкості звалювання) $C_{y, \text{ вzl. макс.}}$		2.239
Значення коефіцієнту $C_{y, \text{ отр.}}$		1.612
Тягоозброєність на початку крейсерського режиму		0.114
Стартова тягоозброєність за умови крейс. режиму $R_{o, \text{ кр.}}$		0.166
Стартова тягоозброєність за умови безпечного зльоту $R_{o, \text{ вzl.}}$		0.169
Розрахункова тягоозброєність літака N_o		0.175
Відношення $D_r = R_{o, \text{ кр.}} / R_{o, \text{ зл.}}$	D_r	0.981

ПИТОМІ ВИТРАТИ ПАЛИВА (в кг/кН*год):

злітний	0.2801
крейсерський (характеристика двигуна)	0.2393
середній крейсерський при заданій дальності польоту	0.2406

ВІДНОСНІ МАСИ ПАЛИВА:

аеронавігаційний запас	0.02928
витрачена маса палива	0.12282

ЗНАЧЕННЯ ВІДНОСНИХ МАС ОСНОВНИХ ГРУП:

крила	0.12564
горизонтального оперення	0.01470

вертикального оперення	0.01533
шасі	0.04729
силової установки	0.12287
фюзеляжу	0.11442
обладнання й управління	0.15549
додаткового оснащення	0.00240
службове навантаження	0.02634
палива при $L_{розр.}$	0.15210
комерційного навантаження	0.22312

Злітна маса літака " M_0 " = 20801. кг.

Необхідна злітна тяга одного двигуна 1815.3 кВт

Відносна маса висотного обладнання та протиобліднювальної системи літака	0.0255
Відносна маса пасажирського обладнання (або обладнання кабін вантажного літака)	0.0208
Відносна маса декоративної обшивки та ТЗІ	0.0127
Відносна маса побутового (або вантажного) обладнання	0.0032
Відносна маса управління	0.0112
Відносна маса гідросистем	0.0270
Відносна маса електрообладнання	0.0300
Відносна маса локаційного обладнання	0.0046
Відносна маса навігаційного обладнання	0.0069
Відносна маса радіозв'язного обладнання	0.0034
Відносна маса приладового обладнання	0.0080
Відносна маса паливної системи (належить до маси "СУ")	0.0043
Додаткове оснащення:	
Відносна маса контейнерного обладнання	0.0000
Відносна маса нетипового обладнання	0.0024

[вбудовані системи діагностики та контролю параметрів,
додаткове оснащення салонів та ін.]

ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗЛІТНОЇ ДИСТАНЦІЇ

Швидкість відриву літака	206.16 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$
Прискорення при розбігу	2.09 $\frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \text{с}}$
Довжина розбігу літака	781. м.
Дистанція набору безпечної висоти	578. м.
Злітна дистанція	1359. м.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗЛІТНОЇ ДИСТАНЦІЇ ТРИВАЛОГО ЗЛЬОТУ

Швидкість прийняття рішень	195.85 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$
Середнє прискорення при довгому зльоті на мокрій ЗПС	0.29 $\frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \text{с}}$
Довжина розбігу при тривалому зльоті на мокрій ЗПС	1238.29 м.
Злітна дистанція тривалого зльоту	1780.33 м.
Необхідна довжина злітної смуги за умов зірваного зльоту	1841.93 м.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОСАДКОВОЇ ДИСТАНЦІЇ

Максимальна посадкова маса літака	19077. кг.
Час зниження з висоти ешелону до висоти польоту по колу	13.0 хв.
Дистанція зниження	18.00 км.
Швидкість заходу на посадку	205.24 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$
Середня вертикальна швидкість зниження	1.73 $\frac{\text{м}}{\text{с}}$
Дистанція повітряної ділянки	506. м.
Посадкова швидкість	189.94 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$

Довжина пробігу	514. м.
Посадкова дистанція	1019. м.
Необхідна довжина злітної смуги (ВПП + КПБ) для основного аеродрому	1702. м.
Необхідна довжина злітної смуги для запасного аеродрому	1447. м.

ПОКАЗНИКИ ЕФЕКТИВНОСТІ ЛІТАКА

Відношення маси спорядженого літака до маси комерційного навантаження	2.7890
Маса порожнього спорядженого літака на 1 пасажир	248.92 $\frac{\text{кг}}{\text{пас}}$
Відносна продуктивність при повному навантаженні	187.61 $\frac{\text{кг}}{\text{год}}$
Продуктивність літака при максимальному комерційному навантаженні	2132.4 $\frac{\text{кг} \cdot \text{км}}{\text{год}}$
Середні годинні витрати палива	690.477 $\frac{\text{кг}}{\text{год}}$
Середні кілометрові витрати палива	1.50 $\frac{\text{кг}}{\text{км}}$
Середні витрати палива на тонокілометр	323.810 $\frac{\text{г}}{\text{т} \cdot \text{км}}$
Середні витрати палива на пасажирокілометр	25.5000 $\frac{\text{г}}{\text{пас} \cdot \text{км}}$
Орієнтовна оцінка наведених витрат на тонокілометр	1.8130 $\frac{\$}{\text{т} \cdot \text{км}}$