

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: «Теплозвукоізоляція фюзеляжу транспортного широкофюзеляжного літака »

В

и

к

Керівник: к.т.н., доц.

ІГНАТОВИЧ Сергій

н

а

в

Нормоконтролер: к.т.н., доц.

ХИЖНЯК Сергій

—

ЦАРАНЮК Тарас

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, к.т.н., доц.
_____ Святослав ЮЦКЕВИЧ

«__» _____ 2024 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи здобувача вищої освіти

ЦАРАНЮКА ТАРАСА ЛЕОНІДОВИЧА

1. Тема роботи: «Теплозвукоізоляція фюзеляжу транспортного широкофюзеляжного літака», затверджена наказом ректора від 15 травня 2024 року № 794/ст.
2. Термін виконання роботи: з 25 травня 2024 р. по 3 червня 2024 р.
3. Вихідні дані до роботи: маса комерційного навантаження 120000кг, дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням 5000 км, крейсерська швидкість польоту 800 км/год, висота польоту 11 км.
4. Зміст пояснювальної записки: вступ, аналіз літаків-прототипів і короткий опис проєктованого літака, обґрунтування вихідних даних для розрахунку, розрахунок основних льотно-технічних та геометричних параметрів літака, компонування фюзеляжу, розрахунок центрування літака, аналіз та модифікацію теплозвукоізоляцію кабіни екіпажу.
5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: загальний вигляд літака (A1×1), компоновальне креслення фюзеляжу (A1×1), креслення
6. Календарний план-графік:

№	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Вибір вихідних даних, аналіз льотно-технічних характеристик літаків-прототипів.	15.05.2024-20.05.2024	
2	Вибір та розрахунок параметрів проектного літака.	21.05.2024-23.05.2024	
3	Виконання компонування літака та розрахунок його центрування.	24.05.2024-26.05.2024	
4	Розробка креслень літака прототипа кваліфікаційної роботи.	27.05.2024-28.05.2024	
5	Огляд літератури за проблематикою роботи. Аналіз ТЗІ та її модифікація	29.05.2024-30.05.2024	
6	Розрахунок та креслення нової ТЗІ	30.05.2024-02.06.2024	
7	Оформлення пояснювальної записки та графічної частини роботи.	03.06.2024-04.06.2024	
8	Подача роботи для перевірки на плагіат.	05.06 2024	
9	Попередній захист кваліфікаційної роботи.	10.06.2024	
10	Виправлення зауважень. Підготовка супровідних документів та презентації доповіді.	11.06.2024-12.06.2024	
11	Захист дипломної роботи.	13.06.2024	

7. Дата видачі завдання: 15 травня 2024 року

Керівник кваліфікаційної роботи _____

Сергій ІНАТОВИЧ

Завдання прийняв до виконання _____

Тарас ЦАРАНІЮК

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи бакалавра
«Теплозвукоізоляція фюзеляжу транспортного широкофюзеляжного літака»:

Дана кваліфікаційна робота присвячена аналізу та модифікації ТЗІ вантажного широкофюзеляжного літака, та креслень кріплення ТЗІ в кабіні екіпажу.

Завдання полягає в покращенні властивостей теплозвукоізоляції, що впливає на експлуатацію літака, комфорт екіпажу, та зменшення ваги літака

В роботі було використано методи аналітичного розрахунку, комп'ютерного проектування за допомогою CAD/CAM/CAE систем, чисельного моделювання і розрахунків та креслення теплозвукоізоляції

Матеріали кваліфікаційної роботи можуть бути використані в навчальному процесі та в практичній діяльності конструкторів спеціалізованих проектних установ.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА, АВАНПРОЕКТ ЛІТАКА,
КОМПОНУВАННЯ, ЦЕНТРУВАННЯ, ВІДСІКИ ЛІТАКА,
ТЕПЛОЗВУКОІЗОЛЯЦІЯ КАБІНИ ЕКІПАЖУ**

ЗМІСТ

ВСТУП.....	9
1. Опис та аналіз літаків аналогів	10
1.1 Аналіз літаків аналогів	10
1.2 Коротка характеристика основних частин літака	12
1.2.1 Крило	12
1.2.2 Фюзеляж.....	12
1.2.3 Хвостове оперення.....	14
1.2.4 Шасі	14
1.2.5 Кабіна екіпажу.....	15
1.2.6 Паливна система	15
1.2.7 Гідравлічна система	15
1.2.8 Система керування.....	16
1.2.9 Система кондиціювання.....	16
1.2.10 Приладове обладнання	17
Висновки до аналітичної частини	18
2. РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА	19
2.1 Розрахунки геометричних параметрів основних частин літака	19
2.1.1 Розрахунок крила	19
2.1.2 Розрахунок елеронів	22
2.1.3 Розрахунок фюзеляжу	22
2.1.4 Нормальні та аварійні виходи.....	22
2.1.5 Кабіна екіпажу.....	24
2.1.6 Вантажна кабіна	24
2.1.7 Кімната відпочинку екіпажу.....	25
2.1.8 Силова установка	25
2.1.9 Шасі	25

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ			
Змі	Лист	№ док.м.	Підп.	Дат	Зміст	Ескізни	Літ.	Лист
Розроб.	Царанюк					0		6
Перевір.	Ігнатович					403 АКФ 134		
Рецензе								
Н. конт.	Хижняк С.В.							
Зав.	Юцкевич С.С.							

2.1.10 Оперення.....	26
2.2 Визначення положення центру ваги літака.....	30
2.2.1 Розрахунок центру мас спорядженого крила.....	30
2.2.2Розрахунок центру мас фюзеляжу.....	32
2.2.3Варіанти центру ваги.....	35
Висновки до проектної частини.....	38
3. Теплозвукоізоляція кабіни екіпажу	39
3.1 Значення ТЗІ.....	39
3.2 Характеристика шумів.....	40
3.3 Конструкційний шум.....	41
3.4 Вплив маси та жорсткості на поглинання звуку.....	42
3.1.5 Передача вібрацій.....	42
3.6 Акустична енергія.....	43
3.7 Джерела шуму.....	43
3.8 Ковдра ТЗІ.....	44
3.9 ТЗІ в Ан-124 «Руслан».....	45
3.10Порівняння матеріалів ТЗІ.....	46
3.3 Розрахунок ТЗІ.....	47
Висновки	55
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	56
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ.....	57
Додаток А.....	58
Додаток Б.....	60

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, АБРЕВІАТУР, ТЕРМІНІВ

ПС – повітряне судно.

ЗПС – злітно-посадкова смуга

ДСУ – допоміжна силова установка

СШК – система штурвального керма

СКП – система кондиціонування повітря

ТЗІ – теплозвукоізоляція

ЗІ – звукоізоляція

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст
						8
		№ док.м.	Підп.	Лат.		

ВСТУП

Авіаційна теплозвукоізоляція складається з легкого скловолокна, ізоляції та тонкоплівкового пакувального матеріалу. Використовується по всьому фюзеляжу літака, ця ізоляція:

- приглушує шум
- ізолює від спеки або холоду
- діє як бар'єр від вологи

Крім того, теплозвукоізоляція допомагає пом'якшити поширення вогню в разі надзвичайної ситуації. Діючи як бар'єр від проникнення полум'я, ізоляція подовжує час прогорання фюзеляжу. Але один з недоліків теплозвукоізоляції є її швидка втрата властивостей під дією звуку, вібрацій, та перепаду температур. Тому з часом вона вимагає повної заміни на ПС.

Також з розвитком технологій, матеріалів та нових досліджень з'являються нові варіанти ізоляцій, які зменшують вагу судна, підвищують комфорт та безпеку екіпажу, пасажирів, вантажу, та ПС загалом.

Мета роботи полягає в актуальності проблем ТЗІ та підбору нових матеріалів та методів встановлення ТЗІ, для зменшення шумів в кабіні екіпажу для транспортних літаків, та зменшення ваги ПС, оскільки в даний час українська авіація тільки починає переходити на більш сучасні методи та матеріали ТЗІ на вітчизняних суднах.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ			
<i>Змі</i>	<i>Лист</i>	<i>№ док.м.</i>	<i>Підп.</i>	<i>Дат</i>	Вступ	<i>Ескізни</i>	<i>Літ.</i>	<i>Лист</i>
<i>Розроб.</i>	<i>Царанюк</i>						<i>Q</i>	<i>9</i>
<i>Перевір.</i>	<i>Ігнатович</i>							
<i>Рецензе</i>								
<i>Н. конт.</i>	<i>Хижняк С.В.</i>							
<i>Зав.</i>	<i>Юцкевич С.С.</i>							
						403 АКФ 134		

1.АНАЛІЗ ЛІТАКІВ АНАЛОГІВ

За результатами статистичного аналізу характеристик дослідних зразків можна правильно і конструктивно підібрати параметри і компоновання проєктованого літака. Цей аналіз ґрунтується на досвіді попередніх конструкцій та запобіганні всім недосконалостям попередніх версій. Для отримання остаточного вигляду літака необхідно визначити конструктивні параметри транспортного засобу, до яких відносяться його маса, геометричні параметри окремих його вузлів, варіант двигуна, його маса і потужність. Крім того, якщо серії літаків істотно не відрізняються за параметрами, то можна було б використовувати дані сімейства літаків.

Застосування цих даних дає можливість вивчити вимоги до конструкції, їх трансформацію та подальше визначення кінцевого вигляду літака.

Прототипом розробленого в роботі літака було обрано транспортний широкофюзеляжний літак місткістю до 220 пасажирів виробництва Ан-124-100М. Характеристики прототипу Ан-124-100М наведені нижче в таблиці 1.1.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ		
<i>Змі</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докum.</i>	<i>Підп.</i>	<i>Дат</i>			
<i>Розроб.</i>	<i>Царанюк</i>				<i>Ескізни</i>	<i>Літ.</i>	<i>Лист</i>
<i>Перевір.</i>	<i>Ігнатович</i>					<i>Q</i>	<i>10</i>
<i>Рецензе</i>					403 АКФ 134		
<i>Н. конт.</i>	<i>Хижняк С.В.</i>						
<i>Зав.</i>	<i>Юцкевич С.С.</i>						
					<i>Аналіз літаків аналогів</i>		

Таблиця 1.1

Параметри	Ан-225	Boing C-17	Ан-124
1	2	3	4
Комерційне навантаження, кг	250000	78108	110000
Екіпаж, кількість пілотів	5/3	3/2	5/3
Пасажири	0	0	0
Відносна маса крила			
Дальність польоту з макс.к.н., км	4000	5000	5200
Кресейрська швидкість, км/год	820	830	830
Висота крейсорської швидкості, км	10	10	10.50
1	2	3	4
Швидкість при заході на посадку, км/год	254.63	260	266.70
Посадкова швидкість, км/год	239.63	213	251.70
Швидкість зльоту, км/год	269.5	270.5	286.36
Дистанція розбігу, м	1716	2286	2121
Дистанція посадки, м	1317	915	1417
Максимальна взлітна маса, кг	743557	265352	381108
Посадкова маса, кг	629191	260258	305888
Порожня вага, кг	250000	128140	181000
Фактор палива, %	%		%
Частка корисного навантаження, %	%		%
Розмах крила, м	88.4	51.74	73.3
Кут стріловидності при ¼ хорди	25	25	28
Довжина фюзеляжу, м	84	53.04	73.5
Діаметр фюзеляжу, м	8.8	7.8	7.5
Коefіцієнт тонкості фюзеляжу			
Ширина вантажно кабіни, м	6.53	5.5	6.4
Довжина вантажної кабіни, м	43	27	36.5
Висота вантажної кабіни, м	4.5	3.76	4.4
Ширина вантажних люків, м			
Горизинтальний розмах хвоста, м	32.65	28.48	29.64
Горизонтальний кут стріловидності оперення, °	39	27	45
Вертикальна висота оперення, м	5	5	11.7
Кут стрілоподібності вертикального оперення°	45		45
Кількість опор шасі	16	5	12
Кількість колес шасі	32	10	24

1.2 ХАРАКТЕРИСТИКА ОСНОВНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА ПРОТОТИПА

1.2.1 Крило

Крило літака Ан-124 стріловидне трапецеподібної форми супер критичного профілю, кесонного типу. Завдяки критичному профілю крило є більш товстим з великою висотою, при цьому аеродинамічний профіль не збільшувався. Конструкція крила по розмаху складається з центроплана і двох консольних частин. В поперечному перерізі крило складається з передньої, кесонної і хвостової частин. Кесонна частина є силовою частиною крила, складається з повздовжнього та поперечного силових наборів. Повздовжній силовий набір складається з трьох лонжеронів та верхньої і нижньої панелей, поперечний — з нервюр. До силового набору кріпляться допоміжні конструкції і поверхні керування, вузли навішування пілонів двигунів. В кесоні розміщені паливні баки, агрегати і трубопроводи паливної системи. В носовій частині крила по всьому розмаху кожної консолі розташовано шість секцій двощільвих передкрилків. Передкрилки застосовуються при в зльоті та посадці для покращення взлітно-посадкових характеристик (ВПХ) літака. В хвостовій частині крила на кожній консолі встановлені дві секції кінцевих двощільвих передкрилків, внутрішній і зовнішній елерони, дванадцять секцій інтерцепторів. Закрилки призначені для підвищення ВПХ.

Елерони необхідні для забезпечення поперечного керування літаком. Інтерцептори №1,2,3,4 використовуються в якості гальм для зменшення довжини пробігу, інтерцептори №5,6,7,8 - в якості глісадних напрямів для різкого зниження літака, інтерцептори №291011,12 - в якості інтерцепторів-елеронів для поперечного керування літаком. Для обслуговування системі агрегатів, розташованих в крилі, на панелях крила є експлуатаційні технологічні люки у вигляді відкидних і закритих панелей люків-лазів. Пілони силової установки кріпляться на нижній поверхні крила.

1.2.2. Фюзеляж

Фюзеляж - герметичний, суцільнометалевий напівмонокок з повздовжнім набором стрингерів і балок, та поперечним набором із шпангоутів та обшивки.

Шпангоути розподілені по фюзеляжу з кроком 550-570 мм. Стрингери — це довгі тонкі балки, які проходять уздовж фюзеляжу, тоді як шпангоути — це вигнуті конструкції, які оточують фюзеляж. Ці компоненти працюють разом, щоб рівномірно розподіляти структурні навантаження та підтримувати форму та цілісність фюзеляжу. В залежності від навантаження, які сприймають

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
		№ док.им	Підп	Лат		12

шпангоути, вони поділяються на силові, підсилені і нормальні. Силові шпангоути сприймають навантаження від, кріплення передньої і основних опор шасі, крила, оперення, носового обтічника. Решка шпангоутів слугують для підсилення обшивки, кріплення різного обладнання. Вирізи під вхідні двері, аварійні виходи, вантажні і експлуатаційні люки підсилені. Для зовнішнього огляду при в зльоті, посадці, при рулінні і в польоті, освітлення кабін в денний час огляду носка стабілізатора при польоті в умовах обмерзання і контролю положення стулоч заднього вантажного люка.

Фюзеляж - двохпалубний, умовно поділений у вертикальній площині на три частини носову, середню, хвостову; в горизонтальній площині (по верхній підлозі) на дві частини верхню палубу та нижню палубу. На нижній палубі фюзеляжу розміщена вантажна кабіна. Особливістю конструкції літака - є наявність двох вантажних люків в носовій та хвостовій частинах, що спрощує і пришвидшує процеси завантаження або розвантаження. При проведенні даних робіт через носовий люк, ніс літака піднімається вгору, передня рампа спускається. При завантаженні та розвантаженні через хвостовий люк, задні ступки відкриваються, опускається рампа. Система присідання шасі, яка дозволяє змінювати кут нахилу фюзеляжу, підвищує ефективність вантажних робіт. Вирізи під вантажні люки укріплені бортовими балками. Вантажна кабіна оснащена необхідним обладнанням для здійснення розвантаження та завантаження літака, а саме:

- 2 вантажні крани з сумарною вантажопідйомністю до 20 т, які переміщуються по стелі вантажної кабіни і можуть використовуватися як одночасно, так і окремо;
- пересувні лебідки з тяговим зусиллям до 4.5 т кожна;
- напрямні рейки
- спеціальне устаткування для закріплення вантажу.

На верхній палубі розміщені кабіна екіпажу, кабіна відпочинку екіпажу, кабіна для супроводжуваних та відсіки для дрібного вантажу. Центроплан крила розділяє верхню палубу на дві частини.

Кабіна екіпажу. З зовні на передньому склі встановлені склоочисники, скло має електричний обігрів. Вхідні двері розташовані в носовій частині по лівому борту фюзеляжу, по правому борту знаходиться аварійний вихід. В кабіні супроводжуваних наявні два аварійні виходи, по правому та лівому бортах. В стелі наявний аварійний люк.. Вхідний люк розташований в підлозі за кабіною екіпажу також за кабіною екіпажу знаходиться аварійна шахта для стрімкого

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						13
		№ док.им	Підп	Лат		

покидання судна пілотами в разі необхідності. Кімната супроводжуваних розташована за центропланом. Оснащена всім потрібним для забезпечення комфорту супроводжуваних під час польоту. Задній люк розташований в підлозі між кімнатою відпочинку та відсіком для дрібних вантажів. Дрібний вантаж піднімають на гору за допомогою крана з малою вантажопідйомністю до 200 кг. Під підлогою розміщені технічні відсіки, ніша основних опор шасі. В носову частину на час польоту прибираються передні опори шасі. У середній частині фюзеляжу кріпляться консолі крила та основних стійок шасі. В задній частині фюзеляжу кріпиться оперення.

1.2.3. Хвостове оперення

Оперення літака однокілеве, складається з горизонтального та вертикального оперень. Горизонтальне оперення складається із стабілізатора та руля висоти. Горизонтальне оперення слугує для забезпечення повздовжньої стійкості та керованості. Руль висоти складається з двох секцій які пов'язані між собою спільною системою керування. Руль висоти призначений для забезпечення повздовжньої керованості. Вертикальне оперення складається з кіля та руля напрямку. Вертикальне оперення слугує для забезпечення стійкості та керованості. Руль напрямку складається з двох секцій які пов'язані між собою спільною системою керування. Руль напрямку призначений для забезпечення керування по курсу. Аеродинамічна компенсація рулів - осьова. Стабілізатор і кіль - двохлонжеронні з несучою обшивкою. Рулі висоти та напрямку - однолонжеронні, складаються з нерв'юр та обшивки.

1.2.4. Шасі

Шасі літака виконане по трьохопорній схемі, складається з двох передніх стійок та десяти основних стійок, по два колеса на кожній стійці. Основні стійки встановлені в обтічниках шасі, прибираються в напрямку до площини симетрії літака у відсіки під підлогою вантажною кабіни. Відсіки при прибраних і випушених опорах закриваються стулками. Колеса основних опор є гальмівними. Носові стійки прибираються проти потоку у відсіки, розташовані в носову обтічнику фюзеляжу. Відсіки при прибраних та випушених стійках передньої опори закриваються стулками. Для полегшення руління по взлітно-посадковій смузі, перша і п'ята основні стійки поворотні по двом бортам. Система керування поворотом передніх стійок сприяє повороту літака по взлітно-посадковій смузі шириною до 50 м з використанням асиметрії тяги двигунів Літак оснащений системами:

- прибирання-випуску шасі;
- гальмування коліс основних опор;

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						14
		№ док.им	Підп	Лат		

- поворот коліс передньої опори

- регулювання висоти порогів заднього і переднього вантажних люків. Керування випуском та прибирання шасі здійснюється за допомогою гідравлічної системи.

1.2.5. Кабіна екіпажу

Кабіна екіпажу розрахована на трьох членів, двоє пілотів та один борт інженер. Крісла пілотів рухаються на рейках для зручності доступу до місця керування. Перед входом до кабіни врахований вихід до аварійної шахти, яка веде до нижньої палуби і виходу з літака в разі необхідності. Довжина кабіни сягає 5.5 м. висота 2 м., ширина 3.9 м.

1.2.6. Паливна система

Паливна система літака призначена для розміщення та подачі палива до двигунів Д18-Т та ДСУ. Паливна система складається з:

- паливних баків;

- системи дренажу паливних баків;

- системи ситналізації водяного відстою в палубі;

- системи централізованої заправки

- системи централізованого зливу відстою палива;

- органи керування, прилади контролю (система керування і вимірювання палива ,система вимірювання витрат палива). Заправка літака забезпечується централізованою системою і відбувається під тиском через й горловини які знаходяться в правій і лівій гондолах стійок шасі. Можливий також варіант заправки самопливом через дві заливні горловини, які розташовані на лівій та правій частинах консолей крила.

1.2.7. Гідравлічна система

Гідравлічна система літака призначена для живлення робочою рідиною приводів системи керування літаком, для керування випуском та прибиранням шасі, поворотом коліс передньої опори, гальмування коліс, склоочисниками, гереднім та заднім вантажними люками. Гідравлічний комплекс складається з чотирьох автономних систем №1, 2, 3, 4. Дві гідросистеми (№1 і 4) обслуговують приводи системи керування літаком, а дві інші (№2 і 3), окрім приводів системи

керування літаком живлять робочою рідиною інші споживачі (шасі, вантажні люки). Кожна рульова поверхня керується від, всіх 4 гідросистем, а відповідальні споживачі (закрилки, шасі та ін) -від двох гідросистем. В кожній системі, окрім основних насосів, передбачені резервні джерела живлення. Контроль за роботою гідрокомплекса здійснюється за допомогою бортової автоматизованої системи контролю (БАСК).

1.2.8. Система керування

Система керування літаком включає в себе систему штурвального керування (СШК) і комплекс систем керування взлітно-посадковими поверхнями СШК складається з систем керування:

- рулями напрямку ;
- рулем висоти ;
- елеронами

Комплекс систем керування взлітно-посадковими пристроями включає системи керування:

- закрилками
- передкрилками
- інтерцепторами

1.2.9. Система кондиціонування повітря

Система кондиціонування повітря (СКП) призначена для створення і підтримання в кабінах літака необхідних для умов життєдіяльності

За допомогою СКП здійснюються:

- обігрів (охолодження) кабін верхньої палуби та їх вентиляція;
- обігрів вентиляція вантажної кабіни простору;
- обігрів середині вікон кабіни екіпажу;
- надув гермокабін для створення в них необхідного надлишку тиску.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	<i>Ст.</i>
						16
		<i>№ докum</i>	<i>Підп</i>	<i>Лат</i>		

СКВ може працювати на землі (відбір повітря відбувається від ДСУ) і в польоті (відбір повітря відбувається від, основних двигунів відбір повітря відбір двигуна на взлітному режимі заборонений, через можливі відхилення по чистоті повітря). В польоті відбір повітря відбувається від, 2-их ступенів , на етапі зниження і посадки. СКВ оснащена системами автоматичного регулювання. У разі відмови системи автоматики, передбачено ручне регулювання відповідних параметрів (за виключенням регулювання кількості і тиску повітря, яке відбирається від двигунів). Температура в зонах кабін регулюється автоматичним регулятором температури. Дія автоматичної підтримки необхідного тиску в кабінах літака наявна система автоматичного регулювання тиску .

1.2.10 Приладове обладнання

Приладове обладнання, щитки і органи керування розміщені на приборних панелях керування екіпажу, з урахування максимальної зручності для їх використання. В пілотажно-навігаційне обладнання входить:

- інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів;
- система живлення приборів з повним і статичним тиском;
- анероїдно-мембранні прибори;
- пристрої для вимірювання просторового положення літака;
- індикатор навігаційної обстановки.

					<i>НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ</i>	<i>Ст.</i>
						17
		<i>№ док.им</i>	<i>Підп</i>	<i>Лат</i>		

Висновки:

Виходячи з аналізу даних у якості літака прототипа обраний Ан-124 «Руслан». Даний літак займає одне з передових місць в світовій авіації, але враховуючи нинішню ситуацію в авіаційній промисловості України, «Руслани» задіяні по первинному своєму призначенню. За для активної експлуатації та зниження ризиків поломок, дане судно потребує модифікацій.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
		№ докum	Підп	Лат		18

2. РОЗРАХУНКИ ОСНОВНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА

2.1 Геометричні розрахунки основних частин повітряного судна(ПС)

Компоновка літака визначається взаємним розташуванням підрозділів, їх кількість і форми. Його аеродинамічні та експлуатаційні властивості залежать від схеми та аеродинамічного компоновання літака. Вдало підібрана схема підвищує безпеку і регулярність польотів, а також економічну ефективність літака. Вибору схеми проектованого літака передуює вивчення та аналіз схем літальних апаратів, прийнятих за прототипи.

2.1.1 Розрахунок крила

Спираючись на злітну масу m_0 та питоме навантаження P_0 визначають геометричні характеристики крила

Визначаємо площу крила:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{P_0} = [\text{м}^2] \quad (2.1)$$

$$S = \frac{412\,115 \cdot 9.8}{5.127 \cdot 10^3} = 787.74 [\text{м}^2]$$

де m_0 – злітна маса літака, g – прискорення вільного падіння, P_0 – питоме навантаження яке діє на крило .

Розмах крила:

$$l_{\text{кр}} = \sqrt{S_{\text{кр}} \cdot \lambda_{\text{кр}}} = [\text{м}] \quad (2.2)$$

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ			
<i>Змі</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докum.</i>	<i>Підп.</i>	<i>Дат</i>	Розрахунки центрування літака	<i>Ескізни</i>	<i>Літ.</i>	<i>Лист</i>
<i>Розроб.</i>	<i>Царанюк</i>							
<i>Перевір.</i>	<i>Ігнатович</i>							19
<i>Рецензе</i>								
<i>Н. конт.</i>	<i>Хижняк С.В.</i>							
<i>Зав.</i>	<i>Юцкевич С.С.</i>							
						403 АКФ 134		

$$l_{кр} = \sqrt{787.74 \cdot 8.5} = 81.67[\text{м}]$$

де, $S_{кр}$ – площа крила, $\lambda_{кр}$ – співвідношення сторін крила, $l_{кр}$ – розмах крила.

Коренева хорда крила:

$$b_0 = \frac{2S_{кр}\eta}{(1+\eta)l_{кр}} = [\text{м}] \quad (2.3)$$

$$b_0 = \frac{2 \cdot 787.74 \cdot 3.15}{(1 + 3.15) \cdot 81.67} = 14.64[\text{м}]$$

де $S_{кр}$ – площа крила, η – звуження крила, $l_{кр}$ – розмах крила, b_0 – коренева хорда.

Кінцева хорда крила:

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = [\text{м}] \quad (2.4)$$

$$b_k = \frac{14.64}{3.15} = 4.65[\text{м}]$$

де, b_0 – коренева хорда, η – коефіцієнт звуження крила, b_k – кінцева хорда.

Середню аеродинамічну хорду знаходимо геометричним способом:

$$b_{сах} = 10.6[\text{м}] \quad (\text{рисунок 2.1})$$

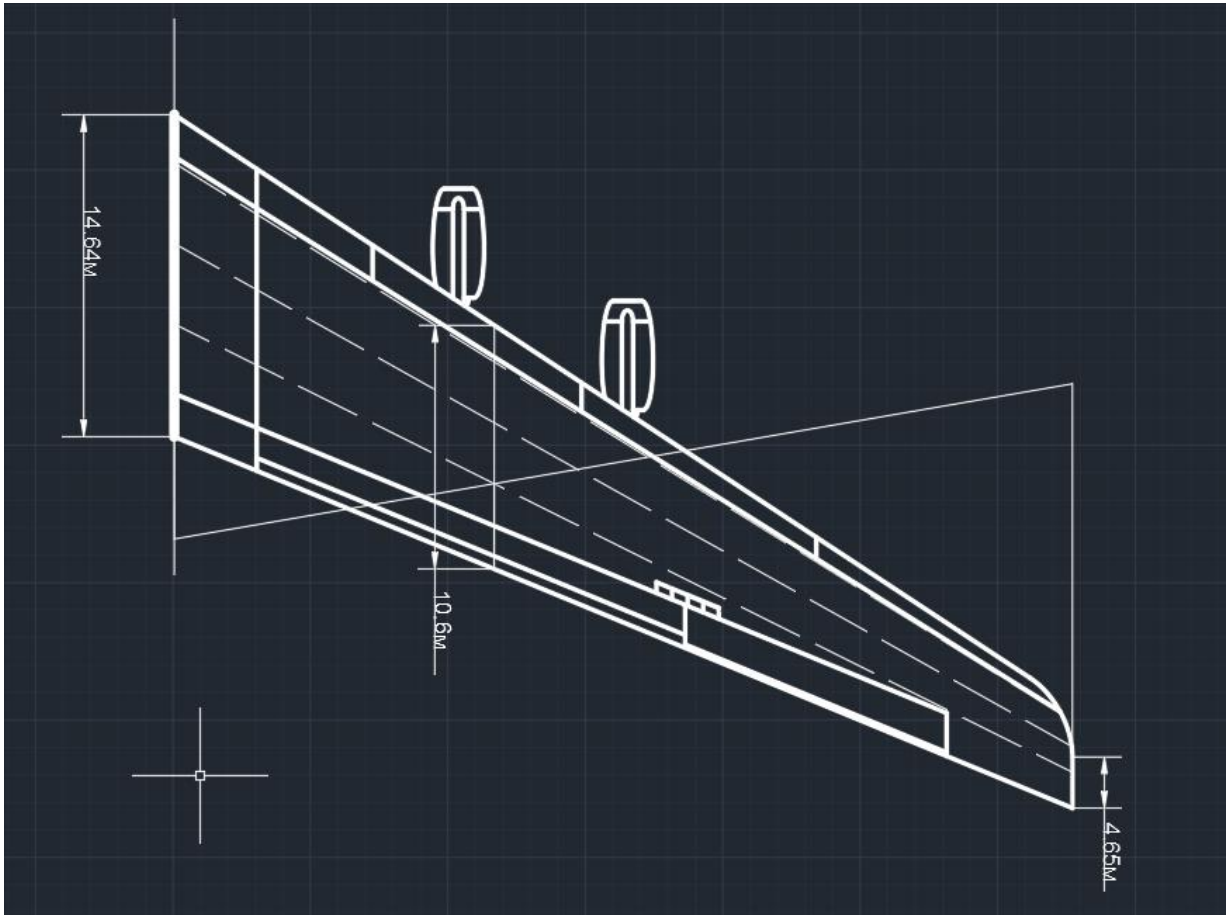


Рис.2.1 Зображення крила, де показана середня аеродинамічна хорда

.Крило трьохлонжеронне.

Відносне положення лонжеронів крила по хорді:

$$\bar{x}_i = \frac{x_i}{b_i},$$

x_i – відстань i -го лонжерона від носка профілю; b_i – хорда крила i -го перерізу.

1-ий лонжерон:

$$\bar{x}_1 = 0.15;$$

2-ий лонжерон:

$$\bar{x}_2 = 0.4;$$

3-ій лонжерон:

$$\bar{x}_3 = 0.65.$$

	№ докум	Підп	Лист	

НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ

Ст.

21

2.1.2 Визначення геометричних параметрів елерона:

Розмах елерона:

$$l_{ел} = 0.3(l_{кр}/2) = [м] \quad (2.5)$$

$$l_{ел} = 0.3 \cdot (81.67/2) = 12.25[м]$$

де, $l_{кр}$ –розмах крила, $l_{ел}$ –розмах елерона.

2.1.3 Площа елерона:

$$S_{ел} = 0.06 \frac{S_{кр}}{2} = [м^2] \quad (2.6)$$

$$S_{ел} = 0.06 \cdot \frac{787.74}{2} = 24[м^2]$$

де, $S_{кр}$ –площа кила, $S_{ел}$ –площа елерона.

Діапазон відхилення елеронів:

вгору $\delta_{ел} \leq 25^\circ$;

вниз $\delta_{ел} \leq 15^\circ$.

2.1.4 Розрахунок основних конструктивно-силових та геометричних параметрів фюзеляжу

При формуванні форми фюзеляжу враховуються цілі для яких конструюється літак, в даному випадку транспортного літака: вага та об'єми вантажу який він повинен перевозити; другочергове це хвильовий опір, опір тертя $C_{хтр}$ та профільний опір $C_{хпр}$.

Підібраний під вимоги діаметр фюзеляжу:

$$D_{\phi} = 7.5 [м]$$

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						22
		№ докум	Підп	Лат		

Підібрана під вимоги довжина фюзеляжу:

$$L_{\phi} = 69.1 \text{ [м]}$$

Подовження фюзеляжу:

$$\lambda_{\phi} = L_{\phi}/D_{\phi} = \text{[м]} \quad (2.7)$$

$$\lambda_{\phi} = 69.1/7.5 = 9.2 \text{ [м]}$$

де, D_{ϕ} – діаметр фюзеляжу, D_{ϕ} – довжина фюзеляжу, λ_{ϕ} – подовження фюзеляжу.

Подовження носової частини фюзеляжу:

$$\lambda_{\text{н.ч.}} = \frac{L_{\text{н.ч.}}}{D_{\phi}} \quad (2.8)$$

$$\lambda_{\text{н.ч.}} = \frac{22.5}{7.5} = 3$$

де, $L_{\text{н.ч.}}$ – довжина носової частини фюзеляжу, D_{ϕ} – діаметр фюзеляжу

Подовження хвостової частини фюзеляжу:

$$\lambda_{\text{х.ч.}} = \frac{L_{\text{х.ч.}}}{D_{\phi}} = \text{[м]} \quad (2.9)$$

$$\lambda_{\text{х.ч.}} = \frac{19}{7.5} = 2.5 \text{ [м]}$$

де, $L_{\text{х.ч.}}$ – довжина хвостової частини фюзеляжу, D_{ϕ} – діаметр фюзеляжу.

2.1.5 Нормальні та аварійні виходи:

- Розмір вхідних дверей по лівому борту:

$$1.05 \times 1.85 \text{ [м]}$$

- Розмір переднього аварійного виходу по правому борту:

$$1.4 \times 0.85 \text{ [м]}$$

- Розміри аварійних виходів в кабіні супроводжуваних по правому та лівому бортах:

$$0.85 \times 1.5 \text{ [м]}$$

- Розмір верхнього аварійного люка в кабіні екіпажу:

$$0.6 \times 0.7 \text{ [м]}$$

- Розмір верхнього аварійного люка в кабіні супроводжуваних:

$$0.6 \times 0.7 \text{ [м]}$$

- Розмір нижнього аварійного люка в кабіні екіпажу:

$$0.6 \times 0.7 \text{ [м]}$$

- Розмір вхідного люка на другу палубу в передній частині фюзеляжу:

$$1 \times 0.9 \text{ [м]}$$

- Розмір вхідного люка на другу палубу в задній частині фюзеляжу:

$$1 \times 1 \text{ [м]}$$

- Розміри переднього та заднього вантажних люків:

$$6.4 \times 4.4 \text{ [м]}$$

2.2.3 Кабіна екіпажу

Кабіна екіпажу має займати якомога менший обсяг, але водночас забезпечувати нормальні умови для роботи та відпочинку льотного екіпажу. Найбільш суворі вимоги висувають до робочих місць пілотів. Крім зручності вони повинні забезпечувати ще добрий огляд. Розмір службової кабіни залежить від складу екіпажу.

Довжина кабіни екіпажу : $l_{к.е.} = 5.5 \text{ [м]}$.

Висота кабіни екіпажу : $h_{к.е.} = 2$ [м] .

Ширина по підлозі кабіни екіпажу: $c_{к.е.} = 3.9$ [м].

2.1.6 Вантажна кабіна

Вантажна кабіна розташована на нижній палубі, основна її мета полягала в містимості та десантування військової техніки.

Внутрішні розміри вантажної кабіни:

- максимальна висота $h_{в.к.} = 4.4$ [м] ;
- ширина по підлозі: $c_{в.к.п.} = 6.4$ [м];
- максимальна ширина вантажної кабіни $c_{в.к. max.} = 6.68$ [м] ;
- довжина вантажної кабіни (без передньої та задньої рампи): $l_{в.к.} = 39.7$ [м].

2.1.7 Кімната відпочинку екіпажу

Розмір кімнати відпочинку:

- довжина кімнати відпочинку екіпажу: $l_{к.в.} = 9$ [м] .
- висота кімнати відпочинку екіпажу: $h_{к.в.} = 2$ [м] .
- ширина по підлозі кімнати відпочинку екіпажу: $c_{к.в.} = 3.9$ [м].

Туалет: (1.3×1.3) [м].

Буфет: (1.5×1.6) [м].

Гардероб: (1.1 ×0.8) [м].

2.1.8 Кабіна супроводжуваних.

Розмір кабіни супроводжуваних та відсіку для дрібних вантажів:

- довжина кабіни супроводжуваних та відсіку для дрібних вантажів: $l_{к.в.} = 16$ [м]
- висота кабіни супроводжуваних та відсіку для дрібних вантажів: $h_{к.в.} = 2$ [м] .
- ширина по підлозі кабіни супроводжуваних та відсіку для дрібних вантажів: $c_{к.в.} = 3.9$ [м].

Туалет: (1.2×1.3) [м]

Буфет: (1.4×1.5) [м].

Гардероб: (1 ×0.9) [м].

Відсік для дрібних вантажів: (5.7 ×3.9) [м].

2.1.9 Розрахунок шасі

База шасі:

$$B=24.76 \text{ [м]}.$$

. Колія шасі:

$$K=8 \text{ [м]}.$$

Кількість основних стійок шасі та коліс на одній стійці відповідно:

$$n=10, z=2.$$

Кількість носових стійок шасі та коліс на одній стійці відповідно:

$$n=2, z=2.$$

Винесення основних коліс шасі:

$$e = 0.18 \cdot b_{\text{сах}} = 0.18 \cdot 10.6 = 1.91 \text{ [м]}.$$

Винесення носових коліс шасі:

$$d=B-e=24.76-1.91=22.85 \text{ [м]}$$

Колеса шасі підбирають за величиною стоячого навантаження, які діє на них від злітної маси літака. При виборі коліс для носової опори, враховують динамічне навантаження.

Навантаження на основні опори:

$$P_{\text{осн}} = \frac{(B - e)G_0}{B n z} = \frac{(24.76 - 1.91) \cdot 412 \ 115 \cdot 9.81}{24.76 \cdot 10 \cdot 2} = 186 \ 358.87 \text{ Н}.$$

$$P_{\text{нос}} = \frac{G_0 e K_d}{B n z} = \frac{412 \ 115 \cdot 9.81 \cdot 1.91 \cdot 1.8}{24.76 \cdot 2 \cdot 2} = 140 \ 340.38 \text{ Н}.$$

За обчисленими значеннями навантажень на колеса $P_{\text{осн}}$ і $P_{\text{нос}}$ і величині взлітної $V_{\text{взл}}$ і посадкової $V_{\text{пос}}$ швидкостей обираємо за каталогом пневматики.

Таблиця 2.1

Дані розрахунку шасі

Розмір колеса, мм	$P_{\text{ст взл}}$, даН	$P_{\text{ст пос}}$, даН	P_o , даН	$\delta_{\text{ст}}$, мм	$P_{\text{дин пос}}$, даН	$P_{\text{руйн}}$, даН	$V_{\text{взл}}$, км/год	$V_{\text{пос}}$, км/год
Для основної опори шасі								
1500×500В	24 000	13 600	10	126	17 500	88 000	320	260
Для носової опори шасі								
НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ								Ст.
	№ докум	Підп	Лат					26

1260×390В	18 000	14 000	10	94	17 600	85 000	300	250
-----------	--------	--------	----	----	--------	--------	-----	-----

2.1.10 Основні параметри оперення

Висота вертикального оперення(ВО)

$$h_{\text{BO}} = (0,13 \dots 0,165) \cdot l_{\text{кр}} = [\text{м}] \quad (2.10)$$

$$h_{\text{BO}} = (0,13 \dots 0,165) \cdot 81,67 = 11,7 \text{ [м]}$$

де, $l_{\text{кр}}$ – розмах крила,

Площа вертикального оперення

$$S_{\text{BO}} = (0,12 \dots 0,20) \cdot S_{\text{к}} = [\text{м}^2] \quad (2.11)$$

$$S_{\text{BO}} = (0,12 \dots 0,20) \cdot 787,74 = 157,55 \text{ [м}^2\text{]}$$

де, $S_{\text{к}}$ – площа крила.

Площа руля напрямку (РН):

$$S_{\text{РН}} = (0,34 \dots 0,45) \cdot S_{\text{BO}} = [\text{м}^2] \quad (2.12)$$

$$S_{\text{РН}} = (0,34 \dots 0,45) \cdot 157,55 = 63 \text{ [м}^2\text{]}$$

Подовження ВО: $\lambda_{\text{BO}} = 0,8$.

Звуження ВО: $\eta_{\text{BO}} = 2,15$.

Хорда ВО:

- коренева:

$$b_{\text{кор.ВО}} = b_{\text{кін.ВО}} \cdot \eta_{\text{BO}} = [\text{м}] \quad (2.13)$$

									Ст.
									27
		№ докум	Підп	Лист	НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ				

$$b_{\text{кор.В0}} = 7 \cdot 2.15 = 15 \text{ [м]}$$

- кінцева:

$$b_{\text{кін.В0}} = \frac{2 \cdot S_{\text{В0}}}{(\eta_{\text{В0}} + 1) \cdot h_{\text{В0}}} = [\text{м}] \quad (2.14)$$

$$b_{\text{кін.В0}} = \frac{2 \cdot 157.55}{(2.15 + 1) \cdot 11.17} = 7 \text{ [м]}$$

Горизонтальне оперення

Розмах горизонтального оперення(ГО):

$$l_{\text{ГО}} = (0,32 \dots 0,5) \cdot l_{\text{кр}} = [\text{м}] \quad (2.15)$$

$$l_{\text{ГО}} = (0,32 \dots 0,5) \cdot 81.67 = 29.64 \text{ [м]}.$$

Площа ГО:

$$S_{\text{ГО}} = (0,18 \dots 0,25) \cdot S_{\text{кр}} = [\text{м}^2] \quad (2.16)$$

$$S_{\text{ГО}} = (0,18 \dots 0,25) \cdot 787.74 = 181.18 \text{ [м}^2\text{]} .$$

Площа руля висоти (РВ):

$$S_{\text{РВ}} = (0,3 \dots 0,4) \cdot S_{\text{ГО}} = [\text{м}^2] \quad (2.17)$$

$$S_{\text{РВ}} = (0,3 \dots 0,4) \cdot 181.18 = 63.4 \text{ [м}^2\text{]} .$$

Подовження ГО: $\lambda_{\text{ГО}} = 2.7$.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						28
		№ докум	Підп	Лист		

Звуження ГО: $\eta_{ГО} = 2.59$.

Хорда ГО:

- коренева:

$$b_{\text{кор.ГО}} = b_{\text{кін.ГО}} \cdot \eta_{ГО} = [м] \quad (2.18)$$

$$b_0 = 2.6 \cdot 2.59 = 9.6 [м]$$

- кінцева:

$$b_{\text{кін.ГО}} = \frac{2 \cdot S_{ГО}}{(\eta_{ГО} + 1) \cdot l_{ГО}} = [м] \quad (2.19)$$

$$b_{\text{кін.ГО}} = \frac{2 \cdot 181.18}{(2.59 + 1) \cdot 29.64} = 2.6 [м]$$

Коефіцієнти статичних моментів:

$$A_{zo} = 0,75, A_{bo} = 0,1.$$

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

$$\bar{c}_{оп} = 0,09$$

На основі проведених розрахунків та аналізу даних літаків прототипів підбираємо двигуни для силової установки проектного літака

2.1.11 Силова установка

Таблиця 2.2

Характеристики силової установки

Тип двигуна	Д-18Т
Тяга, кгс	25830
Питома витрата палива на крейсерському режимі, кг/Н·ч	0,578

Кількість двигунів	4
Ступінь підвищення тиску при крейсерському польоті	38
Ступінь двоконтурності	5.6
Довжина двигуна, мм	5700
Діаметр двигуна, мм	2300
Країна виробник	Україна
Маса двигуна, кг	4100

2.2 ВИЗНАЧЕННЯ ЦЕНТРУ МАС ПС

Відстань від середньої аеродинамічної хорди до центру ваги літака називають центруванням. Зміна варіантів завантаження літака або ваги під час польоту, призводить до зміни положення центру ваги літака.

Центрування є важливою характеристикою літака, оскільки воно впливає на балансування, стійкість і керованість літака. Тому його необхідно тримати всередині суворі обмеження. Для розрахунку центрування необхідно визначити масу основної структурні вузли та пристрої. Поздовжня статична стійкість літака визначається розташуванням його центр мас відносно фокусів. Чим ближче центр мас до носова частина літака, тим більшу поздовжню стійкість має літак.

2.2.1 Визначення центрування спорядженого крила

До маси спорядженого крила належать маса його конструкції, маса обладнання, розташованого всередині крила й маса палива. Незалежно від місця кріплення основного шасі та переднього шасі входить до масового реєстру спорядженого крила. Масовий реєстр містить назви об'єктів, безпосередньо масу та координати їх центру тяжіння. Позитивні значення координати центрів мас прийняті для кормової частини ПС. Список найменувань масових об'єктів для

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						30
		№ докум	Підп	Лист		

літака, з двигунами, розташованими під крилом, вказані в таблиці 2.3.1. Координати центру с маси для спорядженого крила визначаються за формулою:

$$x'_{кр} = \frac{\sum m_i x'_i}{\sum m_i}$$

де, m'_i – маса одиниці, кг, x_i – центр мас агрегату, $x'_{кр}$ – центр мас для оснащеного крила.

Таблиця. 2.2.1

Центрувальна відомість мас спорядженого фюзеляжу

№ п/п	Найменування об'єкту	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	6
1.	Крило (конструкція)	0.09835	40 531.51	4.56	184 823.69
2.	Паливна система	0.00825	3400	4.56	15 504
3.	Система керування літаком (30%)	0.00081	333.82	5.3	1769.25
4.	Електрообладнання (30%)	0.00264	1087.98	1.06	1153.26
5.	Система захисту від обмерзання (70%)	0.00509	2100	5.3	11 130
6.	Гідравлічна система (70%)	0.0063	2596.33	5.3	13 760.55
7.	Силова установка	0.07688	31685.09	-2.3	-72 875.71
	Споряджене крило (без палива і шасі)	0.19265	81 734.73	0.275	155 265.04
8.	Передня опора шасі (випущена)	0.00427	1760.97	-14.9	-26 238.45

9.	Передня опора шасі (прибрана)	0.00427	1760.97	-15.5	-27 295.04
10.	Основні опори шасі	0.03846	15 848.71	9.8	155 317.36
11.	Паливо	0.27223	112 190.07	4.45	499 245.81
	Всього	0.51328	211534.48	3.7	783589.76

2.2.2. Визначення центру мас спорядженого фюзеляжу

Початок координат обрано у проекції носової частини фюзеляжу на горизонтальну вісь. За вісь x прийнято будівельну вісь фюзеляжу. Координата центра мас спорядженого фюзеляжу визначається за формулою

$$X_{\phi} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}$$

де, m_i – маса одиниці, кг; x_i – центр мас одиниці, м.

Таблиця. 2.2.2

Центрувальна відомість мас спорядженого крила

№ п/п	Найменування об'єкту	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	6
ПЛАНЕР					
1.	Фюзеляж (конструкція)	0.10206	42 060.46	34.4	1 446 879.82
2.	Горизонтальне оперення	0.01036	4269.51	68.4	292 034.48
3.	Вертикальне оперення	0.01041	4290.12	64.8	277 999.78

Продовження таблиці 2.2.2

ОБЛАДНАННЯ ТА КЕРУВАННЯ					
1	2	3	4	5	6
4.	Висотне обладнання	0.00505	2079.94	30	62 398.2
5.	Система захисту від утворення льоду (30%)	0.00243	1000	38	38 000
6.	Декоративна обшивка та теплозвукоізоляція салонів	0.0046	1895.73	32.4	61421.65
7.	Гідравлічна система (30%)	0.0027	1112.71	35.8	39 835.02
8.	Електрообладнання (70%)	0.00616	2538.63	36.75	93 294.65
9.	Локаційне обладнання	0.0029	1195.13	4	4780.52
10.	Навігаційне обладнання	0.0044	1813.31	6	10 879.86
11.	Обладнання для радіозв'язку	0.0022	906.65	2.4	2175.96
12.	Приладове обладнання	0.00511	2107.78	6.4	13 489.79
13.	Система керування літаком (70 %)	0.00214	880	36	31 680
14.	Паливна система	0.00085	350.25	29.4	10 297.35
15.	Допоміжна силова установка	0.00146	600	35	21 000
16.	Побутове обладнання (кімната відпочинку екіпажу)	0.00307	1265	15.6	19 734
17.	Побутове обладнання (кабіна для супроводжуваних)	0.00324	1334	45	60 030

	№ док.м	Підп	Лат	

НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ

Ст.

33

Продовження таблиці 2.2.2

18.	Вантажне обладнання	0.02426	10 000	29	290 000
19.	Крісла кабіни екіпажу	0.00024	100	9	900
20.	Масла і робочі рідини	0.00388	1600	37	59 200
Пустий літак		0.19753	81 399.21	34.11	2 776 831.08
Нетиповий вантаж (обладнання)		0.00653	2691.32	42	113 030.46
Пустий споряджений літак		0.21799	89 830.51	32.01	2 875 273.08
СПОРЯДЖЕННЯ					
21.	Екіпаж (3)	0.00083	340	9	3060
22.	Супроводжуючі (4)	0.00083	340	41	13 940
23.	Документація, інструменти, засоби контролю	0.00104	430	19	8170
24.	Багаж екіпажу та супроводжуючих	0.00068	280	30.4	8512
25.	Хімічна рідина	0.00049	200	27.8	5560
26.	Аварійне обладнання	0.00121	500	28.8	14 400
27.	Питна вода	0.00036	150	29.4	4410
28.	Додаткове спорядження, необхідне для ремонту та відновлення ПС у відрядженні	0.00849	3500	31	108 500

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						34
		№ докum	Підп	Лат		

29.	Нетиповий вантаж (обладнання)	0.00653	2691.32	42	113 030.46
Пустий споряджений літак		0.21799	89 830.51	32.01	2 875 273.08
КОМЕРЦІЙНЕ НАВАНТАЖЕННЯ					
30.	Комерційне навантаження	0.26692	110 000	35	3 850 000
31.	Додатковий дрібний вантаж	0.00182	750	51.8	38 850
Всього		0.48672	200 580.52	34.92	7 004 467.68

2.2.3 Розрахунок варіантів центру ваги

Виконання розрахунків центрування потребує перевірки, сумарної ваги повністю обладнаного крила та фюзеляжу, на відповідність вимозі щодо сумісності отриманих розрахункових значень до злітної ваги:

$$\Sigma m_0 = m_{кр.} + m_{ф.} = [\text{кг}] \quad (2.2.1)$$

$$211\,534.48 + 200\,580.52 = 412\,115 [\text{кг}]$$

де, Σm_0 – злітна маса літака, кг; $m_{спор. ф.}$ – маса спорядженого фюзеляжу, кг;

$m_{спор. кр}$ – маса спорядженого крила, кг.

Після визначення центру тяжіння повністю обладнаного крила та фюзеляжу, слід скласти рівняння моментної рівноваги відносно носа фюзеляжу:

$$m_{ф} x_{ф} + m_{кр} (x_a + x'_{кр}) = m_0 (x_a + C). \quad (2.2.2)$$

де, m_0 – злітна маса літака, кг; $m_{ф}$ – маса спорядженого фюзеляжу, кг; $m_{кр}$ – маса спорядженого крила, кг; $C = 0,3b_a$ – відстань від переднього краю МАС до точки центру ваги.

З даного рівняння було визначено координату початку САХ крила відносно носової частини фюзеляжу:

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						35
		№ докum	Підп	Лат		

$$x_a = \frac{m_\phi \cdot x_\phi + m_{кр} \cdot x'_{кр} - m_0 \cdot C}{m_0 - m_{кр}} = [M] \quad (2.2.3)$$

$$x_a = \frac{200\,580.52 \cdot 34.92 + 211\,534.48 \cdot 3.7 - 412\,115 \cdot 3.18}{412\,115 - 211\,534.48} = 32.29 [M]$$

Таблиця. 2.2.3.

Значення центрувань літаків за статистикою

Пряме крило		Пряме крило	
Низькоплан	Високоплан	Низькоплан	Високоплан
13...32	15...33	18...38	20...42

Діапазон значень центрування літака:

$$\bar{x}_T = 20 \dots 42\%$$

Розрахунок варіантів центрування:

1. Злітна маса (шасі випущене)

$$x_T = \frac{m_\phi x_\phi + m_{кр}(x_a + x_{кр})}{m_0} = [M] \quad (2.2.4)$$

$$x_T = \frac{200\,580.52 \cdot 34.92 + 211\,534.48 \cdot (32.29 + 3.7)}{412\,115} = 35.47 [M] ;$$

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_a}{b_a} \times 100\% = \frac{35.47 - 32.29}{10.6} \times 100\% = 30 \% . \quad (2.2.5)$$

2. Злітна маса (шасі прибране)

$$x_T = \frac{m_\phi x_\phi + m_{кр}(x_a + x_{кр})}{m_0} = [M] \quad (2.2.5)$$

$$x_T = \frac{200\,580.52 \cdot 34.92 + 211\,534.48 \cdot (32.29 + 3.7)}{412\,115} = 35.47[M];$$

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_a}{b_a} \times 100\% = \frac{35.47 - 32.29}{10.6} \times 100\% = 30 \% .$$

Зведена центрувальна відомість

№	Найменування	Маса,кг	Центр мас	Центрівка, %
1	Злітна маса (шасі випущено)	412 115	35.47	30
2	Злітна маса (шасі прибрано)	412 115	35.47	30
3	Посадковий варіант.	322 362.93	35.05	26.04
4	Перегінний варіант	301 365	35.6	31.23
5	Стоянковий варіант	180 743.63	35.01	25.66

Висновки:

У цій частині були розраховані основні геометричні розміри та центрування літака. Під час розрахунку були визначені основні геометричні параметри з урахуванням експлуатаційного призначення. Всі отримані значення відповідають вимогам для дальніх вантажних літаків. Виконується центрування проектованої площини. В результаті проведено аналіз та обґрунтування розробленої компоновки літака здійснюється згідно з виданим технічним завданням, комп'ютерними розрахунками та виконано креслення на основі прототипу Ан-124 «Руслан». Геометричні параметри практично збігаються з обраним прототипом.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						38
		№ докум	Підп	Лист		

3. ТЕПЛОЗВУКОІЗОЛЯЦІЯ КАБІНИ ЕКІПАЖУ

3.1. Значення теплозвукоізоляції

ТЗІ – теплозвукоізоляція. Її основна функція – це тепло та шумоізоляція, а також протидія утворенню конденсату між декоративними панелями салону літака та конструкцією повітряного судна. Кожен теплозвукоізоляційний мат складається з вогнетривкої та вологостійкої обшивки (чохла), та спеціального теплозвукоізоляційного матеріалу.

ТЗІ-матеріалам пред'являються комплексні вимоги, у зв'язку з чим вони повинні поєднувати такі характеристики

- наднизьку щільність, що необхідно для збереження необхідних вагових характеристик літального апарату (на відміну від інших галузей в авіації зазвичай застосовуються матеріали, об'ємна щільність яких знаходиться в діапазоні 7–15 кг/м³);
- низьку теплопровідність, яка дозволяє забезпечити необхідний градієнт температур при меншій товщині матеріалу .
- відповідність авіаційним правилам щодо пожежної безпеки, що необхідно, оскільки основні вузли, в яких застосовуються ТЗІ-матеріали, зазвичай розташовані у внутрішньому контурі літальних апаратів, до яких пред'являються підвищені вимоги;
- знижену сорбційну вологість – вбирання пари вологи з повітря призводить не тільки до збільшення щільності, але й до підвищення теплопровідності
- високі звукоізоляційні властивості, які дозволяють досягти необхідного рівня шуму в салоні та кабіні літальних апаратів.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ			
<i>Змі</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докum.</i>	<i>Підп.</i>	<i>Дат</i>	Теплозвукоізоляція кабіни екіпажу	<i>Ескізни</i>	<i>Літ.</i>	<i>Лист</i>
<i>Розроб.</i>	<i>Царанюк</i>							
<i>Перевір.</i>	<i>Ігнатювич</i>							39
<i>Рецензе</i>						403 АКФ 134		
<i>Н. конт.</i>	<i>Хижняк С.В.</i>							
<i>Зав.</i>	<i>Юцкевич С.С.</i>							

3.2 Характеристики шумів

Внутрішній шум є важливим моментом при проектуванні та експлуатації практично всі аерокосмічні літальні апарати. Шум є природним побічним продуктом потужної силової установки, високошвидкісний аеродинамічний потік над поверхнею транспортного засобу та експлуатація бортових систем, таких як кондиціонери. Рівні створюваного шуму можуть бути досить інтенсивний, щоб створити неприйнятне середовище шуму всередині через ефекти наприклад, дискомфорт пасажирів, перешкоди комунікації, втома екіпажу або несправність чутливого електронного обладнання. Контроль шумового середовища вимагає значних особливих зусиль, і заходи з боротьби з шумом зазвичай дають результат, такий як додаткова вага конструкції, зменшення об'єму кабіни або зменшення продуктивність. Тому контроль внутрішнього шуму вимагає постійного пошуку засобів зменшити як рівень шуму, так і відповідні штрафи, особливо для нових вищих продуктивність транспортних засобів.

Різноманітні джерела шуму та шляхи передачі сприяють шуму в салоні. Такі джерела, як гвинти, впускні та випускні системи поршневого або турбовентиляторного типу двигуни, турбомашини та турбулентний потік повітря над поверхнею літака шум, який потрапляє безпосередньо на зовнішню частину фюзеляжу та передається всередину каюта. Цей шум називають «повітряним шумом». Такі джерела, як дисбаланс двигуна сили, що передаються через кріплення двигуна та вихлопні гази двигуна або хвилі пропелера зіткнувшись з поверхнею крила чи хвоста, створює вібраційну енергію, яка передається уздовж конструкції планера та випромінювався в кабіну як акустичний шум. Це шум називають "структурним шумом".

Наслідком є вплив шуму на обладнання від вібрацій, які викликаються; процедури доступні для проектування та тестування обладнання, що витримує вібрації.

Види шумів які впливають на літак:

- граничний шум: створюваний потоком повітря над поверхнями літака, важливий для віртуально всі класи літаків.
- повітряний шум: частина шуму, що передається в салоні через бокову стінку фюзеляжу від джерел, які чинять тиск безпосередньо на зовнішній вигляд фюзеляжу.
- шум двигуна: генерує шумове поле, яке є високотональним за частотним змістом і дуже спрямований у просторовому розподілі.

3.3 Конструкційний шум

Не всі звуки в салоні літака пов'язані з повітряною передачею. Деякі компоненти внутрішнього акустичного поля є результатом механічних сил або аеродинамічний тиск, що діє на віддалені ділянки планера. Отриманий вібраційна енергія передається через структуру, а потім випромінюється всередину салон фюзеляжу як звук. Ось ці компоненти внутрішнього звукового поля як "конструкційний звук".

Загалом конструкційний звук у літаках пов'язаний із дискретною частотою компоненти. Це не означає, що широкосмуговий структурний звук не є таким присутній; однак, якщо він присутній, його не ідентифіковано, ймовірно, через маскування широкосмуговим повітряним шумом. Виникнення конструктивниго звуку є не обмежуючись пропелерними літальними апаратами з поршневыми двигунами; джерела могли бути турбогвинтовими, турбореактивними або турбовентиляторними двигунами, системами кондиціонування повітря, гідравлічні насоси та інше бортове або поршневе обладнання. Попередне

									Ст.
									41
		№ докум	Підп	Лат					

НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ

обговорення стосувалося прямої передачі механічна вібрація від двигуна та пов'язаних з ним механізмів у корпус літака. Другий шлях також може бути присутнім, хоча його значення ще не було встановлено. Цей шлях передбачає зіткнення гвинтового сліду з поверхнею крила або оперення з подальшою передачею енергії вібрації в середині ПС.

Хоча більшість прикладів конструктивного шуму пов'язано з силовою установкою літака, інші приклади існують, хоча вони часто короткочасні. Машини повітряного циклу в системах кондиціонування повітря можуть передавати вібрація дискретної частоти, яка випромінює звук у салон. Крім того, вібрація може передаватися від гідравлічних насосів у конструкцію фюзеляжу з можливим випромінювання як звук в салон.

3.4 Вплив маси та жорсткості на поглинання звуку

Зміни у зменшенні шуму бічної стінки внаслідок збільшення маси або жорсткості.

Підвищення жорсткості шкіри відбувається шляхом приклеювання алюмінієвих стільникових панелей до внутрішньої сторони обшивки фюзеляжу. Обробка жорсткості забезпечила більше зниження шуму, ніж рівна вага маси лікування в більшій частині показаного діапазону частот.

3.5 Передача вібрацій

Передача вібраційної енергії в структурі передбачає участь кількох типів хвиль - згинальних, поздовжніх і поперечних. Таким чином, аналіз є більш складним, ніж для передачі повітря. Поздовжні та поперечні хвилі недисперсійні,

швидкість їх поширення бути незалежним від частоти; згинальні хвилі дисперсійні, фазові швидкості будучи пропорційним квадратному кореню з частоти. Повна оцінка енергії передача повинна включати внески від усіх типів хвиль. Ситуація така ще більше ускладнюється, оскільки будь-який розрив у структурі, такий як рама або елемент жорсткості, енергія може передаватися від одного типу хвилі до іншого. Наприклад, коли хвиля згину в пластині падає на несиметрично прикріплену масу, результуюча хвильова система включає пропущені та відбиті згинальні хвилі та прохідні і відбиті поздовжні хвилі.

3.6 Акустична енергія

Остаточний компонент у визначенні конструктивного звуку в літаку – випромінювання акустичної енергії в приймаючий об'єм. Це еквівалентно для передачі звуку по повітрю, за винятком передачі через конструкції структурна відповідь є лише резонансною, тоді як при повітряно-краплинній передачі відповідь може включати нерезонансні внески (які можуть бути основними). Як для аналізу передачі вібрації різні аналітичні методи можуть бути застосовані для різних частотних діапазонів.

Шум у салоні літака створюється різними джерелами, наприклад турбулентними прикордонні шари, реактивний вихлоп, гвинти та сили дисбалансу двигуна.

3.7 Джерела шуму

Джерелом шуму є двигуни або інші місця, такі як турбулентні прикордонні шари на передній частині кормові регіони можна вважати окремими джерелами. Передача може бути повітряно-краплинним або структурні, але будь-яка може поширюватися різними шляхами. Наприклад, Повітряний шум може проникати

через вікна, бічні панелі або панелі стелі та структурний шум від сліду гвинта може надходити через збудження крилапанелі або горизонтальні хвостові поверхні. Необхідність мінімізації ваги шумозаглушувальних пристроїв вимагає, щоб внески з різних джерел і шляхів відомі досить детально. Потім шум у кабіні та обмеження ваги конструкції можуть бути задоволені, контролюючи лише домінуючі комбінації джерела-шляху шляхом визначення місця обробки там, де є кілька джерел або шляхи впливають, або шляхом розміщення лікування в положенні на шляху, де максимальне зниження рівня шуму можна отримати з мінімальною вагою обробки. Немає єдиного методу ідентифікації, який задовольняв би всі ситуації. Проте розроблено декілька методів, і зазвичай їх потрібно декілька для будь-якої конкретної програми контролю шуму. Одним з цих методів є ТЗІ.

3.8 Ковдра ТЗІ

Обробка бічних стінок повинна задовольняти як термічні, так і акустичні вимоги, хоча достатньої теплоізоляції зазвичай можна досягти меншою обробкою ніж потрібно для контролю шуму. Крім того, необхідна акустична обробка мінімальна вага і об'єм, не повинні легко вбирати вологу, повинні бути стійкими до полум'я та не має виділяти дим або токсичні пари. Лабораторні вимірювання показали, що ковдри зі скловолокна задовольняють цим критеріям і є більш ефективними, ніж інші матеріали за рівнем шумозаглушення на одиницю ваги. Склопластик в наявності різної щільності, наприклад 6,4, 8 і 24 кг/м³, а також матеріал найнижчої щільності бажано, якщо немає дуже жорсткого обмеження простору. Як правило, волокна мають діаметри приблизно 0,00013 см і скріплені разом смоляним матеріалом що становить приблизно 15 відсотків від загальної ваги ковдри. Скловолокно матеріал укладений в дуже тонкі непроникні листи для захисту від вологи.

										Ст.
										44
		№ докум	Підп	Лат						

НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ

Стандартна обробка тіла складається зі скловолоконної ковдри, яка заповнює глибину кільця ребро жорсткості рами та відносно тонка ковдра між кришкою кільцевої рами та панель внутрішньої обробки. Кріплення внутрішньої панелі до рами спричиняє стиснення тонкої ковдри і тим самим погіршує акустичну ізоляцію бічної стінки. Ширококорпусна обробка використовує той самий тип скловолокна низької щільності, але забезпечує а товстіша ковдра між рамою та панеллю внутрішньої обробки та повітряний зазор між ними.

3.9 Теплозвукоізоляція в Ан-124

Оскільки Ан-124 «Руслан» вантажний літак то вимоги ТЗІ не є високими, окрім верхньої палуби, а зокрема кабіни екіпажу. Оскільки даний літак є дальньомагістральним то відповідно за час польоту шуми мають вплив на екіпаж, що вимагає відповідної звукоізоляції, пропускатиме не більше 60-ти дБ.

За час експлуатації ТЗІ на Ан-124 «Руслан» змінювалась двічі. Всі матеріали звукоізоляції на даному судні вироблялись РФ, АТМ.

ТЗІ являла собою один мат скловолокна товщиною 90 мм. Дана теплозвукоізоляція мала отвори якими її накладали на крюки з внутрішньої сторони фюзеляжу і закріплювали гайками, мати між собою кріпили капроновими нитками. Дане кріплення зображене на рисунку 3.1.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						45
		№ докум	Підп	Лат		



Рисунок 3.1

3.10 Порівняння зразків матеріалів ТЗІ.

Відомо, що в якості ТЗІ-матеріалів в авіаційній промисловості використовують два типи матеріалів, волокнисті та пористі. При цьому слід відзначити, що від їх конструкцій залежить комплекс технічних та експлуатаційних властивостей у значній мірі .

Волокнисті матеріали являють собою структурну композицію, яка складається із твердих включень (волокон) і пор проміжків між волокнами, заповненими повітрям. До волокнистих матеріалам відносяться мати і плити з мінерального і скловолокна різної щільності .

Пористі теплозвукоізоляційні матеріали являють собою пористі структури з еластичним каркасом, виготовленим із поліамідних, меламіноформальдегідних, полістирольних, поліуретанових та інших видів полімерів.

Одним із сучасних матеріалів теплозвукоізоляції є Microlite.

Microlite як і АТМ належить до волокнистих матеріалів, але їхні характеристики значно відрізняються, різниця показана в таблиці 3.1

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						46
		№ докум	Підп	Лист		

Порівняння матеріалів ТЗІ

Властивості	АТМ	Microlite
Густина кг/м ³	8-10	9.6
Теплопровідність Вт/м·К		
20°C	–	0.36
100°C	0.009	–
150°C	–	0.061
Максимальна робоча температура, °C	150	239
Вбирання вологості, (при φ = 98%), %	29	–

3.11 Розрахунок та компонування ТЗІ

1. Компоновка ТЗІ

Дана ТЗІ скрадатиметься з трьох шарів двох видів мікролайту в порядку:

Microlite AACWRP №1 – Microlite AACWRP №2 – Microlite AACWRP №1.
Характеристики наведені в таблиці 3.2

Таблиця 3.2

Характеристики матеріалів пропонованої ТЗІ

ТЗІ	Microlite AACWRP №1	Microlite AACWRP №2
ρ _{ТЗІ} кг/м ³	9,6	16,0
h _{ТЗІ} , м	0,0508	0,0254
d ТЗІ, дюйм	2	1

Дані для розрахунку наведені в таблиці 3.3

Таблиця 3.3

Дані для розрахунку ТЗІ

№ п.	Параметри	Зони акустичних навантажень	
		I	II
1	Силовий набір (Д16):		
1.1	Крок шпангоутів $l_{Ш}$, м	0,570	
1.2	Крок стрингерів l_C , м	0,165	
2	Обшивка(Д16)		
2.1	товщина h_0 , м	0,0015	
2.2	густина ρ_0 , кг/м ³	2780	
2.3	Модуль Юнга E_0 , Па	$7 \cdot 10^{10}$	
2.4	Коефіцієнт Пуасона μ_0	0.33	
3	Вібродемпфуюче покриття (Smasonic EX)		
3.1	Поверхнева маса m_B , кг/м ²	1.91	
4	ТЗІ (Microlite)	ТЗІ (Microlite) № 1	ТЗІ (Microlite) № 2
4.1	товщина $h_{ТЗІ}$, м	$25,4 \cdot 10^{-3}$ – 2 шари	$25,4 \cdot 10^{-3}$ - 1 шар
4.2	плотність $\rho_{ТЗІ}$, кг/м ³	9.6	16
4.3	коефіцієнт $\beta_{ТЗІ}$	Коефіцієнт затухання	
5	Панель обліцювання		
5.1	Поверхнева маса $m_{ПО}$, кг/м ²	1,2	

2. Звукоізоляція фюзеляжної панелі з ребрами жорсткості

1. При розрахунку ЗІ фюзеляжних панелей частотний діапазон розбивається на чотири області (див. рис. 3.2)

- область пружності , де $f \leq 0.5f_P$ (спад ЗІ блБ на октаву)
- область резонансу, де $0.5f_P \leq f \leq 2f_P$
- область закону мас $2f_P \leq f \leq 0.5f_K$ (ріст ЗІ блБ октаву)
- область хвильового спів падіння $f \geq 0.5f_K$ (горизонтальна лінія)

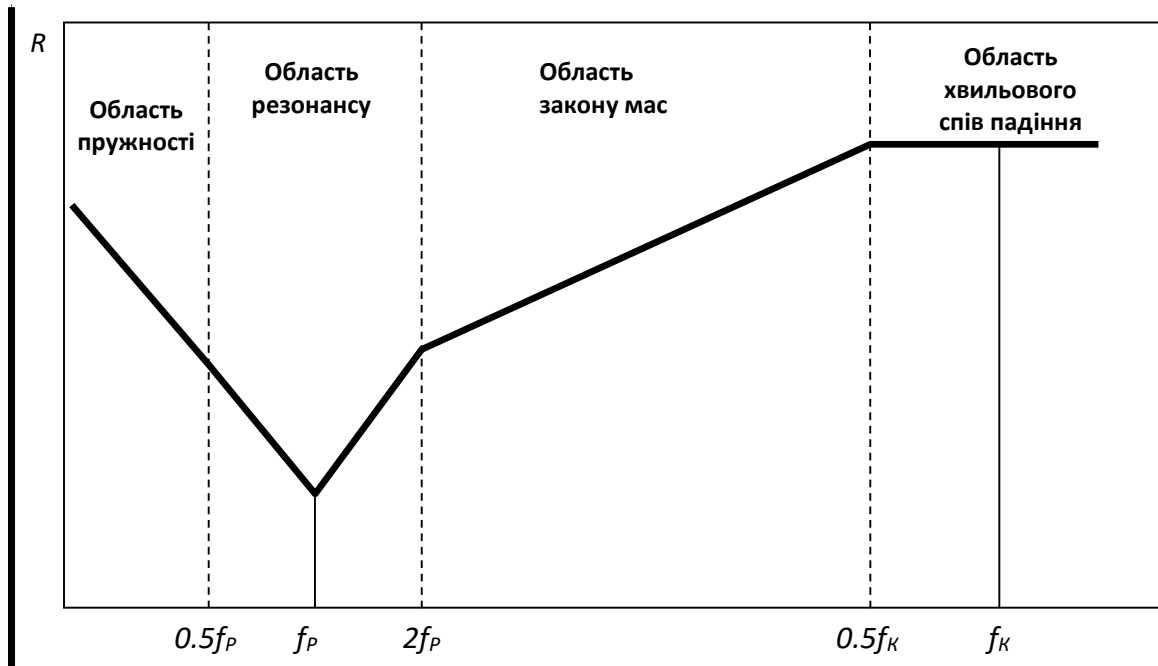


Рисунок 3.2 – залежність ЗІ літакової фюзеляжної панелі від частоти

3. Частоти f_p (нижча власна частота комірки) і f_k розраховуються за формулами (3.1) та (3.2).

$$f_p = \frac{\pi}{2} \left(\frac{D_o}{m} \right)^{0.5} \cdot \left[\left(\frac{1}{l_c} \right)^2 + \left(\frac{1}{l_{ш}} \right)^2 \right] \quad (3.1)$$

де:

$$D_o = \frac{E_o h_o^3}{12(1 - \mu_o^2)} - \text{циліндрична жорсткість, Н*м}$$

m , кг/м² – поверхнева маса вираховується(3.3)

$$f_k = \frac{c^2}{2\pi h_o} \left(\frac{12\rho_o(1 - \mu_o^2)}{E_o} \right)^{0.5} \quad (3.2)$$

Примітка: при розрахунках ЗІ швидкість звуку в повітрі дорівнює c 340.3 м/с.

$$m = h_o \rho_o + m_B \quad (3.3)$$

де: m_B , кг/м² – поверхнева маса вібродемпфуючого покриття

4. Розрахунок ЗІ в галузі пружності виконується за формулою (3.4).

$$R_\phi(f) = 20 \cdot \lg \left(\frac{\pi f_P^2 m \cos(\phi)}{\rho c f} \right) \quad (3.4)$$

де ρ , кг/м³ – щільність повітря.

Примітка: при розрахунках ЗІ щільність повітря дорівнює 1.225 кг/м³

4. Розрахунок ЗІ в галузі закону маси здійснюється за формулою (3.5)

$$R_\phi(f) = 10 \cdot \lg \left(1 + \left[\frac{\pi f m \cos(\phi)}{\rho c} \right]^2 \right) \quad (3.5)$$

5. Необхідно розрахувати ЗІ на частоті f_P за формулою (3.5) та знизити на 2 дБ.

Потім ЗІ для частот, що знаходяться в області резонансу, можна визначити за допомогою апроксимації за формулами (1.6) та (1.7). Формула (1.6) застосовується, якщо частота звуку f знаходиться між $0.5f_P$ і f_P , а формула (1.7), або $f_P < f < 2f_P$.

$$R_{\phi}(f) = R_{\phi}(0.5f_p) + [\lg(f) - \lg(0.5f_p)] \left[\frac{R_{\phi}(f_p) - R_{\phi}(0.5f_p)}{\lg(f_p) - \lg(0.5f_p)} \right] \quad (3.6)$$

$$R_{\phi}(f) = R_{\phi}(f_p) + [\lg(f) - \lg(f_p)] \left[\frac{R_{\phi}(2f_p) - R_{\phi}(f_p)}{\lg(2f_p) - \lg(f_p)} \right] \quad (3.7)$$

6. Звукоізоляція в області хвильового збігу залишається постійною та рівною значенню, розрахованому за формулою (3.5) для частоти $0.5f_k$.

5. Розрахунок звукоізоляції звукопоглинаючих матеріалів

Звукоізоляцію ТЗІ матеріалів обчислюють за формулою (3.8).

$$R_{ТЗІ}(f) = 10 \cdot \lg \left[1 + \left(\frac{\pi f \rho_{ТЗІ} h_{ТЗІ} \cos(\varphi)}{\rho c} \right)^2 \right] + 8.7 \beta_{ТЗІ} h_{ТЗІ} \quad (3.8)$$

6. Розрахунок звукоізоляції панелі облицювання

ЗІ панелей облицювання розраховується згідно із законом мас у всьому діапазоні частот, тобто. за формулою (3.5), де

$$m = m_{ПО} + m_B$$

7. Розрахунок повної звукоізоляції борту

Повна ЗІ борту визначається за формулою (3.9).

$$R_{БОРТ}(f) = R_{\phi}(f) + R_{ТЗІ}(f) + R_{ПО}(f) \quad (3.9)$$

де $R_{БОРТ}$, дБ – повна ЗІ бота

8. Розрахунок геометрії

Розрахунок геометрії визначається графічним способом або за формулами:

$$R = \sqrt{(X_K - X_D)^2 + (Y_K - Y_D)^2 + (Z_K - Z_D)^2}$$

де R відстань від джерела шуму до точки застосування акустичного навантаження.

$$\varphi = \arccos \left[\frac{Y_K (Y_D - Y_K) + Z_K (Z_D - Z_K)}{R \cdot \sqrt{Y_K^2 + Z_K^2}} \right]$$

де, φ Відстань від джерела шуму до точки застосування акустичного навантаження.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						52
		№ докум	Підп	Лист		

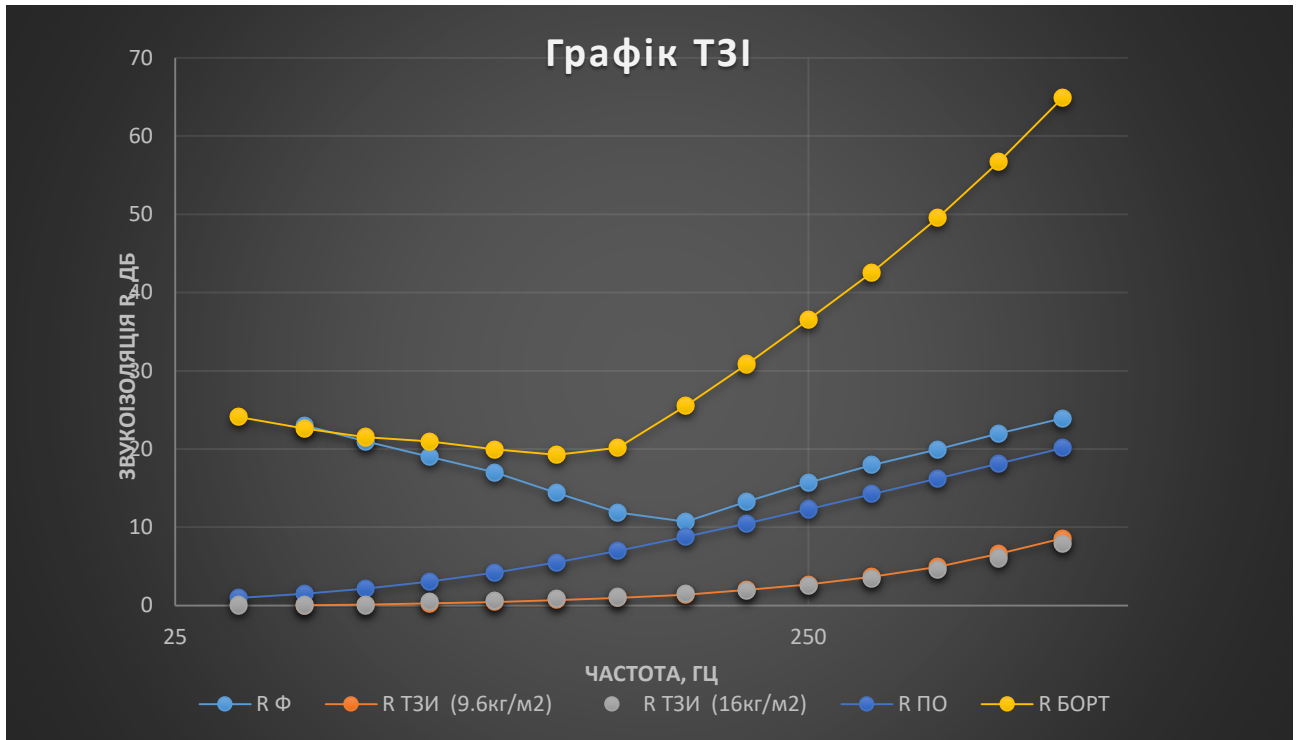
Результати розрахунку наведені в таблиці 3.4

Таблиця 3.4

Результати розрахунку ТЗІ

f, Гц	R_ф	R_{ТЗИ} (9.6кг/м2)	R_{ТЗИ} (16кг/м2)	R_{по}	R_{БОРТ}
31,5	23,0	0,03	0,02	0,99	24,1
40	21,0	0,14	0,03	1,50	22,6
50	19,0	0,27	0,05	2,16	21,5
63	17,0	0,44	0,50	3,06	21,0
80	14,4	0,69	0,64	4,23	20,0
100	11,9	0,99	0,83	5,53	19,2
125	10,7	1,39	1,08	7,01	20,2
160	13,3	1,99	1,45	8,80	25,5
200	15,7	2,71	1,92	10,53	30,9
250	18,0	3,66	2,56	12,33	36,5
315	20,0	4,95	3,43	14,24	42,6
400	22,0	6,64	4,63	16,25	49,5
500	23,9	8,58	6,04	18,15	56,7
630	25,9	10,96	7,84	20,14	64,9

В графіку ТЗІ 3.3 показано залежність звукоізоляції від частоти.



Графік ТЗІ 3.2

Висновки:

В цій частині проаналізовані джерела шуму, та необхідність ТЗІ. Показані нові матеріали звукоізоляції та метод її встановлення. Основні переваги матеріалу **Microlite** це стійкість до вологи, більш якісне поглинання шумів завдяки трьохшаровій ТЗІ різної густини (**Microlite1- Microlite2- Microlite1**) , яка в свою чергу тонша від АТМ та має меншу масу, що позитивно впливає на характеристики літака.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						55
		№ докум	Підп	Лист		

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1. У цьому проекті розроблено ескізний проект далекомагістрального вантажного літака с

відповідно до завдання виконано основні геометричні розміри та центрування проектованого літака,

з урахуванням основних геометричних параметрів, експлуатаційного призначення, максимального комерційного навантаження, швидкість і висота польоту, посадка і зліт. Усі отримані значення відповідають вимогам.

2. Проведено центрування проектованого літака, аналіз та обґрунтування

компонування проектованого літака виконано згідно з видав

технічне завдання, креслення виконано на основі прототипу Ан-124 «Руслан»

Геометричні параметри практично збігаються з обраним прототипом.

3. Запропонований новий матеріал і метод встановлення ТЗІ, характеристики якої порівняно кращі відносно попередньої ТЗІ на літаку прототипі.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ	Ст.
						56
		№ докum	Підп	Лат		

ЛІТЕРАТУРА

1. Г. П. Мазур, "Контроль шуму в салоні літака за допомогою розумної обробки піною на лабораторних випробуваннях боковини фюзеляжу", Американський інститут аеронавтики та астронавтики, 2001.
2. «Шум в салоні» Дж. С. Мікссон, Дж. Ф. Вілбі Дослідження NASA Langley 2001р.
3. Л. Р. Коваль, «Вплив резонансів порожнини на передачу звуку в тонку циліндричну оболонку» 1978 р.
4. А.Г. Мумін, В. А. Панков «Авіаційна акустика, частина 2» 1986 р.
5. Конструкція та міцність літальних апаратів (частина 1): методичні рекомендації до виконання курсового проекту для студентів спеціальності 134 «Авіаційна та ракетокосмічна техніка» /уклад: С. Р. Ігнатович, С. С. Юцкевич, М. В. Карускевич, Т. П. Маслак, С. В. Хижняк// - К.: НАУ, 2018. – 91.
6. Конструкція та міцність літальних апаратів (частина 2): методичні рекомендації до виконання курсового проекту для студентів спеціальності 134 «Авіаційна та ракетокосмічна техніка» /уклад: С. Р. Ігнатович, Т. П. Маслак, С. В. Хижняк, С. С. Юркевич// - К.: НАУ, 2018. – 48 с.
7. Авіаційна та ракетокосмічна 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.

					НАУ 24 11Ц 00 00 00 03 ПЗ							
Змі	Лист	№ докum.	Підп.	Дат	Література			Ескізни	Літ.	Лист		
Розроб.	Царанюк								Q		39	
Перевір.	Ігнатович							403 АКФ 134				
Рецензе												
Н. конт.	Хижняк С.В.											
Зав.	Юцкевич С.С.											

