

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: «Авіаційний диван, що трансформується в ліжку,
широкофюзеляжного пасажирського літака»**

Виконав: _____ **Сергій ГОЛОЦВАН**

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

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

ГОЛОЦВАНА СЕРГІЯ ЮРІЙОВИЧА

1. Тема роботи: «Авіаційний диван, що трансформується в ліжко, широкофюзеляжного пасажирського 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 - 560000 кг; дальність польоту з максимальною корисною навантаженням 150000 кг; крейсерська швидкість 900 км/год на крейсерській 11000 м; посадкова швидкість 280 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, конструктивний опис авіаційного дивану
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 компоунування 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 ХИЖНЯК

Завдання прийняв до виконання _____

Сергій ГОЛОЦВАН

Реферат

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи бакалавра «Авіаційний диван, що трансформується в ліжку, широкофюзеляжного пасажирського літака»

63 сторінки, 7 рисунків, 4 таблиці, 4 посилань на джерела, 3 креслення

Об'єкт проектування – пасажирський дальньомагістральний широкофюзеляжний літак.

Предмет проектування – авіаційний диван, що трансформується в ліжку, широкофюзеляжного пасажирського літака.

Мета кваліфікаційної роботи – розроблення аванпроекту пасажирського літака для дальньомагістральних авіаліній та дослідження варіацій його пасажирського обладнання.

Метод проектування – аналітично-розрахункове моделювання та комп'ютерне проектування дальньомагістрального 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 дослідженні варіацій виконання авіаційного дивану, що трансформується в ліжку.

ЛІТАК, ПРОЕКТУВАННЯ, ЦЕНТРІВКА, КОМПОНОВКА, ДИВАН,
ПАРАМЕТРИ

За підсумками виконання даної кваліфікаційної роботи було спроектовано магістральний пасажирський літак, для авіаліній короткої дальності польотів, який відповідає всім міжнародним стандартам та правилам польотів і експлуатації, нормам безпеки, економічності та надійності.

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.....	Ошибка! Закладка не определена.	10
1 ТЕХНІЧНИЙ ОПИС ЛІТАКА-ПРОТОТИПА		11
1.1. Призначення та область застосування.....		11
1.2. Історія створення.....		11
1.3. Опис повітряного судна		12
1.3.1. Аеродинамічна компоновка		12
1.3.2. Фюзеляж.....		12
1.3.3. Крило.....		13
1.3.4. Оперення		13
1.3.5. Кабіна екіпажу.....		14
1.3.6. Побутове обладнання.....		15
1.3.7. Система управління.....		16
1.3.8. Шасі.....		17
1.3.9. Гідролічна система.....		17
1.3.10 Силова установка.....		17
2. ОБГРУНТУВАННЯ ПРОЕКТНИХ ДАНИХ.....		18
2.1. Вибір основних параметрів крила		19
2.2. Вибір основних параметрів фюзеляжу		21
2.4. Компонування літака.....		22
2.4.1. Розрахунок геометричних характеристик і компонування крила....		23
2.4.2. Особливості компонування фюзеляжу		24
2.4.3. Визначення геометричних і структурно-силових параметрів фюзеляжу		25

					НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ					
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	Зміст					
<i>Розробив</i>	<i>Голоцван С. Ю.</i>							<i>Лім.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Хижняк С. В.</i>							К	7	63
<i>Рецензент</i>								403 АКФ 134		
<i>Н. Контр.</i>	<i>Краснопольський В. С.</i>									
<i>Затвердив</i>	<i>Ігнатювич С. Р.</i>									

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.

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 03Г 00 00 00 38 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		10

1. ТЕХНІЧНИЙ ОПИС ЛІТАКА-ПРОТОТИПА (А-380)

1.1 Призначення та область застосування

Проектований літак розробляється для здійснення комерційних перевезень пасажирів, вантажів, багажу та пошти на далекомагістральних маршрутах у цивільній авіації. Основні вимоги до проекту базуються на наступних принципах:

1. Забезпечення необхідної ефективності перевезень.
2. Максимальне забезпечення безпеки пасажирів.
3. Забезпечення комфортних умов проживання під час польоту для пасажирів.
4. Можливість виконання польотів в умовах обмеженої видимості та за умови польоту на приладах.
5. Забезпечення стабільності транспортування.

У процесі розробки важливо, щоб обсяг виконання цих вимог відповідав стандартам, визначеним у Авіаційних правилах України та документах ІКАО.

1.2 Історія створення Airbus A-380

Створення легендарного літака Airbus A380 було складним і захоплюючим процесом, що розпочався у 1988 році, коли Airbus почав дослідження потреб ринку та технічних можливостей для створення великого пасажирського літака. Офіційно розробка A380 була оголошена в 1990 році.

Перші пропозиції щодо дизайну та концепції були представлені у 1994 році. Затвердження остаточного дизайну та початок виробництва відбулися в 2000 році. Перший політ літака відбувся 27 квітня 2005 року, а вже 15 жовтня 2007 року перший Airbus A380 був переданий Singapore Airlines.

Створення A380 став викликом для інженерів та дизайнерів, оскільки це був найбільший пасажирський літак у світі на момент свого запуску. Літак мав революційну конструкцію, яка включала в себе дві палуби для пасажирів і велику ємність для комфортного перевезення пасажирів.

Протягом свого існування A380 став символом інновацій в авіації, але через зміну попиту на ринку та технологічні виклики виробництва, Airbus оголосив про припинення виробництва A380 у 2019 році. Однак літак залишається одним із найбільш вражаючих досягнень у сучасній авіаційній історії.

					НАУ 24 063 00 00 00 27 ПЗ				
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	Проектна частина				
<i>Розробив</i>	Замореній Р.Л.			<i>Літ.</i>				<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	Щепак С. В.			<i>К</i>				11	63
<i>Рецензент</i>				403 АКФ 134					
<i>Н. Контр.</i>	Краснопольський В. С.								
<i>Затвердив</i>	Ігнатювич С. Р.								

1.3 Опис повітряного судна:

1.3.1 Аеродинамічна компоновка

Літак є низькопланом з чотирма турбореактивними двигунами, які розміщені в гондолах під крилом, а також багатоопорне шасі з передньою і чотирма основними опорами. Механізована передня кромка крила містить дві щілинні заслінки з нерухомим дефлектором і щілинні елерони з рупором і осьовою компенсацією. Фюзеляж має овальну форму. Оперення є однокільним з нормальною схемою, з нерухомим стабілізатором, що монтується на фюзеляжі. Кермо напрямку і висоти здійснюється двоважільно, з роговою і осьовою компенсацією.

Силові шпангоути схильні до великих зосереджених навантажень, які вони передають на тонкостінний фюзеляж без перевантаження окремих його елементів. Силові шпангоути виконані з набору пресованих профілів, листів і стінок. Поздовжній набір складається з чотирьох лонжеронів та 70 стрингерів. Стрингери фюзеляжу розташовані рівномірно по твірним фюзеляжу і вкладені в прорізи шпангоутів. Стрингер кріпиться до шпангоуту з обшивкою заклепкою.

1.3.2 Фюзеляж

Фюзеляж літака складається з суцільнометалевого напівмонокока з поздовжнім набором стрингерів і балок, поперечним набором рам і робочою обшивкою з армуванням у зонах вирізів для отворів люків, дверей, скління та авіаційної техніки. Фюзеляж умовно поділений на носову, середню і хвостову частини.

У носовій частині фюзеляжу на верхній палубі розташована кабіна екіпажу, яка відокремлена перегородкою від пасажирського салону. У передній частині кабіни знаходиться лобове скло з вентиляційними отворами, а у верхній - аварійний люк. Доступ до кабіни екіпажу здійснюється за допомогою сходів, що знаходяться у кабіні пасажирів.

Скління навісу кабіни пілотів забезпечує відмінну видимість під час польоту. Лобове скло та його кріплення розраховані на витримку стандартних навантажень від зіткнення з птахами.

На даному літаку фюзеляж поділений на два поверхи, обидва призначені для перевезення пасажирів. Загалом є 8 дверей, як входних, так і аварійних. За пасажирським відділенням знаходиться хвостове відділення, де розміщені радіообладнання та дві акумуляторні батареї. Пасажирський та хвостовий відсіки розділені між собою переборкою на шпангоуті.

										Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата						12

1.3.3 Крило

Крило Airbus A380 має стрілоподібну форму з високим відношенням сторін, що забезпечує оптимальну підйомну силу і зменшений аеродинамічний опір. Воно оснащено високоавтоматизованими подвійними закрилками, висувними передкрилками, елеронами і багатофункціональними спойлерами, що покращують керованість і ефективність на різних етапах польоту. Для зменшення турбулентності використовуються винглети.

Конструктивно крило складається з лонжеронів, поперечних ребер і поздовжніх стрингерів, що забезпечують міцність і рівномірний розподіл навантажень. Матеріали включають легкі алюмінієві сплави та композити, що знижують вагу і підвищують міцність. Вузли кріплення турбовентиляторних двигунів інтегровані в конструкцію крила для забезпечення надійності та безпеки.

1.3.4 Оперення:

Цей літак сконструйований за нормальною схемою, при якій горизонтальне оперення (ГО) розташоване позаду крила. Ця схема є домінуючою для літаків цивільної авіації.

Основні переваги нормальної схеми:

- можливість ефективного використання механізації крила;
- легке балансування повітряного судна з випущеними закрилками;
- розміщення хвостового оперення позаду крила, що дозволяє зробити носову частину фюзеляжу коротшою. Це покращує огляд пілота і зменшує площу переднього оперення (ПЕ), адже коротша носова частина викликає менший дестабілізуючий тримальний момент;
- можливість розміщення горизонтального та вертикального оперення (ГО та ВО) на більших плечах, що збільшує стабільність літака.

Основні недоліки цієї схеми:

- ГО створює негативну підйомну силу практично у всіх режимах польоту, що знижує загальну підйомну силу літака;
- ГО знаходиться в збуреному повітряному потоці позаду крила, що негативно впливає на його ефективність.

Геометричні параметри підбираються таким чином, щоб зрив потоку на хвості відбувався пізніше, ніж на крилі, що дозволяє вивести літак зі зриву і підвищує безпеку польотів.

					НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ	Лист
						13
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		

Хвостове оперення літака виконано за класичною схемою з одним центральним розташованим кілем і включає:

- стабілізатор, виготовлений з композитних матеріалів (КМ), що складається з повністю формованого каркасу КМ з зовнішніми тришаровими панелями, носової та хвостової частин, закінцівок та металевої збірної клепаної конструкції
- двоважільне, двосекційне кермо висоти, виготовлене з КМ. Для доступу до навісного обладнання керма передбачені знімні чохла, що спрощують огляд конструкції, ремонт та обслуговування, а також заміну всіх механічних частин.

Кіль виготовляється переважно з композитних матеріалів і складається з:

- суцільноформованого каркасу з КМ із зовнішніми тришаровими панелями;
- носової частини;
- хвостової частини;
- обладнання для обтічника.

З'єднання кіля з фюзеляжем здійснюється за допомогою фітингів, виготовлених механічною обробкою штампувань з алюмінієвого сплаву.

Кермо напрямку виготовляється як двоважільне, трисекційне (нижня, верхня та середня секції) і переважно з КМ. Для вузлів кріплення керма напрямку передбачені знімні кришки, що полегшують огляд, ремонт та обслуговування, а також заміну всіх механічних частин.

Хвостове оперення захищає конструкцію від зниження або втрати міцності під впливом навколишнього середовища у всіх передбачуваних умовах експлуатації, а також забезпечує вентиляцію та дренаж у всіх відсіках.

У цьому прототипі частина палива розташована в хвостовій частині.

1.3.5 Кабіна екіпажу:

Компонування кабіни пілотів забезпечує рівні можливості для управління літаком будь-яким з пілотів з однаковою надійністю. Стійкість і керованість літака, а також характеристики і автоматизація льотно-навігаційного обладнання та бортових систем дозволяють пілотам виконувати свої функції без перевищення допустимих навантажень.

Використання конічного панорамного лобового скла кабіни забезпечує пілотам широкий, неспотворений огляд простору, що відповідає вимогам льотної експлуатації.

Для забезпечення можливості управління літаком з обох робочих місць і ефективною взаємодією між пілотами, більшість засобів відображення інформації і органів управління розташовані у зонах, доступних для обох пілотів (на верхній і центральній консолях, на центральній панелі приладової панелі) або дубльовані (польотні і навігаційні індикатори, аварійна світлова сигналізація).

Розміщення приладів і сигналізацій на панелі приладів здійснюється відповідно до стандартів льотної придатності. Оперативно використовувані пульти управління командних радіостанцій і систем автоматичного управління розташовані в межах досяжності і огляду пілотів.

1.3.6 Побутове обладнання:

Повсякденне обладнання літака забезпечує необхідні зручності на борту. До нього входять: регульовані сидіння для пілотів, бортінженера-штурмана і пасажирів, світлофільтри та світлові штори, шафа-купе і туалет (Рис.1.1).

На передній стінці вантажної кабіни встановлено розкладне крісло для стюардеси. Між пасажирським салоном і побутовим купе встановлено легко знімні двері. Між кабіною пілота і пасажирським салоном розташоване побутове відділення, яке включає туалетну кімнату і купе з аварійним обладнанням і бортовим інструментом. Площа туалетної кімнати становить 1,6 м².

У туалеті є бак з водою та технічною рідиною, а також унітаз. На борту також є три аптечки: одна в кабіні пілота, одна в рятувальному обладнанні і одна в хвостовій частині.

Літак постійно оснащується аварійно-рятувальним обладнанням, включаючи мотузки, кисневі маски, димові витяжки, переносні кисневі прилади, ручні вогнегасники, аптечки, сокиру, аварійні радіостанції та радіомаяк, світлову розмітку шляхів евакуації, аварійне освітлення, табло "ВИХІД" біля кожного запасного виходу, рятувальні жилети за місцями роботи екіпажу та спостерігачів.

						НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата			15

A380-800

14P/72J/32W/332Y (+4 CREW REST)

ALL FIRST SUITES AND ALL AISLE BUSINESS SEATS ARE ACCESSIBLE
 ALL AISLE ECONOMY SEATS EXCEPT FRONT ROWS ARE ACCESSIBLE
 FOR INFORMATION ON ACCESSIBILITY IN PREMIUM ECONOMY
 PLEASE REFER TO QANTAS SPECIAL HANDLING
 SEATING IN EXIT ROWS IS NOT AVAILABLE TO CUSTOMERS WITH A DISABILITY

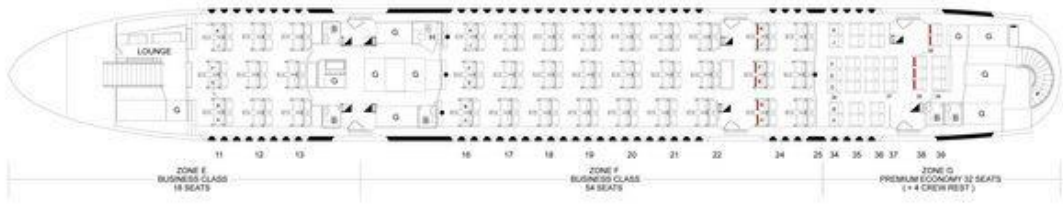
● BASSINET POSITIONS
 T TOILETS
 B BABY CHANGE TOILET
 H ACCESSIBLE TOILET FACILITIES
 G GALLEY

VH-DGA
 VH-DGB
 VH-DGC
 VH-DGD
 VH-DGE
 VH-DGF
 VH-DGG
 VH-DGH
 VH-DGI
 VH-DGJ
 VH-DGK
 VH-DGL

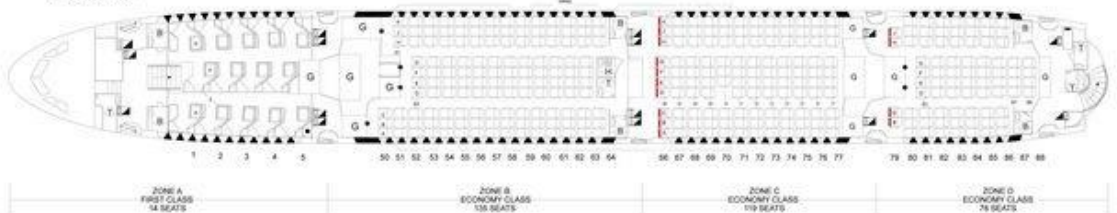


EXIT ROW SEATING

UPPER DECK



MAIN DECK



AIRCRAFT CONFIGURATION DIAGRAM A380-800

Рис. 1.1 Схема розміщення пасажирського обладнання А-380 австралійської авіакомпанії QANTAS.

1.3.7 Система управління:

Система управління літаком включає систему керування рульовими управліннями (LMS) і систему керування механізацією крила (BAGC).

LMS призначена для управління кроком, креном і курсом в ручному і автоматичному режимах з необхідними характеристиками стійкості і керованості. Використовуються міні-кермові колеса і педалі без зміщення нейтральних положень під час обрізки. Органами управління є ліфт, елерони, багатофункціональні перехоплювачі і кермо. СБУ виконує функції контролю і сигналізації перевищення допустимих параметрів.

BAGC в Airbus A380 - це система управління механізацією крила, яка контролює закритки, передкрилки та багатофункціональні перехоплювачі, покращуючи аеродинамічні характеристики і забезпечуючи безпеку під час зльоту, посадки та польоту в ручному і автоматичному режимах.

Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата
-----	------	----------	--------	------

1.3.8 Шасі:

Шасі літака забезпечує високу стійкість під час зльоту та пробігу, добру керованість на землі та ефективне гальмування. Воно складається з чотирьох основних опор (дві на фюзеляжі, дві на крилах) і передньої опори.

Основна опора складається з амортизаторних стійок, на яких встановлені чотири колеса з гідравлічними дисковими гальмами і системою охолодження. Основні опори втягуються в відсіки обтічника, а носова опора втягується в переднє відділення шасі фюзеляжу.

Система шасі оснащена різними підсистемами, такими як очищення і випуск, гальмування, контроль температури і охолодження коліс, контроль обертання коліс і розширення допоміжної опори.

Гальмівна система призначена для різних ситуацій, включаючи гальмування на стоянці, руління, після посадки і перерваний зліт. Вона має різні режими, такі як гальмування на післяпосадковому пробігу, екстренне гальмування та післяпольотне гальмування.

1.3.9 Гідравлічна система:

Гідравлічна система призначена для живлення робочої рідини та забезпечує наступне:

- Приводи системи управління літальними апаратами, гідравлічні циліндри і керовані аеродинамічні щітки.
- Мережі очищення і випуску шасі.
- Поворотні мережі коліс носових шасі.
- Колісні гальмівні мережі.
- Мережі управління дверима.
- Мережі контролю аварійної розгерметизації.

1.3.10 Силова установка:

При виборі місця розташування двигунів враховуються різні фактори, такі як загальна компоновка літака, умови експлуатації, максимальний термін служби двигунів та мінімізація опору силової установки. Один з можливих варіантів - розміщення двигунів під крилом на пілонах. Однак ця схема може мати недоліки, такі як збільшення ступеня двоконтурної діаметра мотора, що може вимагати збільшення висоти ходової частини.

Силова установка включає чотири турбовентиляторних двигуна Pratt & Whitney 4062 на 282 кН кожен, системи управління та моніторингу, допоміжну силову установку, паливну систему та систему протипожежного захисту.

Паливна система включає кесонні цистерни, дренажну систему, систему заправки і зливу палива, відведення паливного шламу, систему подачі палива для двигунів та систему управління і контролю.

2. ОБГРУНТУВАННЯ ПРОЕКТНИХ ДАНИХ

При виборі місця розташування двигунів враховуються особливості загальної компоновки літака, умови експлуатації, необхідність забезпечення максимального терміну служби двигунів, вимога отримання найменшого опору силової установки, необхідність мінімізації втрат повітря у впускному пристрої. У даній схемі літака двигуни розміщуються під крилом на пілонах, одним з недоліків такої схеми розміщення двигунів на крилі є те, що зі збільшенням ступеня байпасу діаметр двигуна збільшується. Тому при облаштуванні двигунів висоту шасі слід збільшити, щоб забезпечити стандартизовану відстань від контуру гондоли до поверхні ґрунту, оскільки двигуни розташовані біля поверхні землі.

Сконструйований літак має чотиризубу схему шасі з носовою опорою. Така схема шасі забезпечує літаку високу стійкість по зльоту і пробігу, хорошу керованість при русі по землі і ефективне гальмування колесами через відсутність капота. Літаки, на яких реалізована така схема шасі, мають горизонтальне положення поздовжньої осі, як на стоянці, так і при русі по аеродрому, тому для пілотів поліпшується огляд з кабіни пілота і підвищується комфорт для пасажирів.

Найважливішим завданням при проектуванні літака є максимальне зниження витрати палива, як за рахунок аеродинамічної компоновки, так і за рахунок раціонального вибору силової установки.

Стандарти льотної придатності цивільних повітряних суден вимагають пасажирських літаків Літак мав не менше двох двигунів. Це необхідно для того, щоб в разі відмови одного двигуна в кінці злітно-посадкової смуги (злітно-посадкової смуги) повітряне судно могло злетіти і набрати безпечну висоту з Певних Розмір вертикальна швидкість і кут нахилу траєкторії зльоту. При виході з ладу 50% двигунів в польоті повітряного судна повинен бути здатний продовжити Горизонтальні політ з меншою висотою і швидкістю.

Оптимального кількість двигунів на літаку залежить від його маси, дальність польоту, клас базування аеродрому, параметри двигуна і Визначається з рештою для кожного типу повітряних суден розраховується в наступні етапи. На цьому етапі приблизно встановлюється кількість двигунів по Статистичний дані з урахуванням ступеня підвищення тиску в двигуні і ступенів двоконтурні.

2.1 Вибір основних параметрів крила

Серед основних параметрів крила – профіль і відносна товщина C , розгортка χ 0,25 хорди, подовження λ , звуження η , кут поперечного V крила і питоме навантаження на крило P , форма крила в плані аеродинамічні характеристики крила і в значній мірі відсувні до форми крила в плані. Параметри профілю $(X_{c,f})$ і відносна товщина крила (C_c) , як практика літакобудування, залежать від кількості M крейсерського польоту - $M_{кр}$

Якщо проєктований літак M має $k < 0,6$, то для його крила найбільш доцільно використовувати асиметричні («несучі») профілі із закругленою передньою кромкою і з відносно провідним (на 20... 30% хордою) положенням максимальної товщини C , яке в прикореневій частині крила може становити 15 ... 18%, а на кінці крила - 10 ... 12% хорди. Для крил сучасних околосвукових літаків використовуються близькі до симетричних і асиметричних профілів з більш гострою передньою кромкою і з відносно заднім положенням максимальної товщини $X_c = 35 ... 45\%$. З тих же причин відносна товщина крила навколосвукових літаків з $M_{кр} 0,8...0,9$ зазвичай зменшується (12...14% на корені і 8...9% на кінці крила). В останні роки для крил околосвукових пасажирських літаків Також використовуються так звані надкритичні профілі (профілі подвійної кривизни), які, в порівнянні зі звичайними профілями однакової товщини, мають більш високі (на 0,08...0,1) значення $M_{крит}$.

Однак зі збільшенням кута розгортки розгортка зменшується. $C_{уmax}$ і $K_{..max}$

					НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		19

крила, ефективність механізації зльоту і посадки знижується.

Від-за сторону переливи прикордонний шар до кінців стрілоподібного крила він має тенденцію до термінальне порушення потоку при великих кутах атаки, наслідком чого може стати втрата поперечної керованості і поздовжня нестійкість повітряного судна при посадці. Розгортка ускладнює Виробництво і збільшує вагу крила.

Подовження крила - це параметр, який істотно впливає на величину індуктивного опору і максимальну якість крил і літаків. Крім того, λ впливає на вагові і жорсткі характеристики конструкції крила.

Дозвукові транспортні літаки мають крила нульової і низьку розгортку. Подовження таких крил лежить в досить широкому діапазоні, $\lambda = 8 \dots 12$, а великі значення подовження зазвичай застосовуються до великогабаритних літаків з великою конструктивною дальністю польоту. Підвищені значення подовження крила іноді вибирають і для літаків з невеликою дальністю польоту через прагнення поліпшити свої злітно-посадочні характеристики.

Для приблизної оцінки подовження крила сконструйованого літака може бути використана формула: $\lambda = 10,5 \cdot c^2 \chi$. Отримане значення подовження коригується виходячи з даних про параметри крила літаків-аналогів.

Звуження крила суперечливо позначається на аеродинамічних, вагових і жорстких характеристиках крила.

Збільшення звуження η сприятливо позначається на розподілі зовнішніх навантажень, жорсткості і вагових характеристиках крила. Також це призводить до збільшення будівельної висоти і обсягів центральної частини крила, що полегшує розміщення палива і різних агрегатів, а збільшення площі крила, що обслуговується механізацією, значно підвищує його ККД.

Однак збільшення звуження має і негативні сторони. Основним з них є тенденція крила з великим звуженням до кінцевого порушення Поток з одночасним зниженням ефективності роботи елеронів.

У зв'язку з цими обставинами звуження прямих крил дозвукових літаків зазвичай заповнюється невеликим і становить значення $\eta = 2 \dots 2.5$, що забезпечує близьку до мінімізації індуктивний опір крила і високі значення C_{Maxpos} .

Кут поперечного V-крила, як відомо, служить засобом забезпечення ступінь бічної стійкості літака. Його величина і знак залежать від самої схеми літній, а для літаків зі стрілоподібними крилами - теж під кутом розгортки. Для прямих крил дозвукових літаків значення поперечного кута V лежать в діапазоні від $+5^\circ$ до -7° для низькокрилої схеми до $-1^\circ \dots -2^\circ$ для висококрилого. Розгортки підвищують бічну стійкість крила і тому стрілоподібні крила слідує тоді, колидають негативний поперечний V.

Виберемо наступні основні параметри крила:

$$\lambda = 8,16; \quad \eta = 3; \quad \beta = 0,13; \quad \chi_{0,25} = 32^\circ.$$

2.2 Вибір основних параметрів фюзеляжу:

Аеродинамічні і вагові характеристики фюзеляжу істотно залежать від його форми і габаритів, які визначаються такими геометричними параметрами, як форма поперечного перерізу, подовження λ_f і діаметр фюзеляжу D_f . Слід зазначити, що подовження і довжина фюзеляжу вказуються в подальшій компоновці повітряного судна з умов забезпечення необхідних обсягів для розміщення екіпажу, пасажирів і вантажів, а також прийнятних Подовження фюзеляжу і його частин (носової частини λ_{nch} і хвостового оперення λ_{hh}) підбираються з урахуванням аеродинаміки і ваги фюзеляжу.

При виборі L_f проектованого літака можна орієнтуватися на наступну статистику сучасних літаків.

На $M_k < 0,9$:

$\lambda_f = 9 \dots 10$ — повітряне судно великої пасажиромісткості;

$\lambda_f = 10 \dots 13$ - далекомагістральні літаки.

Їх кінцеві значення вказуються при виконанні компоновання креслення

фюзеляжу.

Діаметр фюзеляжу пасажирських літаків визначається в основному кількість пасажирських крісел, розміщених в одному поперечному ряду, і клас салону, від якого залежить ширина крісел-підлокітників, також ширина і кількість проходів.

Попередня оцінка діаметра фюзеляжу повинна проводитися на основі статистики, наведеної в таблиці, і параметрів дослідних зразків.

Виділимо наступні основні параметри фюзеляжу:

для розрахунків візьмемо діаметр $D_f = 7,1 \text{ м}$, $\lambda_f = 10$.

2.4 Компонування літака:

Процес компонування об'єднує в собі наступні взаємопов'язані процеси: аеродинамічний, об'ємно-масовий і структурно-силовий компонування, розрахунок центрування. Виконання кожної з цих умов направлено на отримання високої економічної ефективності літака.

Аеродинамічна компоновка повинна забезпечувати виконання аеродинамічних вимог, що зводиться до вирішення завдань по забезпеченню:

- Великій швидкості V від зльоту і посадки до $V_{..max}$ максимальний при мінімальному переході часу з однієї швидкості на іншу в початковому і кінцевому режимах польоту повітряного судна;
- максимальна аеродинамічна якість повітряного судна в крейсерському польоті із заданою швидкістю. Ця вимога полягає в забезпеченні мінімального опору літака і, зокрема, мінімальних втрат балансування;
- при зльоті і посадці максимально великого значення C_{y} повітряного судна;
- у всіх режимах польоту повітряного судна нормуються (необхідні) резерви стійкості і керованості;
- на літаку найбільш сприятливі умови для роботи силової установки, що визначаються оптимально можливими втратами при вході повітря в двигуни і при виході газів з вихідних форсунок двигунів;

- безпечний вихід повітряного судна на максимальні режими польоту (наприклад, високі швидкості або великі кути атаки), які не призводять до тріпотіння, напливу, штопору, глибоких поломок та інших вкрай небезпечних явищ.

2.4.1 Розрахунок геометричних характеристик і компоновання крила:

Геометричні характеристики крила визначаються виходячи з злітної маси m_0 і питомого навантаження на крило P_0 .

$$\text{Спочатку знайдемо площу крила: } S_{кр} = \frac{m_0 \cdot g}{P} = \frac{365508 \cdot 9,81}{6809} \approx 527(\text{м}^2)$$

$$\text{Розмах крил розраховується за формулою: } L_{кр} = \sqrt{S_{кр} \cdot \lambda_{кр}} = \sqrt{527 \cdot 8,16} = 65,55(\text{м})$$

$$\text{Коренева хорда: } b_0 = \frac{2S_{кр} \cdot \eta}{(1 + \eta) \cdot l} = \frac{2 \cdot 527 \cdot 3}{(1 + 3)65,55} = 12,05\text{м}$$

$$\text{Доцентрова хорда: } b_{\kappa} = \frac{b_0}{\eta} = \frac{12,05}{3} = 4,02\text{м}$$

Бічна хорда для трапецієподібного крила визначається з виразу:

$$b_{\phi} = b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{D_{\phi}}{l}\right) = 11,96 \cdot \left(1 - \frac{3 - 1}{3} \cdot \frac{7,1}{65,55}\right) = 11,18\text{м}$$

де D_{ϕ} береться за

попередніми розрахунками.

При виборі силової схеми крила видаляється кількість лонжеронів і їх положення, а також місця зчленування крила.

На сучасних літаках використовується кесонне дво - або трилонжеронове крило; лонжеронне крило притаманне легким спортивним, санітарним та іншим літальним апаратам.

Взаємне розташування лонжеронів в крилі уздовж хорди становить

$$\text{де } X_i - \text{відстань } i\text{-го лонжерона від пальця крила, } b - \text{хорда. } X_1 = \frac{X_1}{b}$$

У крилі з двома лонжеронами $X_i = 0,2$; $X_f = 0,6$.

Це визначає ширину кесона і місткість паливних баків.

$$b_A = \frac{4}{3} \cdot \frac{\eta_{кр}^2 + \eta_{кр} + 1}{(\eta_{кр} + 1)^2} \cdot \frac{S_{кр}}{l_{кр}} = \frac{4}{3} \cdot \frac{3^2 + 3 + 1}{(3 + 1)^2} \cdot \frac{527}{65,55} = 8,7 \text{ м}$$

Після визначення геометричних характеристик крила приступають до оцінки геометрії елеронів і механізації крила.

Геометричні параметри елерону визначаються послідовно:

- размах елерона $l_{эл} = (0,3 \dots 0,4) \cdot l / 2 = 0,35 \cdot 65,55 / 2 = 11,47 \text{ м};$

- хорда елерона: $b_{эл} = (0,22 \dots 0,26) b = 0,25 b_i;$

- площа елерона $S_{эл} = (0,05 \dots 0,08) S_{кр} / 2 = 0,065 \cdot 527 / 2 = 17,11 \text{ м}^2$

- площа компенсації внутрішніх осьових елеронів

$S_{вн.ос} = 0,3 \cdot S_{эл} = 0,3 \cdot 17,11 = 5,13 \text{ м}^2$

- площа тримера елерона $S_{тр} = 0,07 \cdot S_{эл} = 0,07 \cdot 17,11 = 1,2 \text{ м}^2$

Збільшення $l_{Ель}$ і $b_{Ель}$ нерационально мати рекомендовані значення. Під час збільшення масштабу $l_{Ель}$ вище з цих значень сповільнюється зростання коефіцієнта елеронного моменту, а сфера механізації зменшується. Під час збільшення масштабу $b_{Ель}$ ширина кесона зменшується.

На літаках третього покоління спостерігається тенденція до зменшення відносної області застосування і площі елеронів. Завдяки цьому область застосування і площа механізації можуть бути збільшені, що покращує злітно-посадочні характеристики літака.

2.4.2 Особливості компоновання фюзеляжу:

При виборі форми і габаритів перетину фюзеляжу необхідно виходити з вимог аеродинаміки (обтічність і площа поперечного перерізу).

Що стосується дозвукових пасажирських і транспортних літаків ($V < 800 \text{ км / год}$), то хвильовий опір практично не впливає. Тому форму слід вибирати з умови забезпечення найменших значень відповідно опору тертя C_{yf} і опору профілю C_{xp} . На трансзвукових і надзвукових польотах на величину хвильового опору C_{xB} впливає форма носової частини фюзеляжу. Застосування жувальної форми носової частини фюзеляжу значно знижує його хвильовий опір.

Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата

Для навколзвуків літаків носова частина фюзеляжу повинна бути $l_{nch} = (2 \dots 3) D_f$, де D_f - діаметр фюзеляжу.

Крім врахування вимог аеродинаміки, при виборі форми перетину необхідно враховувати умови компоновання і вимоги до міцності.

Для забезпечення мінімальної ваги найбільш прийнятною формою перетину фюзеляжу слід визнати круглий переріз. При цьому товщина обшивки фюзеляжу виходить найменшою. В якості своєрідного такого перетину можна використовувати комбінацію з двох і більше кіл як по вертикалі, так і по горизонталі.

Для транспортних літаків при виборі форми перетину фюзеляжу першорядними не стають питання аеродинаміки і форми поперечні перерізи можна зробити прямокутними або близькими до нього.

2.4.3 Визначення геометричних і структурно-силових параметрів фюзеляжу:

До геометричних параметрів фюзеляжу відносяться:

- діаметр фюзеляжу: D_f ;
- довжина фюзеляжа: L_ϕ ;
- розширення фюзеляжу: $\lambda_\phi = \frac{D_\phi}{L_\phi}$;
- розгинання носової частини фюзеляжу: $\lambda_{nч} = \frac{l_{nч}}{D_\phi}$;
- подовження хвостової частини фюзеляжу: $\lambda_{хч} = \frac{l_{хч}}{D_\phi}$,

де $l_{nч}$ і $l_{хч}$ - відповідно довжина носової і хвостової частини фюзеляжу.

Довжина фюзеляжу визначається з урахуванням схеми літака, особливостей компоновання і центрування, а також з умов забезпечення посадкового кута атаки $\alpha_{поз}$.

Давайте визначимо наступні параметри фюзеляжу:

$$L_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi = 10 \cdot 7,1 = 71 \text{ м};$$

												Лист
												25
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ							

$$l_{нч} = \lambda_{нч} \cdot D_{\phi} = 1,6 \cdot 7,1 \approx 13,49 \text{ м}; l_{хч} = \lambda_{хч} \cdot D_{\phi} = 3 \cdot 7,1 \approx 21,3 \text{ м}$$

На етапі концептуального проектування, в процесі попередніх досліджень для визначення довжини фюзеляжу, можна рекомендувати співвідношення для літальних апаратів:

$$\text{Зі стрілоподібним крилом } L_{\phi}/L_{кр} = 0,95 \dots 1,25$$

При визначенні діаметра фюзеляжу прагнуть забезпечити мінімальний середній перетин S_{ms} з одного боку і забезпечити вимоги до компоновання з іншого.

Для пасажирських і транспортних літаків фюзеляж на тлі кораблів раніше загальний, обумовлений габаритами салону або вантажного салону.

Одним з основних параметрів, що визначають мічмани пасажирського літака, є висота пасажирського салону.

Для далекомагістральних повітряних суден орієнтовно можна взяти: висота кабіни $h_1 = 1,9$ м; ширина проходу $b_{pr} = 0,6$ м; відстань від вікна до підлоги $h_2 =$; висота камери схову h_3 $h_3 = 0,9 \dots 1,3$ м.

Варто враховувати, що знаходження необхідної ширини салону ще не дозволяє знайти оптимальні розміри перетину фюзеляжу. З конструктивної точки зору раціонально мати круглий перетин фюзеляжу, так як в цьому випадку він буде найбільш міцним і легким. Однак для розміщення пасажирів і вантажів така форма не завжди може бути оптимальною. Часто це виявляється більш раціональним. Формують поперечний переріз фюзеляжу у вигляді овалу або перетину двох кіл. Необхідно пам'ятати, що овальна форма незручна у виготовленні, а верхня і нижня панелі під надмірним тиском будуть працювати на вигин і зажадають введення в конструкцію шоківих балок та інших підкріплень.

Крок нормальних рам в конструкціях фюзеляжу знаходиться в межах 360...600 мм, в залежності від розмірів фюзеляжу і класу компоновання пасажирських салонів

Схема пасажирського та побутового фюзеляжного обладнання

Розміри пасажирського салону повітряного судна визначаються кількістю пасажирів при стандартному розміщенні сидінь.

Ширина кабін в економ-класі становить:

$$B_{\text{каб}} = 3 \cdot 1130 + 2 \cdot 200 = 3790 \text{ мм.}$$

Ширина кабін бізнес-класу становить:

$$B_{\text{каб}} = 7 \cdot 360 + 10 \cdot 40 + 2 \cdot 350 = 3620 \text{ мм}$$

Ширина кабін в палубах бізнес-класу 2 дорівнює:

$$B_{\text{каб}} = 6 \cdot 400 + 9 \cdot 50 + 2 \cdot 300 = 3450 \text{ мм}$$

Довжина салону визначається:

$$l_{\text{каб}} = 1200 + \left(\frac{n}{m} - 1 \right) \cdot t_{\text{кр}} + (235..250) = 1200 + \left(\frac{300}{9} - 1 \right) \cdot 750 + 235 = 25685 \text{ мм}$$

Довжина пасажирського салону 2 палуби:

$$l_{\text{каб}} = 1200 + \left(\frac{n}{m} - 1 \right) \cdot t_{\text{кр}} + (235..250) = 1200 + \left(\frac{250}{9} - 1 \right) \cdot 840 + 235 = 19261 \text{ мм}$$

де n - кількість пасажирів; t - крок сидіння

Загальна довжина пасажирського салону без урахування буфетів, туалетів, шаф-купе становить 42 м

Після визначення довжини салону необхідно перевірити виконання вимог до обсягу на одного пасажиря:

- перший клас $v_{\text{кімната}} = 1,6 \text{ м}^3$ - норма.
- другий $v_{\text{кабіна}} = 1,25 \text{ м}^3$
- економ $v_{\text{каб}} = 0,95 \text{ м}^3$

Чим більше дальність польоту, тим більше повинен бути питомий обсяг. Якщо вимоги до кабіни v не дотримані, розміри кабіни слід збільшити.

Норми льотної придатності передбачають, що при польоті з $H =$ кабіна 3500 м повинна бути герметичною, надлишковий тиск в салоні не менше 567 мм Нг. Швидкість зміни тиску в салоні не більше 0,182400 мм рт.ст./с, подача свіжого повітря не менше 24 кг/год на одного пасажиря, температура в салоні 18...22°C і вологість 30... 60 %. Висота пасажирського салону в зоні проходу повинна бути не менше 1900 ... 2000 мм. Пасажирський салон виконаний з одним рівнем підлоги і не допускає наявності в ньому виступів і западин, а вхідні

					НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		27

двері не повинні мати порогу.

2.4.4 Вантажна та багажні відсіки:

Камери схову, як правило, розміщуються в герметичній частині фюзеляжу під підлогою салону або на нижньому поверсі.

При діаметрах фюзеляжу $D_f < 2800$ мм важко розмістити багажники під підлогою, а потім вони розміщуються на одному рівні з підлогою салону. Найчастіше багажники розташовуються спереду і ззаду пасажирського салону, щоб підтримувати центрування літака в заданих межах шляхом регулювання навантаження, особливо при неповній кількості пасажирів. Іноді на багатомісних і широкофюзеляжних літаках розміри камер схову збільшуються, щоб обмежена кількість пасажирів могла завантажити літак до повного комерційного навантаження за рахунок пошти і вантажу.

Для навантаження і розвантаження багажу і вантажу зовнішні задні двері повинні мати розміри не менше зазначених.

доступ до багажника з боку повітряного судна.

Для підвищення ефективності транспортування необхідно максимально використовувати обсяги хвостової частини фюзеляжу і хвостового оперення, розміщуючи стволи, авіаційне обладнання і т.д. На вантажних літаках великої вантажопідйомності для зручності завантаження люк виконується у вигляді низхідної драбини, по якій колісна техніка може проїхати своїм ходом, а важкі вантажі зтягаються наявними на борту лебідками і кранами. що питома навантаження на підлогу багажника становить:

$K = 400 \dots 600$ кгс/м і некомпактний багаж, квадрат Шини Визначається:

$$S_b = m_{Bp}/0,4 \text{ тис.} + m_r/0,6 \text{ тис.}$$

де m_g - маса багажу, пошти і вантажу.

Необхідний об'єм багажного місця

$$V_{bn} = V_b \cdot n_{пас} = 0,17 \cdot 550 = 220 \text{ м}^3$$

$V_b = 0,17$ – всього 20 кг на одного пасажирів.

										Лист
										28
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ					

2.4.5 Кухні та буфети:

Для забезпечення харчування пасажирів на міжконтинентальних і далекомагістральних лініях, в залежності від кількості пасажирів, передбачено 1...2 кухні. Міжнародні стандарти передбачають, що якщо на літаку робиться змішане планування, то обов'язково робиться дві кухні. При тривалості польоту менше 3 годин, в даний час пасажирам не видається харчування, в цьому випадку передбачені буфети на воду і чай. У літаках з часом польоту менше однієї години буфети і туалети можуть не проводитися. Кухні та буфети повинні бути розміщені обов'язково біля дверей, бажано між кабіною екіпажу та пасажирським салоном, або мати окремі вантажні двері. На широкофюзеляжних літаках кухня розміщується під підлогою, а візки з їжею піднімаються в салон ліфтом. Іноді їх роблять 2-поверховими: внизу є кухня, вгорі буфет.

Буфети і кухні не можна розміщувати біля туалетів або поєднувати з шафами-купе. Загальний обсяг кухні:

$$V_k = (0.1 \dots 0.12) * n_{\text{пасс}} = 0.11 * 550 = 60.5 \text{ м}^3$$

$$\text{та його площа } S_k = \frac{V_k}{h_k} = \frac{60.5}{2} = 30.25 \text{ м}^2$$

де $h_k = 2 \text{ м}$ - висота кухні. $Z_k = 30.25 \text{ м}^2$

Кількість їжі на одного пасажирів: сніданок, обід і вечеря - по 800 грамів; чай і вода - по 400 грам.

Якщо харчування організовано одноразово, то видається набір No1 вагою 620 грам. Харчування видається пасажирам кожні 3,5...4 години польоту.

2.4.7 Гардероби:

Шафи-купе для верхнього одягу пасажирів розташовані біля головних дверей для входу і виходу пасажирів. Гардероб для одягу екіпажу бажано зробити

										Лист
										29
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ					

окремою. Виконують шафи-купе 2-х видів.

Порівняно вузький з таким розрахунком, що може висіти на вішаках, підвішених на n Рухомі труби покривають не більше 2 рядів. Ширина одного ряду займає 500...600 мм, крок вішалок 70...80 мм. Шафа:

$$S_{\text{гард}} = (0,035...0,040) \cdot n_{\text{насс}} = 0,05 \cdot 550 = 27,5 \text{ м}^2$$

Ширина одного ряду - 550 мм.

Крок вішалок - 80 мм.

Шафи-купе бажано розмістити якомога ближче до пасажирського салону і відокремити від нього шторою або знімною перегородкою, щоб влітку, коли шафи-купе не використовуються, на їх місце встановлювалися додаткові місця. Головні убори, портфелі і невеликі сумки зберігаються на полицях, розташованих збоку уздовж пасажирського салону. Висота полиць від підлоги салону - 1700 ... 1800 мм

2.4.8 Туалети:

Кількість туалетів визначається кількістю пасажирів і тривалістю польоту: при $t > 4$ години один туалет на 40 пасажирів, при $t = 2...4$ години на 50 пасажирів і $t < 2$ години на 60 пасажирів.

При часі польоту менше 1 години і кількості пасажирів до 15 туалетів не робиться. При великій кількості туароків для збільшення пропускної здатності Можливість відділення вбиральні з раковини. Площа одного туалету $S_t = 1,6 \text{ м}^2$ при шириною не менше одного метра. Норми передбачають мати запас води і ліквідності в туалетах на людину: при $t > 4$ години $Q = 2,0 \text{ кг}$, $t = 2...4$ години $q = 1,0 \text{ кг}$, $t < 2$ години $Q = 0,7 \text{ кг}$. Загальний запас вода і хімічні рідини,:

$$m_{\text{ж}} = Q \cdot n_{\text{Перевал}} = 2 \cdot 550 = 1100 \text{ Кг.}$$

2.4.9 Нормальні та аварійні виходи та засоби екстренної допомоги:

Звичайні двері для входу і виходу пасажирів виконуються з лівого боку повітряного судна. Висота дверей залежить від діаметра фюзеляжу і дорівнює

											Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата							30

1400 ...1830 мм двері повинні бути не менше 860 мм

Для аварійного вильоту повітряного судна з обох боків повітряного судна роблять аварійні виходи, головні двері зараховуються до аварійних дверей. Кількість аварійних виходів залежить від кількості пасажирів.

Згідно з вимогами ENLG-S, кількість і розміри аварійних люків повинні бути такими, щоб при навчанні на землі (перевірці вильоту літака), при відкритих 50% всіх виходів, включаючи основні, або окремо всіх лівих і всіх правих виходів, евакуація проводилася за час 90 секунд. Встановлено, що за наявності двох нормальних виходів з лівого борту та двох запасних виходів з правого борту 120...160 пасажирів залишають повітряне судно за 30 секунд.

На низькокрилих літаках бажано мати не менше двох аварійних люків для виходу на крило. Для запобігання виходу з кабіни пілота при посадці повітряного судна на воду обов'язково робиться не менше двох аварійних люків для виходу на верхню частину фюзеляжу.

Норми льотної придатності передбачають хоча б одну двері, до якої легко дістатися ззовні. За стандартами ІКАО розмір аварійного люка повинен бути таким, щоб всередину нього можна було ввести еліпс не менше 483x660 мм. В зоні екіпажу повинен бути або по одному виходу з кожного боку фюзеляжу розміром не менше 480x510 мм, або один верхній люк не менше 500 ... 700 мм.

У носовій і хвостовій частині літака знаходиться:

Головні двері - 890x1800 мм, 4 шт.

Службові двері лівосторонні – 1350 x 1162 мм, 2 шт.

Службові двері правий борт – 1400 x 1500 мм, 2 шт.

Аварійні двері - 510x1100 мм, 4 шт.

Всі двері можуть використовуватися в якості аварійних дверей.

Вікна пасажирського салону розташовані в одній світловій лінії (на багатьох палубках за кількістю палуб). Форму пасажирського салону можна прийняти прямокутної форми з опуклими бортами і закругленими кутами 260x350 мм

Для виходу пасажирів використовуємо надувну аварійну драбину, місце для неї відводиться біля вхідних дверей, або аварійний люк. Для польотів повітряних суден над морем передбачені індивідуальні надувні жилети і плоти групового життя. Групові плоти можуть вмістити від 6 до 25 осіб.

2.4.10 Розрахунок основних параметрів і компонування шасі:

В ході розрахункових робіт вибирається схема ходової частини, кількість коліс на опорах, визначаються основні параметри ходової частини (підстава, зняття основної і носової опор, гусениця) і характерні кути, підбирається пневматика шасі .

Особливість такої схеми Шасі у нас є місцем розташування головного стійки всередині центруючого полігону так, щоб всі положення польоту центри мас знаходяться перед осями основних стійок, а центр мас порожній і оснащені літальні апарати - ззаду.

На початковому етапі проектування, коли ще не виконано розвал-сходження і відсутні креслення загального вигляду літака, визначається тільки частина параметрів шасі .

Зняття основних коліс ходової частини здійснюється:

$$e = (0,15 \dots 0,2) \cdot 8,7 = 1,48 \text{ м.}$$

При занадто сильному втягуванні важко відірвати передню ногу під час зльоту, а якщо занадто мало, то літак може перекинутися на хвіст, коли спочатку завантажені задні кабіни і багажники. Крім того, навантаження на носову опору буде занадто малою і літак буде нестійким при русі по слизькій злітно-посадковій смузі і бічному вітру.

База шасі - від виразу: $B = (0,3 - 0,4)L_f = 0,35 \cdot 71 = 24,85 \text{ м}$

Відведення носової опори буде дорівнювати: $d = B - e = 24,85 - 1,48 = 23,37 \text{ м}$

Колія шасі розраховується за формулою: $K = (0,7...1,2) B \leq 12 \text{ м}$

З огляду на, що основні стійки шасі втягнуті в фюзеляж, колія становить 10,69м.

З умови профілактики бічного капотування $K > 2H$. Тут H - відстань від злітно-посадкової смуги до центру мас (СМ) літака.

Для низькокрилих літаків цифровий аналізатор розташований нижче будівельної горизонталі фюзеляжу на відстані:

$$Y_{\text{см}} = (0,18...0,20)d_f - \text{з двигунами на крилі}$$

$$Y_{\text{см}} = (0,13...0,15)d_f - \text{з двигунами на фюзеляжі}$$

У висококрилих літаків цифровий аналізатор розташований над будівельною горизонталлю фюзеляжу на відстані:

$$Y_{\text{см}} = (0,05...0,08)d_f - \text{з двигунами на фюзеляжі};$$

$$Y_{\text{см}} = (0,08...0,1)d_f - \text{з двигунами на крилі.}$$

Колеса шасі підбираються відповідно до величини паркувального навантаження на них від злітної ваги літака; При виборі коліс носової опори враховуються динамічні навантаження. Тип пневматики (балонна, напівциліндрова, арочна) і тиск в них визначаються покриттям злітно-посадкової смуги, на якій призначений для роботи літак. Гальмівні колеса встановлюються на основній, а іноді і на носовій опорі. Навантаження на колеса визначається:

$$P_{\text{зл}} = \frac{(B - e) \cdot m_0 \cdot 9.81}{B \cdot n \cdot z} = \frac{(24,85 - 1,48) \cdot 365508 \cdot 9,81}{24,85 \cdot 4 \cdot 4} = 210759H$$

$$P_{\text{нос}} = \frac{e \cdot m_0 \cdot 9.81 \cdot K_d}{B \cdot z} = \frac{1,48 \cdot 365508 \cdot 9,81 \cdot 1,5}{24,85 \cdot 2} = 160106H$$

де n і z - кількість опор і коліс на одній опорі відповідно;

$K_d = 1,5...2,0$ - коефіцієнт динамічності.

За розрахунковим значенням навантаження на колеса $P_{\text{гл}}$ і $P_{\text{нос}}$. а значення зльоту $V_{\text{плати}}$ і посадки $V_{\text{на}}$ швидкостях підбираються згідно з каталогом пневматики, виконуючи наступні умови:

$$P^k > P_{\text{гл}}^k; P^k > P_{\text{нос}}^k; B^k_{\text{пос}} > B_{\text{нос}}^k; V^k_{\text{взл}} > V_{\text{взл}}^k$$

Вибирають такі колеса високого тиску:

Осівопорі - 1100x330В мм (гальмівні);

										Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ					33

Носові опори - 660x200В мм (без гальмування).

Графічно визначимо інші параметри шасі.

$$F^0 > a_{\text{пос}} - A_{\text{уст}} - A_{\text{ст}}$$

$\varphi > 10 \dots 18^\circ$ - кут перекидання на хвості;

$\gamma_1 > \varphi + (1 \dots 2^\circ)$ - Кут в основні ніжки шасі;

$\gamma_2 > 90^\circ$ - умова заземлення на носовій опорі посадки:

$\psi > 35^\circ$; $\delta > 5^\circ$.

2.4.11 Вибір параметрів оперення:

Одним з головних завдань аеродинамічного проектування є оптимізація розміщення горизонтального оперення з метою забезпечення поздовжньої статичної стійкості літака. Для досягнення цього показника Цифровий центр повинен знаходитися вперед від фокусу аеродинамічного центра судна, і відстань між цими точками, яка залежить від середньої аеродинамічної хорди крила, визначає рівень поздовжньої стійкості, тобто $m^{Cu} = x_f - x_{\text{f}}, < 0$,

де t^{Cy} - коефіцієнт моменту, x_t і x_f відповідно відносна координата RM і фокуса.

Якщо $t^{Cy} = 0$, то літак має нейтральну поздовжню статичну стійкість і, якщо $t^{Cy} > 0$,

то літак статично нестійкий. У звичайній схемі літака (хвостове оперення за крилом) фокус комбінації крило-фюзеляж зміщується назад при установці горизонтального оперення.

Зазвичай області вертикалі S_{go} і горизонтальні S_{vo} хвостах такі:

$$S_{go} = (0,18 \dots 0,25)S = 0,22 * 527 = 115,85 \text{ м}^2;$$

$$S_{vo} = (0,12 \dots 0,20)S = 0,15 * 527 = 78,99 \text{ м}^2.$$

Більш точно можна визначити:

$$S_{go} = \frac{b_{cax} \cdot S}{L_{go}} \cdot A_{go}; \quad S_{vo} = \frac{b_{cax} \cdot S}{L_{vo}} \cdot A_{vo}$$

де L_{go} , L_{vo} - плече горизонтального і вертикального оперення, l і S - розмах крил і їх площа, A_{go} , A_{vo} - коефіцієнти статичних моментів.

Значення L_{go} і L_{vo} залежить від ряду факторів. В першу чергу на їх величину

										Лист
										34
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ					

впливають: довжина носової і хвостової частин фюзеляжу, розмахистість і розташування крила, а також умови забезпечення стійкості і керованості літака.

До першого наближення можна припустити, що $L_{го} \approx L_v$ і в залежності від конструктивні особливості, щоб знайти їх по співвідношенню:

- для важких літаків $L_{вона} = (3,2...3,3)b_{сах}$

Визначення площ рулів висоти і напрямку. Площа керма зазвичай займає:

$$S_{рв} = (0,3...0,4)S_{го} = 0,3 * 115,85 = 34,76 \text{ м}^2.$$

Площа керма:

$$S_{рн} = (0,35...0,45)S_{во} = 0,4 * 78,99 = 31,6 \text{ м}^2.$$

Визначення розмаху горизонтального оперення.

Розмах крил і оперення літака пов'язане зі статичним співвідношенням:

$$l_{го} = (0,32...0,5) l_{кр} = 0,4 * 65,55 = 26,22 \text{ м}.$$

У цій залежності нижній межі відповідають літаки з турбореактивними двигунами, оснащеними цільним роторним стабілізатором.

Висота вертикального оперення $H_{во}$ визначається в залежності від розміщення крила щодо фюзеляжу і розташування двигунів на літаку.

$$h_{во} = (0,14...0,2) l_{кр} = 0,18 * 65,55 = 11,8 \text{ м}$$

Слід вибирати звуження горизонтального і вертикального накидки:

- для літаків з $M < 1$ $\eta_{го} = 2...3$ і $\eta_{во} = 1...3,3$.

Прийняти: $\eta_{го} = 2,5$ і $\eta_{во} = 2$

Подовження оперення рекомендують:

- для дозвукових літаків $\lambda_{го} = 3,5...4,5$ і $\lambda_{ін} = 0,8...1,5$;

Прийняти: $\lambda_{го} = 4$ і $\lambda_{ін} = 1,2$

Визначення хорд оперення b кінц, $b_{сах}$, $b_{корн}$ виконують за формулами:

$$b_k = \frac{2 \cdot S_{го}}{(\eta_{го} + 1) \cdot l_{го}}; ; b_{сах} = 0,66 \cdot \frac{\eta_{го}^2 + \eta_{го} + 1}{\eta_{го} + 1} \cdot b_k \quad b_0 = b_k \cdot \eta_{го}$$

Для ГО: $b_k = 2,52 \text{ м}$; $b_0 = 6,31 \text{ м}$; $b_{сах} = 4,64 \text{ м}$.

Для ВО: $b_k = 4,4 \text{ м}$; $b_0 = 8,93 \text{ м}$; $b_{сах} = 6,87 \text{ м}$.

Розмах оперення береться на $3...5^0$ більше ніж

розмах крила. Це робиться для забезпечення керованості літака в разі хвильової кризи на крилі. Приймати: $\alpha_{го} = 35^\circ$; $\alpha_{во} = 45^\circ$

Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата

Місця для екіпажу	0,0010	357,00	4,85	1731,45
Комплектний фюзеляж без комерційного навантаження	0,2828	103356,18	33,73	3485877,02
Пасажирів	0,1129	41250,00	35,41	1460662,50
Багаж пасажирів	0,0447	16323,96	31,00	506042,76
Команда	0,0035	1275,00	4,85	6183,75
Обладнаний фюзеляж з комерційним навантаженням	0,4438	162205,14	33,65	5458766,03

Координати центру мас обладнання фюзеляжу визначається за формулою:

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

$$X_{\phi} = \frac{\sum m_i * x_i}{\sum m_i} = \frac{5458766,03}{162205,14} = 33,65$$

Визначивши центри ваги оснащеного крила і фюзеляжу, складемо рівняння рівноваги моментів щодо носка фюзеляжу:

$$M_{\text{сн.ф}} * X_{\phi} + M_{\text{сн.кр.}} * (x_{\text{сах}} + x_{\text{к}}) = M_0 * (X_{\text{сах}} + c)$$

З цього рівняння визначимо положення передньої кромки крила по відношенню до носка фюзеляжу, тобто значення $X_{\text{сах}}$ за формулою:

$$X_{\text{сах}} = \frac{m_{\text{сн.ф.}} * X_{\phi} + m_{\text{сн.кр.}} * X_{\text{к}} - m_0 * c}{m_0 - m_{\text{сн.кр.}}} = 32,41 \text{ м}$$

Знання положення крила щодо фюзеляжу на кресленні макета силові елементи крила і фюзеляжу пов'язані. Після компоування крила і фюзеляжу розраховується центрування. Центруванням, як відомо, називають взаємне

розташування центру ваги від передньої кромки крила, виражене в його процентному співвідношенні.

$$X_T = \frac{X_{ц.т.} - X_{сах}}{b_{сах}} * 100\%$$

Табл. 3.3 Центр мас спорядженого фюзеляжу.

Назва об'єкта	Вага, кг	Координата К.М., м	Маса, кг*м
Бордюрене крило (без палива)	51138,22	35,80	1830937,54
Переднє шасі (випущено)	3551,82	12,90	45814,98
Опора головних шасі (випущена)	10655,47	37,75	402233,41
Паливо	137957,34	36,19	4992009,80
обладнаний фюзеляж	103356,18	33,73	3485877,02
Пасажирів	41250,00	35,41	1460662,50
Багаж пасажирів	16323,96	31,00	506042,76
Команда	1275,00	4,85	6183,75
Опора головного шасі (знімається)	10655,47	37,75	402233,41
Опора головного шасі (знімається)	3551,82	11,70	41552,79
посадкове паливо	34489,33	36,19	1248002,45

3.3 Варіанти центрівки літака:

Табл. 3.4 Варіанти центрівки літака.

№	Ім'я	Вага, кг	Маса, кг*м	Координ ати, м	Центрування, %
1	Злітна маса (шасі випущено)	365508,00	12729761,76	34,83	27,78
2	Злітна маса (шасі знято)	365508,00	12725499,57	34,82	27,65

3	Посадка вар. (випущено шасі)	262040,00	8985754,41	34,29	21,62
4	Перегоночный вар.	307934,04	10758794,31	34,94	29,06
5	Парковка var.	168701,70	5764862,95	34,17	20,25

					НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		40

Висновки до проектної частини

Під час робіт з розрахунку та аналізу проектування літака відповідно до технічних вимог, ми провели комп'ютерний аналіз на основі вже існуючого дослідного зразка літака А-380 для дослідження та обґрунтування компонування нашого проекту. Після ретельних обчислень ми прийшли до висновку, що геометрія і стріловидність крила (ГО, ВО) відповідають вимогам і залишаються незмінними, але розмах крила збільшився для покращення польотних характеристик.

Незмінним залишився оригінальний дизайн пасажирського салону, що було враховано як оптимальний в контексті проекту. Однак було внесено зміни у вибір двигунів, щоб вони відповідали найсучаснішим стандартам ІКАО щодо шумових та екологічних викидів.

Усі ці зміни та вдосконалення були внесені, зберігаючи незмінною кількість екіпажу: командир літака і другий пілот, щоб забезпечити ефективну та безпечну експлуатацію літака.

					НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		41

4. АВІАЦІЙНИЙ ДИВАН, ЩО ТРАНСФОРМУЄТЬСЯ В ЛІЖКО, ШИРОКОФЮЗЕЛЯЖНОГО ДАЛЬНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ЛІТАКА

4.1 Матеріали, конструкція, механізми трансформації:

Комфорт пасажирів на борту літаків завжди був ключовим фактором для авіакомпаній, особливо на довготривалих перельотах. Широкофюзеляжні пасажирські літаки, такі як Boeing 777, Airbus A350 або Boeing 787, Airbus A380 зазвичай використовуються для міжнародних рейсів, де комфорт і зручності є критичними. Однією з найінноваційніших розробок у цій сфері є авіаційний диван, що трансформується в ліжко. Цей компонент став важливим елементом сучасних бізнес-класів і навіть економ-класів у деяких літаках, забезпечуючи пасажирам можливість відпочити та спати під час польоту.

Конструкція та матеріали

1. Матеріали та безпека

- Легкі сплави та композити: Каркас дивана виготовляється з легких алюмінієвих сплавів або композитних матеріалів, що забезпечують міцність та зменшення ваги конструкції. Наприклад, у Boeing 787 Dreamliner використовуються каркаси сидінь з вуглецевого волокна, що забезпечує додаткову легкість та міцність.

- Вогнестійкі матеріали: Оббивка та наповнювачі диванів повинні відповідати суворим авіаційним стандартам безпеки, включаючи вогнестійкість. Вони також мають бути зносостійкими та легко очищуваними. Наприклад, вогнестійкі матеріали на основі кевлару часто використовуються для оббивки.

- Екологічність: Останні моделі все частіше виготовляються з екологічно чистих матеріалів, що підлягають вторинній переробці. Це може включати біорозкладані матеріали для наповнювачів та оббивок, що знижують вплив на довкілля.

2. Механізми трансформації

- Електромеханічні системи: Сучасні дивани-ліжка оснащені електромеханічними системами трансформації, які дозволяють пасажирам легко та швидко змінювати конфігурацію сидіння на ліжко та навпаки. Наприклад, у бізнес-класі літаків Airbus A350 використовуються електромеханічні системи, що дозволяють перетворювати сидіння в горизонтальне ліжко за кілька секунд.

- Ручні механізми: У деяких моделях використовуються ручні механізми, які є

					НАУ 24 063 00 00 00 27 ПЗ		
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			
<i>Розробив</i>	Дорошенко В. І.				<i>Лім.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	Щепак С. В.				К	42	63
<i>Рецензент</i>					403 АКФ 134		
<i>Н. Контр.</i>	Краснопольський В. С.						
<i>Затвердив</i>	Ігнатювич С. Р.						
Список літературних джерел							

простішими та менш дорогими, але потребують більше зусиль з боку пасажирів. Наприклад, деякі моделі у преміум-економ класі можуть мати ручні механізми трансформації.

Функціональність і дизайн

1. Ергономіка

- Адаптивна підтримка: Дивани забезпечують оптимальну підтримку тіла в сидячому і лежачому положеннях, що досягається завдяки використанню високоякісних наповнювачів і продуманій конструкції. Наприклад, в сидіннях компанії Recaro використовуються наповнювачі з ефектом пам'яті, які адаптуються до форми тіла пасажирів.

- Інтуїтивне управління: Сучасні системи управління трансформацією прості в користуванні, часто інтегровані в підлокітники або доступні через сенсорні панелі. Наприклад, сидіння Vantage XL від Thompson Aero Seating мають інтуїтивно зрозумілі панелі управління, вбудовані у підлокітники.

2. Інтегровані системи

- Розваги та комунікації: Дивани часто оснащені інтегрованими екранами для розваг, зарядними пристроями для мобільних телефонів, USB-портами та розетками. Наприклад, сидіння бізнес-класу в літаку Boeing 787 оснащені 18-дюймовими екранами з сенсорним управлінням і численними портами для зарядки.

- Освітлення: Вбудовані системи освітлення забезпечують комфорт під час читання або відпочинку. У деяких моделях використовується індивідуальне освітлення, що може регулюватися пасажиром.

Виробники та моделі

1. Thompson Aero Seating

- Vantage XL: Один з популярних продуктів, який використовується у широкофюзеляжних літаках. Він забезпечує пасажирів високою приватністю, зручністю трансформації та індивідуальним регулюванням сидіння. Наприклад, цей тип сидіння встановлено в бізнес-класі літаків Airbus A330 авіакомпанії Aer Lingus.

2. Recaro Aircraft Seating

- CL6710: Пропонує різноманітні конфігурації сидіння і ліжок, високий рівень комфорту і легкість трансформації. Ці сидіння встановлено у літаках Lufthansa і Delta Airlines, забезпечуючи пасажирів бізнес-класу максимальний комфорт.

3. Zodiac Aerospace (тепер Safran Seats)

						НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата			43

4.2 Загальний вигляд:

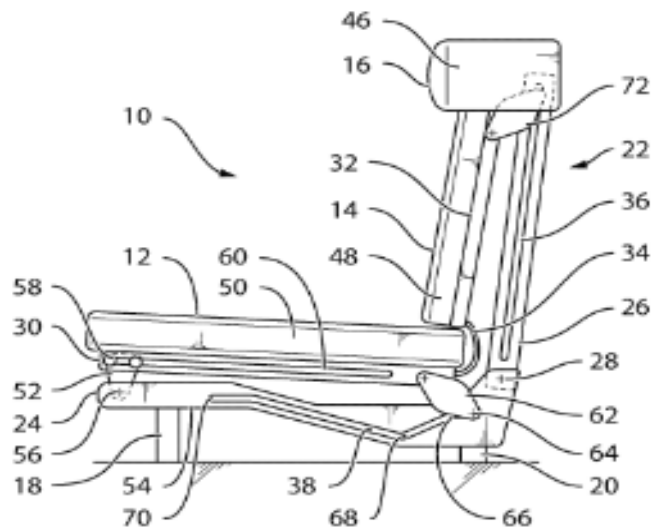


Рис. 1 Графічний боковий вигляд одного з передбачуваних варіантів виконання дивану цього винаходу, показаного в першому положенні сидіння, яке називається вертикальним положенням або положенням для руління, зльоту та посадки.

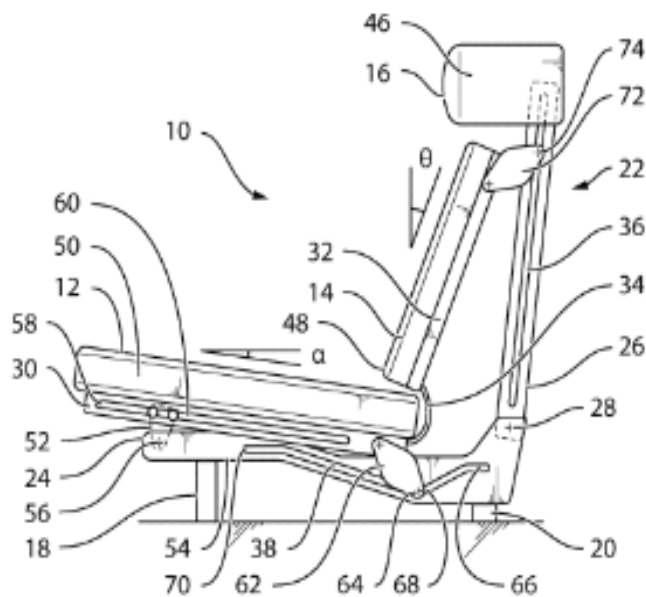


Рис. 2 Графічний боковий вигляд варіанту виконання дивану цього винаходу, показаного на Рис. 1, при цьому диван ілюструється у другому положенні, яке називається положенням для дрімоти або положенням напівлежання.

Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата

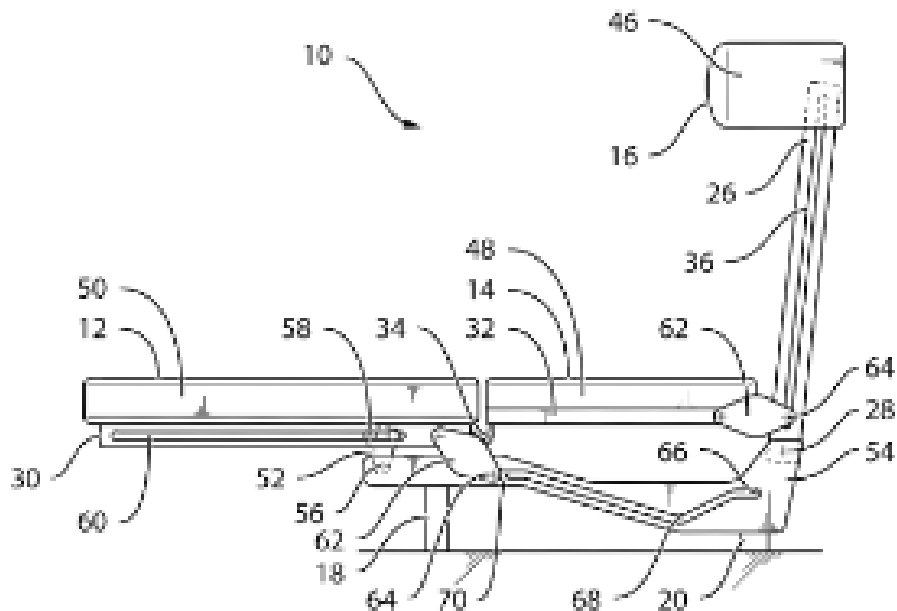


Рис.3 Графічний боковий вигляд дивану цього винаходу, показаного на Рис.1, при цьому диван ілюструється в третьому положенні, яке називається положенням лежання або спального місця.

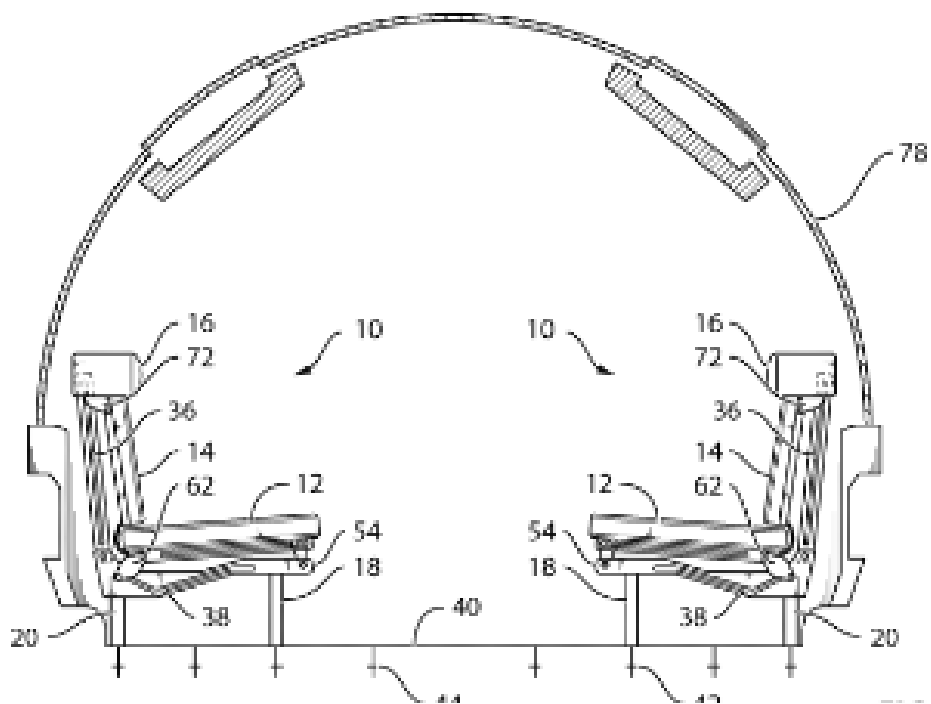


Рис.4 Графічний поперечний переріз літака, що включає два дивани згідно з варіантом виконання, ілюстрованим на Рис. 1-3, при цьому дивани обернені один до одного та обидва розташовані в положенні TTOL

Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата

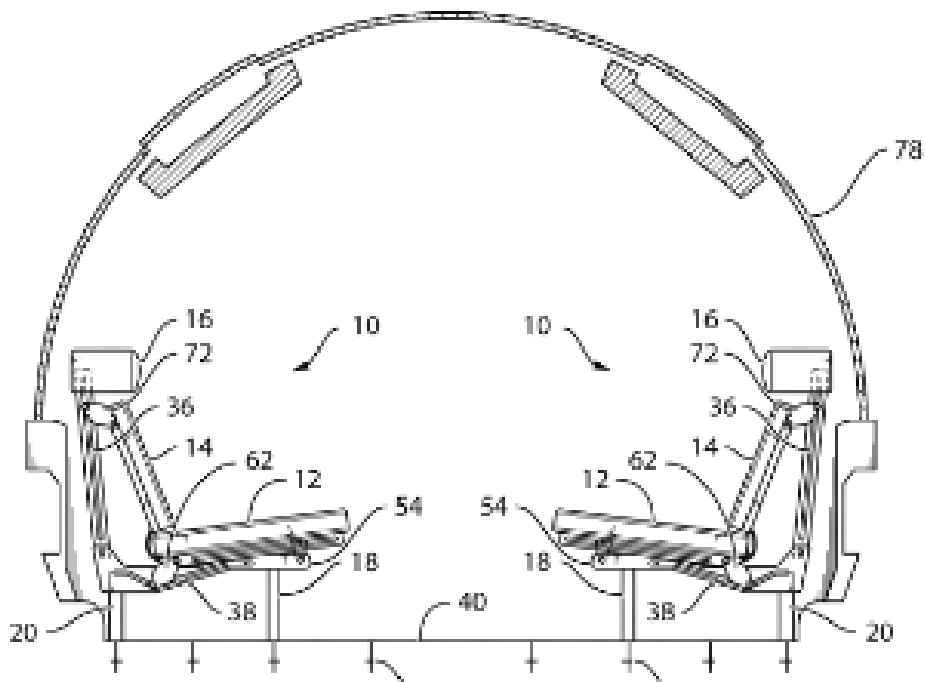


Рис.5 Графічний боковий вид літака, показаного на Рис. 4, при цьому два дивани розташовані в положенні для дрімоти (напівлежання);

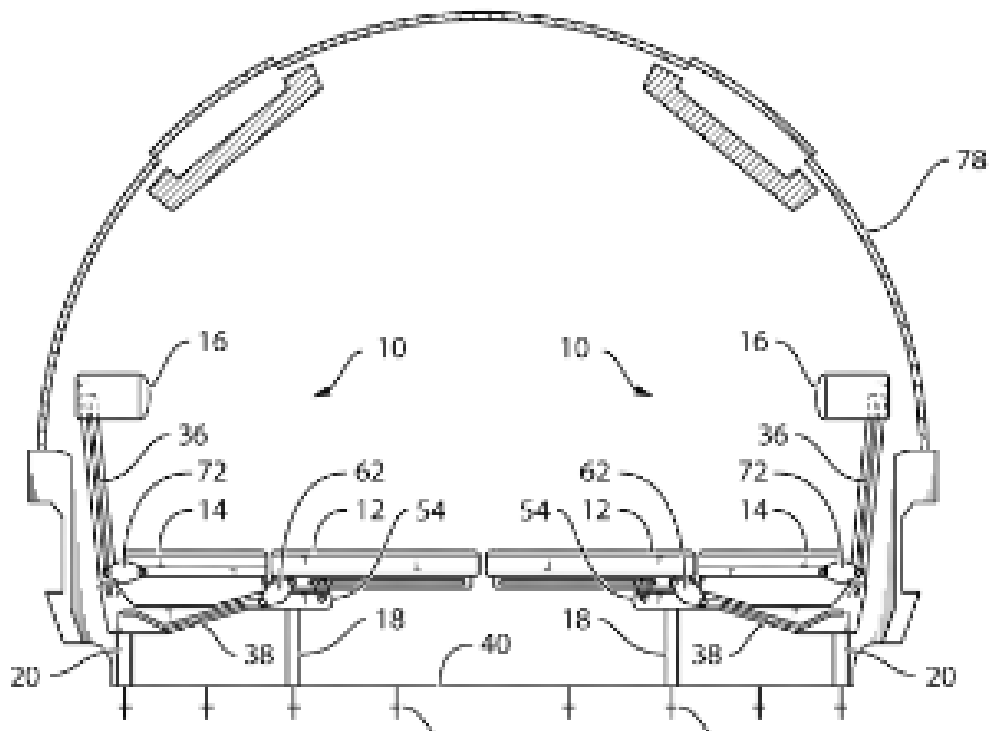


Рис.6 Графічний боковий вид літака, показаного на Рис. 4, при цьому два дивани розташовані в положенні спального місця (лежання).

Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата

4.3 Варіанти конструктивного виконання:

Як вже зазначалося, диван поточного винаходу призначений для установки на літаки з великим діаметром, які зазвичай придбають корпорації та фізичні особи. Хоча передбачається, що поточний винахід буде використовуватися як меблі на цих літаках з меншим діаметром, він не обмежується виключно таким середовищем. Передбачається, що диван поточного виробу може бути використаний на будь-якому типі літака.

В іншому випадку передбачається, що диван поточного виробу може бути використаний в інших типах транспортних засобів, включаючи, але не обмежуючись, човни, фургони, потяги, вантажівки, рекреаційні транспортні засоби тощо. Відповідно, диван поточного виробу не повинен розглядатися як обмежений використанням лише в одному потенційному середовищі.

Щодо описаних тут варіантів виконання, обговорюються конкретні матеріали для різних елементів дивана поточного виробу. Будь-яке обговорення певного матеріалу призначене для ілюстрації типів матеріалів, які можуть бути використані, і не призначене для обмеження поточного виробу. Для конструкції дивана поточного виробу можуть бути використані інші матеріали без виходу за межі обсягу поточного виробу.

Крім того, варто зауважити, що диван поточного виробу має механічний привід. Іншими словами, диван призначений для ручного перемикання між першою, другою і третьою позиціями (наприклад, між вертикальним сидінням, дриманням і спальною позицією). Ручний привід дивана має перевагу у тому, що диван легкий, оскільки він не використовує електричних моторів та/або пневматичного обладнання для допомоги у перемиканні між сидячим та спальним положеннями.

Механічний привід також передбачається сприяти надійному функціонуванню конструкції протягом робочого терміну служби дивана.

Хоча механічний привід пропонує легку конструкцію, що є корисним для літаків, де будь-яка додаткова вага потенційно скорочує польотний діапазон літака, електричні, пневматичні, механічні, електромеханічні, гідравлічні,

електрогідравлічні та інші типи приводів та/або пристроїв можуть бути включені в диван 10 без виходу за межі обсягу поточного виробу. Іншими словами, поточний винахід не повинен розглядатися як обмежений виключно механічно керованим диваном 10, оскільки будь-який з числа різних типів приводів та/або інших пристроїв може частково або повністю забезпечувати роботу дивана 10.

Щодо дивана 10, варто зауважити, що диван 10 може бути розміром, щоб розмістити одного або кількох пасажирів у бічному розташуванні. Іншими словами, диван 10 може бути розміром так, що двоє осіб можуть сидіти разом на дивані 10 в будь-яких його позиційних конфігураціях.

Мал. 1 - це графічний бічний вигляд одного з розглянутих варіантів виконання дивана 10 поточного виробу. Диван 10 включає сидіння 12, спинку 14 та підголовник 16.

Сидіння 12 підтримується однією або декількома ногами, включаючи передню пару ніг 18 та задню пару ніг 20. Ноги 18, 20 можуть бути з'єднані між собою за допомогою одного або кількох перекладин та опор, за необхідності або за бажанням.

В розглянутому альтернативному варіанті диван 10 може включати ліву та праву підлокітники (не показані). Як повинно бути очевидно для фахівців у цій області, підлокітники не є обов'язковими для практики поточного виробу. Диван 10, отже, може включати або виключати підлокітники без виходу за межі обсягу поточного виробу.

Як також можна зрозуміти з мал. 1, сидіння 12, спинка 14 та підголовник 16 (разом з іншими компонентами) передбачаються для оббивки. Оббивка може бути з тканини, шкіри або будь-якого іншого матеріалу, вибраного для відповідності декору в кабіні літака.

Склад оббивки не є критичним для поточного виробу, як це повинно бути зрозуміло фахівцям у цій галузі.

Як показано на мал. 1, диван 10 включає раму 22, яка підтримує сидіння 12, спинку 14 та підголовник 16. Рама 22 включає підвіску 24, яка простягається між передніми кріпленнями 18 та задніми кріпленнями 20. Рама 22 також включає

					НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ	Лист
						48
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		

задню підвіску 26, яка з'єднана з підвіскою 24 за допомогою одного або кількох кріпильних елементів 28. Передбачається, що задня підвіска 26 може бути не з'єднана з підвіскою 24 в альтернативних варіантах виконання дивана 10, описаних тут. Наприклад, задня підвіска 26 може бути з'єднана з одним або декількома елементами дивана 10.

У інших розглянутих варіантах виконання задня підвіска 26 може бути окремою від підвіски 24 і може бути з'єднана з структурними компонентами, пов'язаними з літаком або іншим транспортним засобом, на якому розміщено диван 10.

Як це повинно бути очевидно для фахівців у цій галузі, дальність польоту (або "дальність") літака - це функція відстані, на яку літак може полетіти, будучи повністю завантаженим, виміряною від точки вильоту. Дальність літака залежить від ряду змінних, що включають, але не обмежуються вагою літака, його потужністю пального та максимально допустимою вагою при взльоті. Зі збільшенням ваги літака зменшується його дальність польоту. Оскільки максимальна вага при взльоті літака встановлює верхню межу, є обмежена кількість палива, яке може взяти літак, залишаючись в межах своєї максимальної ваги при взльоті. Також варто зауважити, що у літаків також є максимальна маса без палива. Тому будь-який додатковий вага (у вигляді меблів) негативно впливає на платоспроможність цього літака.

З метою збільшення дальності польоту літака передбачається, що диван 10 буде виготовлений з легких матеріалів. Наприклад, рама 22 дивана 10 може включати структурні компоненти, які в основному виготовлені з алюмінію та/або сплавів алюмінію. Як повинно бути зрозуміло фахівцям у цій галузі, алюміній є одночасно міцним і легким, що робить його підходящим для виготовлення багатьох аспектів дивана 10. Алюміній та його сплави, однак, не є єдиними матеріалами, які можуть бути використані. Інші матеріали, такі як залізо, сплави заліза, магній, сплави магнію, берилій, сплави берилію, композитні матеріали (включаючи композитні матеріали з вуглецевих волокон, пластмаси, термопластмаси, кераміку і т. д.), можуть бути використані для одного або кількох елементів або компонентів рами

22 без виходу за межі обсягу поточного виробу. Таким чином, хоча передбачається, що алюміній та його сплави будуть використовуватися для більшості компонентів, поточний винахід не обмежується цим.

					НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ		Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата			49

Рама 22 дивана 10 також включає сидячу підставу 30. Сидяча підстава 30 підтримує сидіння 12. Аналогічно, спинка 14 також включає спинкову пластину 32, яка вважається частиною рами 22.

Підвіска сидіння 24 передбачається містити бічні рамкові кронштейни 54 з обох боків. Бічні кронштейни 54 передбачається з'єднувати один з одним на відповідних передніх та задніх кінцях за допомогою відповідних з'єднувальних стрижнів (не показаних). В іншому варіанті варто зауважити, що бічні кронштейни 54 можуть бути виготовлені так, що вони є частиною одиначної компоненти, яка утворює принаймні частину підвіски 24 без виходу за межі обсягу поточного виробу.

Разом бічні кронштейни 54 (і будь-які з'єднувальні стрижні формують підвіску сидіння 24) підтримуються спереду передніми ногами 18 та ззаду задніми ногами 20. Для стабільності, стрижні (не показані) можуть з'єднувати дно кожної передньої ноги 18 з верхом кожної задньої ноги 20. Так само задня стрижня (не показана) може з'єднуватися, по діагоналі, між задніми ногами 20 (або між однією задньою ногою 20 та протилежним кронштейном, утворюючим підвіску сидіння 24).

З продовженням до мал. 1, спинкова пластина 32 з'єднується з сидячою підставою 30 за допомогою двох кронштейнів 34. Кронштейни 34 можуть мати будь-яку конструкцію, підходящу для дивана 10. Як буде зрозуміло з подальшого обговорення, кронштейни 34 забезпечують рух сидіння 12 та спинки 14 разом, коли диван 10 переходить з положення сидіння в положення для сну. Кронштейни 34 можуть бути виготовлені будь-яким способом, підходящим для з'єднання сидячої підстави 30 зі спинковою пластиною 32. В одному розглянутому варіанті виготовлення кронштейни можуть бу

ти твердими важелями з алюмінію або будь-якого іншого підходящого матеріалу. В іншому розглянутому варіанті кронштейни можуть бути гнучкими стрічками, які з'єднуються між собою між сидячою підставою 30 та спинковою пластиною 32. Точна конструкція кронштейнів 34 не вважається критичною для конструкції та роботи дивана 10 поточного виробу.

Для того, щоб диван 10 міг переходити з вертикальної позиції сидіння в позицію для сну, робота якої буде докладніше розглянута нижче, верхній кінець спинкової пластини 32 входить в спинкову кінцеву доріжку 36 (також відому як "жолобок") в вертикальних підпорах, що формують задню підвіску 26. Аналогічно, сидяча підстава 30 входить в доріжку кронштейну 38, яка розміщена

в бічних кронштейнах 54, що формують підвіску сидіння 24. Разом з іншими особливостями, доріжки 36, 38 дозволяють спинковій пластині 32 та сидячій підставі 30 ковзати відносно інших частин рами сидіння 22.

Як показано на малюнках 4-6, диван 10 може бути прикріплений до підлоги 40 кабіни літака за допомогою одного або декількох з'єднувачів 42. Зокрема, з'єднувачі 42 прикріплюються до доріжок 44, які вбудовані в підлогу 40 кабіни літака. Фахівці у цій галузі повинні розуміти конструкцію з'єднувачів 42. Отже, додаткові подробиці щодо з'єднувачів 42 та їх прикріплення до доріжок 44 тут не наводяться.

Як показано на малюнку 1, наприклад, підголовник 16 вкритий підголовником 46, який розміщений зверху задньої підвіски 26. Спинкова пластина 32 вкрита спинковим подушкою 48. Як повинно бути очевидно з мал. 1, спинкова пластина 32 та спинкова подушка 48 формують спинку 14 поточного виробу. Сидяча підстава 30 вкрита сидячою подушкою 50. Разом, сидяча підстава 30 та сидяча подушка 50 формують сидіння 12.

Як також показано на мал. 1, диван 10 включає передній кронштейн сидіння 52, який з'єднується обертовим з'єднанням 56 з боковим кронштейном 54. Зокрема, нижня частина переднього кронштейна сидіння 52 з'єднується обертовим з'єднанням з боковим кронштейном 54. Верхня кінцівка переднього кронштейна сидіння 52 з'єднується ковзною з сидячою підставою 30 за допомогою одного або кількох роликів 58 у доріжці сидячої підстави 60. Обертове з'єднання 56 для переднього кронштейна сидіння 52 дозволяє йому обертатися, коли диван 10 переходить з вертикальної позиції сидіння в позицію для сну, тим самим дозволяючи сидячій підставі 30 знаходитися в одній або декількох кутових орієнтаціях відносно горизонтальної відповідно до прямокутної системи координат.

Для таксі, зльоту та посадки підшипник 64 розташований на першому кінці 66 доріжки кронштейна 38. Коли диван 10 перебуває в положенні для денного сну або розслабленому положенні, підшипник 64 розташований в проміжному

положенні 68 доріжки кронштейна 38. Коли диван 10 налаштований в позицію для сну, підшипник 64 розташований на другому кінці 70 доріжки кронштейна 38.

В-подібна форма доріжки кронштейна 38 сприяє переходу дивана 10 між трьома зазначеними позиціями, оскільки доріжка кронштейна 38 забезпечує три

положення 66, 68, 70, що відповідають трьом положенням дивана 10.

Передбачається, що особа потягне за передню частину сидіння 12, щоб опустити сидіння з положення сидіння в положення для денного сну. Під час того, як сидіння 12 висувається вперед, спинка 14 слідує за сидінням 12, за допомогою кронштейнів 34. Сидіння 14, в свою чергу, з'єднане з доріжкою спинки 36, так що орієнтація спинки 14 змінюється зі висуванням сидіння 12 вперед. Як очевидно, натискання на сидіння 12 робить цю операцію оберненою.

З посиланням на малюнки 1-3, до спинкової пластини 32 прикріплений спинковий кронштейн 72. Спинковий кронштейн 72 включає обертовий підшипник 74, який входить в спинкову доріжку 36, дозволяючи спинці 14 ковзати поряд з задньою підвіскою 26.

Мал. 2 ілюструє диван 10 у положенні для денного сну або розслабленому положенні. Як це очевидно з цього зображення, підшипник 64 заднього кронштейна сидіння 62 перейшов в проміжне положення 68 в доріжці кронштейна 38.

Мал. 3 ілюструє диван 10 після того, як він перейшов в положення для сну. На цьому зображенні підшипник 64 заднього кронштейна сидіння 62 перейшов на другий кінець 70 доріжки кронштейна 38.

Мал. 4-6 ілюструють конфігурацію для повітряного судна, де два дивани 10 розташовані в кабіні повітряного судна таким чином, що вони стикаються один з одним. На мал. 4 дивани 10 знаходяться у вертикальному положенні сидіння (положенні сидіння). На мал. 5 дивани 10 були переконфігуровані у положення для денного сну або розслабленому положенні. На мал. 6 дивани знаходяться в положенні для сну.

Як показано на мал. 6, передбачається, що два дивани 10 можуть бути розташовані в повітряному судні так, що вони утворюють ліжко 76, яке простягається через ширину фюзеляжа 78.

Як можна побачити з малюнків, диван 10 може бути переналаштований у одне з трьох положень: (1) вертикальне положення сидіння (або положення сидіння), (2) положення для денного сну або розслабленому положенні і (3) положення для сну (або вчеплене положення). Вертикальне положення сидіння визначається тим, що

					НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		52

спинка 11 знаходиться практично вертикальною, а сидіння 12 практично горизонтальне.

У контексті одного розглянутого варіанту поточного виробу, вертикальне сидяче положення може бути визначене як положення спинки 14 та сидіння 12, де сидіння 12 розташоване під кутом α приблизно 5° від горизонтального положення, паралельного до підлоги 40 повітряного судна. Іншими словами, сидіння 12 нахилене так, що задній кінець знаходиться нижче за передній. У вертикальному сидячому положенні спинка 14 знаходиться під кутом θ приблизно 15° від вертикального положення, яке перпендикулярне до підлоги 40. У іншому розглянутому варіанті сидіння 12 знаходиться під кутом α в межах приблизно від 2.5 до 7.5° , а спинка розташована під кутом θ приблизно від 12.5 до 17.5° . У подальшому розглянутому варіанті, кут α лежить в межах від приблизно 0 до 10° , а кут θ - в межах від приблизно 10 до 20° .

Поточний винахід також охоплює принаймні один варіант вертикального сидячого положення. Зокрема, вертикальне сидяче положення може бути визначене специфічно як положення спинки 14 та сидіння 12, де сидіння 12 розташоване під кутом α приблизно 5° від горизонтального положення, паралельного до підлоги 40 повітряного судна. У цьому варіанті вертикального сидячого положення спинка 14 знаходиться під кутом θ приблизно 24° від вертикального положення, яке перпендикулярне до підлоги 40. У іншому розглянутому варіанті сидіння 12 знаходиться під кутом α в межах приблизно від 2.5 до 7.5% , а спинка розташована під кутом θ приблизно від 21.5 до 26.5° . У подальшому розглянутому варіанті, кут α лежить в межах від приблизно 0 до 10° , а кут θ - в межах від приблизно 19 до 29° .

У контексті поточного виробу положення для денного сну або розслаблене положення може бути визначено специфічно як положення спинки 14 та сидіння 12, де сидіння 12 розташоване під кутом α приблизно 10° від горизонтального положення, паралельного до підлоги 40 повітряного судна. У положенні для денного сну, спинка 14 знаходиться під кутом θ приблизно 17.5° від вертикального положення, яке перпендикулярне до підлоги 122. У іншому розглянутому варіанті сидіння 12 знаходиться під кутом α в межах приблизно від 7.5 до 12.5° , а спинка розташована під кутом θ приблизно від 15 до 20° . У подальшому розглянутому варіанті, кут α лежить в межах від приблизно 5 до 15° , а кут θ - в межах від приблизно 12.5 до 22.5° .

Передбачається, що нинішній винахід також охоплює принаймні один варіант для положення для денного сну або розслабленого положення. У розглянутому варіанті, положення для денного сну або розслаблене положення може бути

										Лист
НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ										53
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата						

визначено специфічно як положення спинки 14 та сидіння 12, де сидіння 12 розташоване під кутом α приблизно 10° від горизонтального положення, паралельного до підлоги 40 повітряного судна.

У положенні для денного сну або розслабленому положенні, спинка 14 знаходиться під кутом θ приблизно 35° від вертикального положення, яке перпендикулярне до підлоги 122. У іншому розглянутому варіанті сидіння 12 знаходиться під кутом α в межах приблизно від 7.5 до 12.5° , а спинка розташована під кутом θ приблизно від 32.5 до 37.5° . У подальшому розглянутому варіанті, кут α лежить в межах від приблизно 5 до 15° , а кут θ - в межах від приблизно 30 до 40° .

У контексті поточного виробу, положення для сну є таким, де сидіння 12 та спинка 14 розташовані паралельно (або практично паралельно) до підлоги 40. Згідно з прийнятими конвенціями, це означає, що кут α становить приблизно 0° , а кут θ - приблизно 90° . Хоча передбачається, що положення для сну може не бути точно паралельним до підлоги 40, передбачається, що кут α не перевищуватиме 0.5° або кут θ не перевищуватиме $90^\circ + 5^\circ$. Іншими словами, бажано, щоб сидіння 12 та спинка 14 були як горизонтальними, наскільки це практично відносно підлоги 40. Вважається оптимальним варіантом відхилення не більше $+1-2^\circ$ від горизонталі.

Як вище зазначалося, нинішній винахід не призначений для обмеження будь-якими з описаних варіантів. Навпаки, перелічені варіанти призначені для показу обсягу нинішнього виробу. Крім того, варто зазначити, що риси з одного варіанту виробу можуть бути включені в інші варіанти, взаємозамінно, без виходу за межі обсягу нинішнього виробу.

Диван згідно з пунктом 1, додатково включає: спинку, що має верхній і нижній кінці спинки, яка ковзає по другому шляху поряд з верхнім кінцем спинки, при цьому задній край сидячої площадки з'єднаний півотально зі спинкою поряд з нижнім кінцем спинки таким чином, що рух сидячої площадки передається до спинки, щоб рухатися разом між вертикальним положенням сидіння дивана та положенням сидіння відпочинку дивана.

Диван згідно з пунктом 2, додатково включає: принаймні один задній кронштейн, що з одного кінця з'єднаний поряд з верхнім кінцем спинки і, з іншого кінця, ковзає по другому шляху.

Диван згідно з пунктом 1, де третій шлях майже в формі V з першим кінцем, що визначає вертикальне положення сидіння дивана, проміжним опуском, що визначає положення сидіння відпочинку дивана, та другим кінцем, що визначає положення сидіння відпочинку.

Диван згідно з пунктом 5, де положення заднього краю сидячої площадки слідує формі третього шляху.

Диван згідно з пунктом 1, додатково включає: принаймні один задній кронштейн, що з одного кінця з'єднаний поряд з заднім кінцем сидячої площадки і, з іншого кінця, ковзає по третьому шляху.

Диван згідно з пунктом 7, де принаймні один задній кронштейн складається з пари задніх кронштейнів, розташованих один від одного.

Диван згідно з пунктом 1, де принаймні один бічний кронштейн складається з пари бічних кронштейнів, розташованих один від одного.

Диван згідно з пунктом 1, де принаймні один вертикальний складається з пари вертикальних, розташованих один від одного.

Диван згідно з пунктом 1, де принаймні один передній кронштейн складається з пари передніх кронштейнів, розташованих один від одного.

1. Диван згідно з пунктом 1, де вертикальне положення сидіння дивана визначається спинкою під кутом від приблизно 19 до 29° від вертикальної лінії, перпендикулярної підлозі літака, і визначається сидінням під кутом від приблизно 0 до 10° від горизонтальної лінії, паралельної підлозі.

2. Диван згідно з пунктом 1, де вертикальне положення сидіння дивана визначається спинкою під кутом від приблизно 21.5 до 26.5° від вертикальної лінії, перпендикулярної підлозі, і визначається сидінням під кутом від приблизно 2.5 до 7.5° від горизонтальної лінії, паралельної підлозі.

3. Диван згідно з пунктом 13, де вертикальне положення сидіння дивана визначається спинкою під кутом приблизно 24° від вертикальної лінії, перпендикулярної підлозі, і визначається сидінням під кутом приблизно 5° від горизонтальної лінії, паралельної підлозі.

4. Диван згідно з пунктом 1, де положення сидіння відпочинку дивана визначається спинкою під кутом від приблизно 30 до 40° від вертикальної лінії, перпендикулярної підлозі, і визначається сидінням під кутом від приблизно 5 до 15° від горизонтальної лінії, паралельної підлозі.

5. Диван згідно з пунктом 15, де положення сидіння відпочинку дивана визначається спинкою під кутом від приблизно 32.5 до 37.5° від вертикальної лінії, перпендикулярної підлозі, і визначається сидінням під кутом від приблизно 7.5 до 12.5° від горизонтальної лінії, паралельної підлозі.

ВИСНОВКИ ДО СПЕЦІАЛЬНОЇ ЧАСТИНИ

Цей авіаційний диван розроблений для встановлення на літаки з невеликим діаметром, які часто придбають корпорації та приватні особи. Хоча його призначення передбачається для використання на таких літаках, конструкція не обмежується цією сферою. Диван може бути використаний на літаках будь-якого розміру, а також у інших транспортних засобах, таких як човни, фургони, потяги тощо.

Він має механічну конструкцію, що дозволяє переводити його між трьома позиціями: вертикальною (сидячою), напівлежачою (для відпочинку) та горизонтальною (лежачою). Це забезпечує легкість у вагових характеристиках, оскільки диван не потребує електричних або пневматичних систем для переміщення між позиціями.

Конструкція дивана здійснена з використанням легких матеріалів, таких як алюміній та його сплави, що дозволяє збільшити дальність польоту літака. Проте, інші матеріали, такі як магній, композитні матеріали тощо, також можуть бути використані. Кожен компонент дивана може бути обтягнутий оббивкою, що дозволяє підібрати матеріали до інтер'єру літака.

Ця конструкція має позиційні механізми, які забезпечують стабільність і безпеку пасажирів під час політів. Також передбачено можливість розміщення двох диванів таким чином, щоб вони утворювали ліжку, що розтягується через всю ширину фюзеляжу.

										Лист
										56
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата	НАУ 24 03Г 00 00 00 38 ПЗ					

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.

Додаток А

ПРОЕКТ ЛІТАКА З ТГД

НАУ, кафедра КЛА

ВИХІДНІ ДАНІ ТА ВИБРАНІ ПАРАМЕТРИ

Кількість пасажирів	550.
Кількість членів екіпажу	2.
Кількість бортпроводників або супроводжувачів	10.
Маса знаряддя та службового вантажу	6135,02 кг.
Маса комерційного навантаження	62700 кг.
Крейсерська швидкість польоту	$860. \frac{\text{км}}{\text{год}}$
Число "М" польоту з крейсерською швидкістю	0.817
Розрахункова висота початку реалізації польотів з крейсерською економічною швидкістю	10.5 км
Дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням	8000. км.
Довжина злітної смуги аеродрому базування	3.30 км.
Кількість двигунів	4.
Оцінка за статистикою тягоозброєності в н/кг	2.800
Степінь підвищення тиску	30.00
Відносна маса палива за статистикою	0.4500
Подовження крила	7.53
Звуження крила	4.43
Середня відносна товщина крила	0.100
Стрілоподібність крила за 0.25 хорд	28.0 град.
Степінь механізованості крила	1.050
Відносна площа прикорневих наплівів	0.060
Профіль крила – Суперкритичний	
Шайби ВІТКОМБА - не застосовуються	

Спойлери - встановлені

Діаметр фюзеляжу	7.14 м.
Подовження фюзеляжу	9.61
Стрілоподібність горизонтального оперення	33.0 град.
Стрілоподібність вертикального оперення	40.0 град.

РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРАХУНКУ

НАУ, АКФ, КАФЕДРА "КЛА"

Значення оптимального коефіцієнту підйомної сили в розрахунковій точці

крейсерського режиму польоту C_y 0.47173

Значення коефіцієнту $C_{x.інд.}$ 0.00888

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

Число Маха крейсерське $M_{крейс}$ 0.80170

Число Маха волнового кризиса $M_{крит}$ 0.82130

Розраховане значення D_M 0.01961

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

при зльоті 6.426

в середині крейсерської ділянки 5.221

напочатку крейсерської ділянки 6,199

Значення коефіцієнту опору фюзеляжу та гондол 0.01027

Значення коеф. профіл. опору крила й оперення 0,00892

Значення коефіцієнту опору літака:

напочатку крейсерського режиму 0.03044

в середині крейсерського режиму 0.02878

Середнє значення C_y при умовному польоті по стелі 0.47173

Середня крейсерська якість літака 16.39236

Значення коефіцієнту $C_{y. \text{ пос.}}$		1.566
Значення коефіцієнту (при швидкості звалювання) $C_{y. \text{ пос. макс.}}$		2.348
Значення коефіцієнту (при швидкості звалювання) $C_{y. \text{ вzl. макс.}}$		1,937
Значення коефіцієнту $C_{y. \text{ отр.}}$		1.414
Тягоозброєність на початку крейсерського режиму		0.544
Стартова тягоозброєність за умови крейс. режиму $R_{o. \text{ кр.}}$		2,183
Стартова тягоозброєність за умови безпечного зльоту $R_{o. \text{ вzl.}}$		2.310
Розрахункова тягоозброєність літака	N_o	2.402
Відношення $D_r = R_{o. \text{ кр.}} / R_{o. \text{ зл.}}$	D_r	0.945

ПИТОМІ ВИТРАТИ ПАЛИВА (в кг/кН*год):

злітний	34.8865
крейсерський (характеристика двигуна)	58.6989
середній крейсерський при заданій дальності польоту	62.4175

ВІДНОСНІ МАСИ ПАЛИВА:

аеронавігаційний запас	0.03427
витрачена маса палива	0.32462

ЗНАЧЕННЯ ВІДНОСНИХ МАС ОСНОВНИХ ГРУП:

крила	0.09320
горизонтального оперення	0.00803
вертикального оперення	0.00806

шасі	0.03980
силової установки	0,08613
фюзеляжу	0.07718
обладнання й управління	0.10736
додаткового оснащення	0.01240
службове навантаження	0.01863
палива при $L_{розр.}$	0.35889
комерційного навантаження	0.19041

Злітна маса літака "M._o" = 329286. кг.

Необхідна злітна тяга одного двигуна 197.74 кВт

Відносна маса висотного обладнання та противообліднювальної системи літака	0.0205
Відносна маса пасажирського обладнання (або обладнання кабін вантажного літака)	0.0134
Відносна маса декоративної обшивки та ТЗІ	0.0060
Відносна маса побутового (або вантажного) обладнання	0.0198
Відносна маса управління	0.0041
Відносна маса гідросистем	0.0131
Відносна маса електрообладнання	0.0206
Відносна маса локаційного обладнання	0.0017
Відносна маса навігаційного обладнання	0.0026
Відносна маса радіозв'язного обладнання	0.0013
Відносна маса приладового обладнання	0.0031
Відносна маса паливної системи (належить до маси "СУ")	0.0121
Додаткове оснащення:	
Відносна маса контейнерного обладнання	0.0067
Відносна маса нетипового обладнання	0.0057

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

ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗЛІТНОЇ ДИСТАНЦІЇ

Швидкість відриву літака	306.83 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$
Прискорення при розбігу	1.68 $\frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \text{с}}$
Довжина розбігу літака	2157. м.
Дистанція набору безпечної висоти	472. м.
Злітна дистанція	2629. м.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗЛІТНОЇ ДИСТАНЦІЇ ТРИВАЛОГО ЗЛЬОТУ

Швидкість прийняття рішень	276.14 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$
Середнє прискорення при довгому зльоті на мокрій ЗПС	0.61 $\frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \text{с}}$
Довжина розбігу при тривалому зльоті на мокрій ЗПС	2809.60 м.
Злітна дистанція тривалого зльоту	3281.84 м.
Необхідна довжина злітної смуги за умов зірваного зльоту	3405.50 м.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОСАДКОВОЇ ДИСТАНЦІЇ

Максимальна посадкова маса літака	237198. кг.
Час зниження з висоти ешелону до висоти польоту по колу	20.8 хв.
Дистанція зниження	49.77 км.
Швидкість заходу на посадку	299.15 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$.
Середня вертикальна швидкість зниження	2.12 $\frac{\text{м}}{\text{с}}$
Дистанція повітряної ділянки	523. м.
Посадкова швидкість	251.15 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$.

Довжина пробігу	867. м.
Посадкова дистанція	1391. м.
Необхідна довжина злітної смуги (ВПП + КПБ) для основного аеродрому	2323. м.
Необхідна довжина злітної смуги для запасного аеродрому	1975. м.

ПОКАЗНИКИ ЕФЕКТИВНОСТІ ЛІТАКА

Відношення маси спорядженого літака до маси комерційного навантаження	2.3023
Маса порожнього спорядженого літака на 1 пасажира	262.46 $\frac{\text{кг}}{\text{пас}}$.
Відносна продуктивність при повному навантаженні	472.40 $\frac{\text{кг}}{\text{год}}$.
Продуктивність літака при максимальному комерційному навантаженні	52237.3 $\frac{\text{кг} \cdot \text{км}}{\text{год}}$
Середні годинні витрати палива	11132.074 $\frac{\text{кг}}{\text{год}}$
Середні кілометрові витрати палива	13.36 $\frac{\text{кг}}{\text{км}}$.
Середні витрати палива на тонокілометр	213.106 $\frac{\text{г}}{\text{т} \cdot \text{км}}$
Середні витрати палива на пасажирокілометр	21.4359 $\frac{\text{г}}{\text{пас} \cdot \text{км}}$
Орієнтовна оцінка наведених витрат на тонокілометр	0.3589 $\frac{\$}{\text{т} \cdot \text{км}}$.