

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: «Підвищення ефективності управління широкофюзеляжним
пасажирським літаком модифікацією елеронів»**

Виконав: _____ **Максим НЕДІЛЬКО**

Керівник: к.т.н., доц. _____ **Микола СВІРИД**

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

«___» _____ 2024р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи здобувача вищої освіти

НЕДІЛЬКО МАКСИМА ЮРІЙОВИЧА

1. Тема роботи: «Підвищення ефективності управління широкофюзеляжним пасажирським літаком модифікацією елеронів», затверджена наказом ректора №794/ст від 15.05.2024
2. Термін виконання роботи: з 20 травня 2024 р. по 13 червня 2024 р.
3. Вихідні дані до роботи: кількість пасажирів 380 місць, дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням 7500 км, крейсерська швидкість польоту 840 км/год, висота польоту 10,5 км.
4. Зміст пояснювальної записки: вступ, аналіз літаків-прототипів і короткий опис проєктованого літака, обґрунтування вихідних даних для розрахунку, розрахунок основних льотно-технічних та геометричних параметрів літака, розрахунок центрування літака, спеціальна частина, яка містить аналіз наявних систем управління елеронами та розрахунок даної системи управління в літаку.
5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: загальний вигляд літака (A1×1), компоновальне креслення фюзеляжу (A1×1), графічне креслення системи управління елеронами в AutoCAD.

6. Календарний план-графік:

№	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Вибір вихідних даних, аналіз льотно-технічних характеристик літаків-прототипів.	28.04.2024 – 03.05.2024	
2	Вибір та розрахунок параметрів проектованого літака.	04.05.2024 – 08.05.2024	
3	Виконання компоунування літака та розрахунок його центрування.	09.05.2024 – 15.05.2024	
4	Розробка креслень по основній частині дипломної роботи.	16.05.2024 – 18.05.2024	
5	Огляд літератури за проблематикою роботи.	19.05.2024 – 20.05.2024	
6	Створення графічного зображення системи управління елеронами.	21.05.2024 – 22.05.2024	
7	Оформлення пояснювальної записки та графічної частини роботи.	23.05.2024 – 03.06.2024	
8	Подача роботи для перевірки на плагіат.	04.06.2024 – 05.06.2024	
9	Попередній захист кваліфікаційної роботи.	10.06.2024	
10	Виправлення зауважень. Підготовка супровідних документів та презентації доповіді.	10.06.2024 – 12.06.2024	
11	Захист кваліфікаційної роботи.	13.06.2024	

7. Дата видачі завдання: 26 квітня 2024 року

Керівник кваліфікаційної роботи _____

Михайло СВИРИД

Завдання прийняв до виконання _____

Максим НЕДІЛЬКО

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи бакалавра «Підвищення ефективності управління широкофюзеляжним пасажирським літаком модифікацією елеронів»:

55 с., 8 рис., 10 табл., 12 джерел

Дана кваліфікаційна робота присвячена розробці аванпроекту широкофюзеляжного пасажирського літака, а також опис системи управління елеронами та перевірка на відсутність резонансних коливань і достатню міцність штовхачів на стиск, їх графічна побудова.

В роботі було використано методи аналітичного розрахунку, комп'ютерного проєктування за допомогою CAD/CAM/CAE систем, чисельного моделювання і розрахунку на міцність обшивки крила.

Практичне значення результату кваліфікаційної роботи полягає в зменшенні маси та збільшенні міцності конструкції крила літака, що покращує його льотно-технічні характеристики.

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

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА, ЛІТАК, КОМПОНУВАННЯ
ЛІТАКА, ЦЕНТРУВАННЯ, КРИЛО, ЕЛЕРОНИ.**

Формат	№	Позначення	Найменування	Кількість	Прим.		
			<u>Документація загальна</u>				
A4	1	НАУ 24 08Н 00 00 00 60 ТЗ	Завдання на роботу	1			
	2	НАУ 24 08Н 00 00 00 60 ВЗ	Широкофюзеляжний пасажирський літак	2			
A1		Лист 1	Загальний вигляд				
A1		Лист 2	Схема фюзеляжу				
A4	3	НАУ 24 08Н 00 00 00 60 ПЗ	Широкофюзеляжний пасажирський літак Пояснювальна записка	54			
			<u>Документація на складальні одиниці</u>				
A1	4	НАУ 24 08Н 00 00 00 60 СК		1			
			НАУ 24 08Н 00 00 00 60 ПЗ				
Змін	Лист	№ докум.	Підп.	Дата			
Розроб.	Неділько М.Ю.				Широкофюзеляжний літак		
Перевір.	Свирид М.М.						
					Лім.	Лист	Листів
					Д	5	

Н. контр.	Хижняк С.В.			403 АКФ 134
Зав. каф.	Юцкевич С.С.			

ЗМІСТ

ВСТУП	8
1.КОМПОНУВАННЯ ЛІТАКА	10
1.1 Призначення та статистичні дані про проєктуємий літак та його прототипи	10
1.2 Загальні положення	12
1.3. Аеродинамічне компоування.....	14
1.4 Об'ємно-масове компоування	15
1.5 Конструктивно-силове компоування	15
1.6 Вибір основних параметрів крила	16
1.7 Вибір основних параметрів фюзеляжу	19
2. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ КОМПОНУВАННЯ ЛІТАКА	20
2.1 Визначення геометричних параметрів крила	20
2.2. Визначення геометричних характеристик фюзеляжу	21
2.3 Розрахунок основних параметрів і компоування шасі	23
2.4 Компоування і розрахунок основних параметрів оперення	25
2.5 Вибір і ув'язування силових схем агрегатів	29
2.6 Центрівка літака	30
Висновок до 1 та 2 частин	40
3. ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ УПРАВЛІННЯ ШИРОКОФЮЗЕЛЯЖНИМ ПАСАЖИРСЬКИМ ЛІТАКОМ МОДИФІКАЦІЄЮ ЕЛЕРОНІВ	41
3.1 Загальний опис системи керування елеронами та порівняння з існуючими прототипами	41
3.2 Розрахункова частина	46
Висновки стосовно підсумків виконання 3 частини	50
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	51
Література.....	52
Додаток	53

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

ЗПС – злітно-посадкова смуга

ВО – вертикальне оперення

ГО – горизонтальне оперення

ТРД – турбореактивний двигун

ЦМ – центр мас

САХ – середня аеродинамічна хорда

ВСТУП

У динамічному світі авіації ефективність систем керування літаком має вирішальне значення для безпеки, продуктивності та маневреності. Серед багатьох компонентів і механізмів, що забезпечують управління польотом, елерони займають особливе місце, особливо з точки зору поліпшення характеристик літака під час критичних фаз польоту.

Крен керма, явище, при якому елерони відхиляються вниз, відіграє ключову роль в оптимізації характеристик керованості літака, особливо під час низькошвидкісних польотів, таких як зліт і посадка. Цей складний механізм дозволяє пілотам точно контролювати вісь крену повітряного судна, тим самим покращуючи стабільність і керованість, особливо на низьких швидкостях.

Розуміння складності авіаційного транспорту вимагає більш глибокого розуміння принципів аеродинаміки, структурної динаміки та проектування систем управління польотом. Всебічне розуміння має важливе значення для аерокосмічних інженерів, пілотів та авіаційних ентузіастів, від концептуальних основ до практичної реалізації.

Цей навчальний проект має на меті розкрити сутність аеродинамічних відхиляємих поверхонь, забезпечуючи всебічне вивчення їхніх структурних характеристик, експлуатаційних наслідків та підвищення продуктивності. Через теоретичні знання, практичні демонстрації та приклади.

1.КОМПОНУВАННЯ ЛІТАКА

1.1 Призначення та статистичні дані про проєктуємий літак та його прототипи

Проєктуємий літак відноситься до широкофюзеляжних чотирихмоторних турбореактивних пасажирських літаків. Місткість салону лайнера становить 380 чоловік залежно від модифікації. Максимальна дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням – 7500 км.

Економічність та екологічність – є особливістю лайнера, яку вдалось отримати завдяки використанню нових двигунів, а також збільшенню аеродинамічної якості літака. У новому літаку покращене обтікання фюзеляжу, за рахунок використання рівномірного звуження носової частини. Завдяки використанню композитних матеріалів, тиск в кабіні вдалось зменшити до більш комфортних умов, які відповідають таким на висоті 2400 м. Повітряне судно виконане за схемою суцільнометалевого вільно несучого чотиримоторного широкофюзеляжного низькоплана зі стрілоподібним крилом і вертикальним оперенням.

Конструкція фюзеляжу була сильно змінена для підвищення його надійності, забезпечення безпеки при пошкодженні, зменшення швидкості росту тріщин, забезпечення заданого ресурсу, зниження маси і поліпшення якості зовнішньої поверхні. Різна компоновка пасажирського салону передбачає місткість від 300 до 440 осіб. Гермокабіна вентиляційного типу. Зменшений ризик реверсу елеронів, якому часто піддаються крила з великою стрілоподібністю. Зменшена посадкова дистанція (з 3,3 км до 2,2 км), що сприяє посадці літака на аеродроми ЗПС яких відповідає А класу.

Таблиця 1.1

Статистичні дані

Найменування і розмірність	A340-300	787-9	Проектуємий літак
Макс. платне навантаження, кг	50900		46930
Екіпаж, чоловіків	10+3	12	10+2
Пасажирських місць	380	290	380
Навантаження на крило, кН/м ²	6	6,3	5,354
Середня крейсерська якість	19,8	15	19,8
Дальність польоту з $m_{кн\ max}$, км	12000	14140	12000
Діапазон крейсерських висот, км	12,6	11,7	12,6
$V_{кр\ max}/H$, км/г/км	890	902	870
$V_{кр\ екон}/H$, км/г/км	850	860	845
Тягозабезпеченість, кН/кг	2,6	2,52	2,8
Дані силової установки			
Кількість і тип двигунів	4	2	4
Злітна тяга, кН	170	329,61	175
Крейсерська тяга, кН	100	251	110
Питома витрата палива зльотна, кг/кН (кВт)	35	28,8	34,6448
Питома витрата палива крейсерська, кг/кН (кВт)	58	52,82	57,4278
Ступінь підвищення тиску	30	55,4	31,2
Ступінь двоконтурності	6	9,1	6
Злітно-посадкові характеристики			
Клас аеродрому базування	CA	CA	CA
Швидкість заходу на посадку, км/год	235,1	255	235,1
Посадкова швидкість, км/год	220,1	240	220,1
Швидкість відриву, км/год	281,95	290,74	281,95
Довжина розгону, м	1790	1523	1790
Довжина пробігу, м	668	767	668
Дистанція злітна, м	2262	2101	2262
Дистанція посадкова, м	1178	2148	1178

Основні геометричні параметри	1	2	3
Розмах крила, м	60,3	60,17	59,47
Стрілоподібність по 1/4 хорд, град	31	32,2	31
Середня геометрична хорда, м	9,437	5,4	9,437
Подовження крила	6,7	11,13	6,7
Звуження крила	3,5	2	3,5
Довжина фюзеляжу, м	63,6192	63	63,6192
Діаметр фюзеляжу, м	5,64	5,87	5,64
Подовження фюзеляжу	11,28	10,8	11,28
Ширина пасажирської кабіни, м	5,44	5,67	5,44
Довжина пасажирської кабіни, м	60	40	60
Висота кабіни, м	2,4	2,1	2,4
Об'єм кабіни, м*	1200	963	1200
Об'єм вантажного приміщення, м ³	200	174,5	200
Крок крісел, мм	870(800)	840	870(800)
Ширина проходу, м	0,4	0,37	0,4
Розмах ГО, м	20	10	20
Стрілоподібність ГО по 1/4 хорд, град	33	37	33
Подовження ГО	3,247	5,73	3,247
Звуження ГО	3	3	3
Висота ВО, м	8,32	9	8,32
Стрілоподібність ВО по 1/4хорд, град.	56	42	56
Подовження ВО	1,04	1,56	1,04
База шасі, м	25,1255	25,6	25,1255
Колія шасі, м	9,094	9,768	9,094

1.2 Загальні положення

Під компонуванням розуміють процес просторової ув'язки частин літака та конструктивно-силових схем в одне ціле, розміщення пасажирського, побутового обладнання фюзеляжу, вантажів та спорядження. Компонування літака умовно можна розділити на наступні взаємопов'язані процеси: аеродинамічне, об'ємно-масове та конструктивно-силове. Виконання кожної із них має за мету отримання високої економічної ефективності літака.

При компоюванні літака, по можливості, використовують відомі технічні рішення, які були успішно застосовні на інших літаках. В цьому випадку вносяться невеликі зміни в конструкції агрегатів (крило, шасі, оперення, фюзеляж) відповідно до конкретних техніко-економічних та інших вимог. Також потрібно використовувати принцип суміщення декількох функцій, які виконуються одним й тем ж елементом конструкції або агрегату. Наприклад, люки роблять таким чином, щоб вони виконували технологічну й експлуатаційну функції; одні й тіж силові шпангоути хвостової частини фюзеляжу були використані як для кріплення до фюзеляжу вертикального оперення, так й для двигунів. Такий підхід дозволяє не тільки зменшити масу конструкції, але й отримати більші об'єми всередині літака для розміщення цільового навантаження.

На етапі розробки конструктивно-силової схеми літака повинні бути реалізовані наступні підходи:

- передача та урівноваження зосереджених навантажень по конструктивним елементам повинна здійснюватися по можливості за найкоротшим шляхом;
- передачу згинальних моментів бажано здійснювати по можливо більшій будівельній висоті, а крутні моменти – по замкнутому контуру можливо більшій площі.

Слід пам'ятати, що усередині літака усі агрегати та вантажі можуть бути такими, що потребують певного місця розташування на літаку або такими, що не зв'язані жорсткими вимогами щодо їх розміщення. Так, наприклад, члени екіпажу, пілотажно-навігаційне обладнання повинні бути обов'язково розміщені у носовій частині фюзеляжу, а паливо повинне бути розташовано таким чином, щоб його витрачання не викликало суттєвої зміни центрування літака.

Під час виконання компоювання літака в першу чергу розміщують паливо та вантажі, вага яких змінюється від польоту до польоту (пасажир, багаж, вантаж). Потім розміщують вантажі, які потребують певного місця розташування на літаку, й нарешті - усі інші вантажі, які можуть бути

розміщені на літаку в будь-якому місці за умови раціонального використання об'єму фюзеляжу, інших частин планеру, забезпечення зручностей експлуатації літака і так далі. Як правило, процес компоновання і центрування є ітераційним, досягнення необхідних експлуатаційно-технічних показників літака, що проектується, досягається після низки послідовних наближень.

1.3. Аеродинамічне компоновання

Аеродинамічне компоновання виконується для того, щоб отримати при найменших енергетичних витратах:

- мінімально необхідних розмірів літака за умови виконання експлуатаційно-технічних вимог;
- взаємного та оптимального розташування головних агрегатів літака (крила, оперення, силової установки);
- великого діапазону швидкостей польоту – від злітно-посадкових до максимально допустимих;
- максимальної аеродинамічної якості літака на крейсерському режимі польоту;
- максимально можливого коефіцієнта піднімальної сили під час зльоту та посадки;
- мінімальних потер на балансування і нормованих запасів по стійкості й керованості на усіх режимах польоту;
- сприятливих умов для роботи силової установки;
- безпечної поведінки літака на граничних режимах польоту (на великих кутах атаки чи швидкостях) та відсутності появи небезпечних явищ типу флатера, бафтинга, штопора та т. н..

Необхідні польотні дані літака можуть бути забезпечені за рахунок оптимального вибору параметрів фюзеляжу, оперення, типу механізації крила, його подовження, стрілоподібності, звуження, відносної товщини профілю. При цьому важливим є розташування фокуса відносно центра мас літака на

різних режимах польоту, що забезпечується вибором відповідного профілю. Результатом аеродинамічної компоновки літака є попередній варіант габаритного креслення у трьох проекціях, який підлягає уточненню після виконання об'ємно-масової та конструктивно-силової компоновки.

1.4 Об'ємно-масове компонування

Метою об'ємно-масового компонування є оптимальне розміщення комерційного та службового навантаження, побутового обладнання, шасі, функціональних систем у певному об'ємі фюзеляжу та інших агрегатів літака. При обранні форми і розмірів поперечного перерізу фюзеляжу необхідно керуватися вимогами щодо аеродинаміки та забезпечення комфорту пасажирів. На цьому етапі розробки необхідно прийняти рішення щодо кількості, типу та розміщенню дверей, люків та аварійних виходів. В процесі об'ємно-масового компонування виконуються розрахунки центрівок літака для найбільш характерних випадків експлуатації, в тому числі й при стоянці на землі.

1.5 Конструктивно-силове компонування

Основним завданням конструктивно-силового компонування є створення або вибір таких силових схем частин літака, які дозволили б забезпечити:

- мінімальну масу конструкції частин літака і всього літака в цілому;
- органічне об'єднання (з'єднання) силових елементів конструкції з розміщенням цільового навантаження, екіпажу, обладнання, силової установки;
- врахування вимог щодо виробничої та експлуатаційної технологічності;

- необхідну жорсткість конструкції з урахуванням динамічного навантаження і засобів демпфірування в цілях статичної та динамічної міцності конструкції в повітряному потоці;
- отримання потрібного ресурсу і безпеки при локальних руйнуваннях від втоми.

У процесі конструктивно-силового компоновання передбачаються експлуатаційні підходи (доступи) у зони, де розміщені агрегати, проводки систем устаткування і управління літаком, а також підходи до частин конструкції, які слід оглядати в процесі експлуатації літака.

Загальний вигляд літака дозволяє пов'язати його основні габаритні розміри з зовнішніми формами. Він необхідний, наприклад, для виготовлення креслень моделі, призначеної для аеродинамічних досліджень (продувки в аеродинамічній трубі). Виконання креслення загального вигляду нерозривно пов'язане з компонованням і центрівкою, аеродинамічним розрахунком, розрахунком стійкості і керованості та таке ін. За їх результатами в креслення загального вигляду літака вносять необхідні зміни і доповнення.

1.6 Вибір основних параметрів крила

До числа основних параметрів крила належать профіль і відносна товщина \bar{C}_a чи $\bar{C}_{сер}$, стрілоподібність χ по 0,25 хорд, подовження λ , звуження η , кут поперечного V крила і питоме навантаження на крило, форма крила в плані. Характерні сполучення параметрів наведені у табл. 1.2.

Таблиця 1.2

Характерні сполучення параметрів

Параметри крила літака	λ_0	χ°	\bar{C}_A	$P_0(\text{кПа})$
Злітна маса літака від 50т до 100 т	6,5...8	30°...32°	0,10...0,12	4,5...5,5

Аеродинамічні характеристики крила значною мірою визначаються його формою. Параметри, які відносяться до профілю (\bar{X}_c, f) і відносної товщини крила (\bar{C}_A), залежать від числа Маха M крейсерського польоту- M_k (див. табл. 1.3).

Таблиця 1.3

Залежність параметрів профілю від числа Маха

M_k	χ°	λ	η	$\bar{C}_A, \%$	\bar{X}_c	$f, \%$
0,85...0,9	35°...40°	6,5...8,5	3,5...4,5	9...12	35...45	0...2,5
0,6...0,8	0°...25°	7...12	2,5...3,5	12...18	30...40	1...3,5

В даному проєкті доцільно буде використати суперкритичний ($V > 800$ км/год.) діапазон застосування типу профіля. Для крила був використаний близький до симетричного профіль з більш гострою передньою крайкою і з порівняно заднім положенням максимальної товщини $\bar{X}_c = 35...45 \%$.

Розподіл тисків уздовж хорд крила більш плавний, що знижує значення місцевої повітряної швидкості над верхньою поверхнею крила і сприяє збільшенню критичного числа польоту $M_{\text{крит}}$. З тих же розумінь відносна товщина крила літака, швидкість якого близька до звукової ($M_{\text{крит}} = 0,8...0,9$), звичайно зменшується (12...14 % біля фюзеляжу і 8...9 % на кінці крила). Кут стрілоподібності крила ПС вибирається звичайно за мінімумом, який визначається величиною заданої швидкості (числа M_k) крейсерського польоту.

Подовження крила істотно впливає на величину індуктивного опору і максимальної якості крила і літака. Крім того, λ впливає на вагу і жорсткість крила.

Звуження крила η суперечливо впливає на аеродинаміку, вагу і жорсткість крила. Збільшення звуження сприятливо позначається на розподілі зовнішніх навантажень, жорсткість і вагу крила. Воно приводить також до збільшення будівельної висоти й обсягів центральної частини крила, що полегшує

розміщення палива і різних агрегатів, а зростання площі крила, що обслуговується механізацією, помітно підвищує її ефективність. Однак збільшення звуження крила має і негативні сторони. Головна з них тенденція крила з великим звуженням до кінцевого зриву потоку при одночасному зниженні ефективності елеронів. У зв'язку з зазначеними обставинами звуження прямих крил літаків, швидкість яких близька до звукових, виконується звичайно невеликим і складає величину $\eta=2...2,5$, що забезпечує близький до мінімуму індуктивний опір крила і високі значення $C_{y \max \text{ пос.}}$. Кут поперечного V крила, як відомо, служить засобом забезпечення ступеня поперечної стійкості літака. Його величина і знак залежать головним чином від схеми літака, а для літаків зі стрілоподібними крилами - ще і від кута стрілоподібності. Для прямих крил літаків, швидкість яких близька до звукових, значення кута поперечного V лежить у діапазоні $5^\circ...7^\circ$ - для схеми низькоплану, до $-1^\circ...-2^\circ$ - для високоплану. Стрілоподібність збільшує поперечну стійкість крила і тому стрілоподібним крилам варто додати негативне поперечне V . Однак компоновальні й інші вимоги (наприклад, посадка з креном) можуть обумовити позитивне V стрілоподібного крила. Це спричинить установку в системі керування автоматичних демпферів нищпорення і зажадає деякого збільшення площі вертикального оперення.

Обираємо наступні параметри:

$$\lambda = 6,7; \quad \eta = 3,5; \quad \bar{C} = 0,11; \quad \chi_{0.25} = 31^\circ.$$

1.7 Вибір основних параметрів фюзеляжу

Аеродинамічні і вагові характеристики фюзеляжу істотно залежать від його форми і розмірів, що визначаються діаметром фюзеляжу D_ϕ формою поперечного перетину і подовженням λ_ϕ .

При виборі λ_ϕ проектованого літака спираюся на такі статистичні дані сучасних літаків:

При $M_k \leq 0,9$: $\lambda_\phi = 9 \dots 10$ - літаки великої пасажиромісткості; $\lambda_\phi = 10 \dots 13$ - далекі магістральні літаки.

Так як пасажиромісткість даного літака 380 чоловік, було прийнято для забезпечення комфортних умов перельоту такі параметри:

$$d_\phi = 5,64 \text{ м}, \quad \lambda_\phi = 11,28 \text{ м.}$$

2. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ КОМПУНУВАННЯ ЛІТАКА

2.1 Визначення геометричних параметрів крила

Геометричні характеристики крила визначають, виходячи зі злітної маси m_0 і питомого навантаження на крило P_0 . Спочатку знаходимо площу крила:

$$S_{KP} = \frac{m_0 \cdot g}{P_0} = 527,93 \cdot (1 - 0,1) = 485,70 \text{ м}^2.$$

Розмах крила обчислюємо за формулою:

$$l = \sqrt{S_{KP} \cdot \lambda_{KP}} = 59,47 \text{ м.}$$

Коренева хорда:

$$b_0 = \frac{2 \cdot S_{KP} \cdot \eta}{(1 + \eta) \cdot l} = 12,70 \text{ м,}$$

Кінцева хорда:

$$b_K = \frac{b_0}{\eta} = 3,63 \text{ м.}$$

Бортову хорду для стрілоподібного крила визначаємо з виразу:

$$b_0 = b_0 \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{D_\Phi}{l} \right) = 11,84 \text{ м.}$$

де D_Φ приймають за попередніми розрахунками.

Максимальна товщина крила в будь-якому перетині його розмаху визначаємо за формулою:

$$C_i = \bar{C} \cdot b_i.$$

При виборі силової схеми крила визначаю кількість лонжеронів і їхнє положення, а також місця членування крила. Застосовується кесонне крило з трьома лонжеронами; Відносне положення лонжеронів у крилі по хорді дорівнює:

$$\bar{X}_i = \frac{X_i}{b}$$

де X_i - відстань i -го лонжерона від носка крила, b - хорда.

У крилі з трьома лонжеронами: $\bar{X}_1 = 0,15$; $\bar{X}_2 = 0,4$; $\bar{X}_3 = 0,65$

Це визначає ширину кесона і місткість паливних баків $b_{\text{сах}} = 9,437$ м.

Після визначення геометричних характеристик крила оцінюємо геометрію елеронів і механізації крила.

Геометричні параметри елерона визначають у наступній послідовності: розмах елеронів:

$$l_{\text{ел}} = (0,3 \dots 0,4) \cdot l / 2 = 4,04 \text{ м};$$

хорди елерона:

$$b_{\text{ел}} = (0,22 \dots 0,26) \cdot b_i;$$

площа елерона:

$$S_{\text{ел}} = (0,05 \dots 0,08) \cdot S_{\text{кр}} / 2 = 2,88 \text{ м}^2.$$

Збільшувати рекомендовані значення $l_{\text{ел}}$ і $b_{\text{ел}}$ не раціонально. При збільшенні $l_{\text{ел}}$ зростання коефіцієнту моменту елерона сповільнюється, а розмах механізації зменшується. При збільшенні $b_{\text{ел}}$ зменшується ширина кесона.

2.2. Визначення геометричних характеристик фюзеляжу

При виборі форми і розмірів перетину фюзеляжу необхідно виходити з його аеродинамічних вимог (раціоналізація і площа поперечного перерізу).

Тому вибирати форму треба в умовах, які забезпечують найменші значення для відповідного опору тертя C_{xf} і опору профілю $C_{\text{хр}}$.

Застосування оживальної форми носової частини фюзеляжу значно знижує його хвильовий опір. Для дозвукових літаків носова частина фюзеляжу повинна складати $l_{\text{нч}} = (2 \dots 3) \cdot D_{\text{ф}}$, де $D_{\text{ф}}$, - діаметр фюзеляжу.

Крім врахування аеродинамічних вимог, при виборі форми поперечного перерізу також слід враховувати умови компонування і вимоги міцності.

Для транспортних літаків при виборі форми секції фюзеляжу питання аеродинаміки не стають головним пріоритетом, а форма секції може бути прямокутною або близькою до неї.

Довжина фюзеляжу визначається з урахуванням особливостей компоновання і центрування літака, а також з урахуванням кута атаки при посадці $\alpha_{\text{пос}}$.

Визначаємо наступні параметри фюзеляжу:

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot D_{\phi} = 11,28 \cdot 5,64 = 63,6192 \text{ м.}$$

$$l_{nc} = \lambda_{nc} \cdot D_{\phi} = 2,9 \cdot 5,64 = 16,356 \text{ м.}$$

$$l_{xc} = \lambda_{xc} \cdot D_{\phi} = 2,8 \cdot 5,64 = 15,792 \text{ м.}$$

На етапі ескізного проектування, у процесі попередніх вишукувань для визначення довжини фюзеляжу, співвідношення для літаків зі стрілоподібним крилом:

$$L_{\phi}/L_{\text{КР}} = 0,8 \dots 0,95 \text{ при } \lambda_{\text{КР}} = 8 \dots 10;$$

Для проектуемого магістрального літака можна рекомендувати:

- висоту салону $h_1 = 1,9 \text{ м}$;
- ширину проходу $b_{\text{пр}} = 0,6 \text{ м}$;
- відстань від вікна до підлоги $h_2 = 1,0 \text{ м}$;
- висоту багажного приміщення $h_3 = 0,9 \dots 1,3 \text{ м}$.

Поперечний перетин фюзеляжу зручніше зформувати у вигляді овалу або перетину 2 кіл. Також слід враховувати, що овал незручний для виготовлення, так як верхня і нижня панелі будуть згинатися під надлишковим тиском, а в конструкцію необхідно буде вносити зміни в вигляді балок і інших елементів посилення.

Крок нормальних шпангоутів у конструкції фюзеляжу в середньому дорівнює 500 мм. Вікна пасажирської кабіни розташовуються в одну лінію. Форма вікон прямокутна з закругленими кутами. Крок вікон відповідає кроку шпангоутів 500мм.

Довжину пасажирської кабіни $L_{каб.}$ для розміщення однотипних крісел, які розташовуються в N поперечних рядах з постійним кроком $L_{кр.}$, розраховуються за формулою:

$$L_{каб.} = L_1 + (N - 1)L_{кр.} + L_2 ,$$

де L_1 - відстань від площини передньої перегородки до першого ряду крісел,
 L_2 - відстань від площини задньої перегородки до спинки крісла, мм.

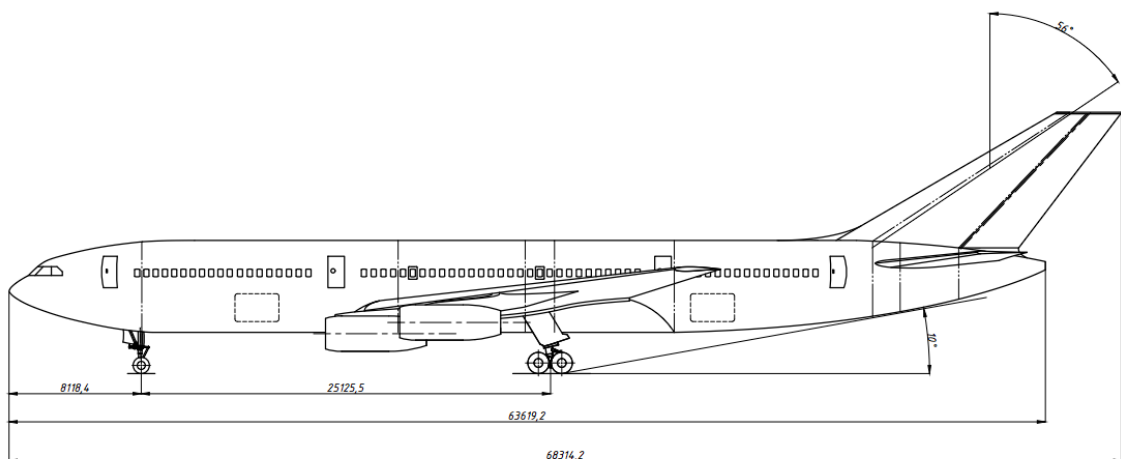
2.3 Розрахунок основних параметрів і компоновання шасі

На початковому етапі проектування, до початку виконання центрування і креслень загального виду літака, визначається лише частина параметрів шасі.

Винос головних опор шасі (рис.2.7):

$$e = (0.15 \dots 0.20) b_A.$$

Якщо винос достатньо великий, тоді утрудняється відрив передньої опори при зльоті, а при занадто малому, коли будуть завантажуватися задні салони і багажники, можливо перекидання літака на хвіст.



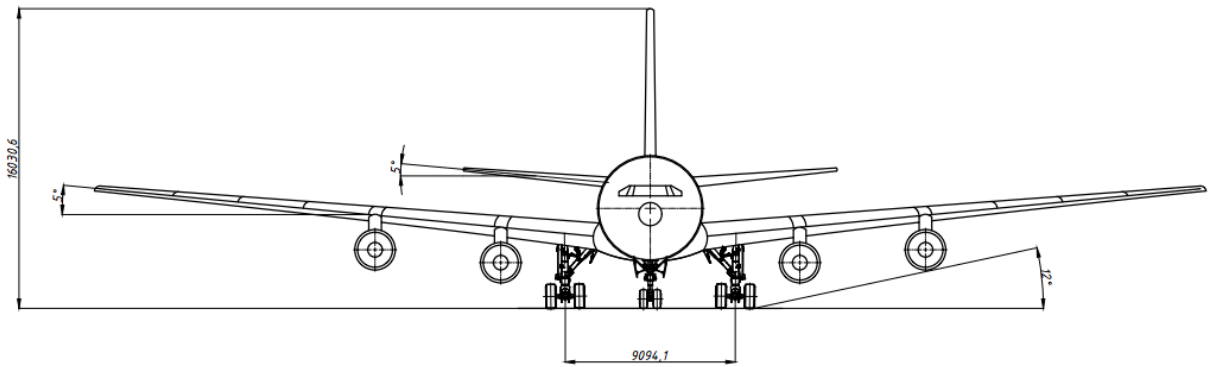


Рис 2.1.

База шасі знаходиться з виразу:

$$B=(0,3..0,4)L_{\phi}=(6 \dots 10) e=25,1255 \text{ м.}$$

Великі значення належать літакам із двигунами на крилі (ДНК).
Остання рівність означає, що на передню опору припадає 6... 10 % маси літака.

Винос передньої опори буде дорівнювати:

$$d = B - e = (0,94\dots 0,9)B=23,71 \text{ м.}$$

Виходячи з формули:

$$K=(0,7\dots 1,2)B \leq 12 \text{ м.}$$

Коля шасі (K) =9,09 м.

За умови запобігання бічного капотування $K > 2H$. Тут H - відстань від ЗПС до центра мас (ЦМ) літака. Для низькоплану, з двигунами на пілонах консолей, ЦМ знаходиться нижче будівельної горизонталі фюзеляжу на відстані:

$$Y_{цм} = (0,18\dots 0,20)D_{\phi}.$$

Колеса шасі підбираються від величини злітної маси літака за величиною навантаження на стоянці; при підборі коліс передньої опори враховуються динамічні навантаження. Тип пневматиків (балонні, напівбалонні, аркові) і тиск в них визначають покриттям ЗПС, для якого призначається експлуатувати літак. На головних, а іноді і на передній опорі встановлюють гальмові колеса.

Навантаження на колеса визначаються:

-колесо головної опори $P_{гол}=9,81(B - e)m_{\phi}/Bn_z=333413,46 \text{ (Н)}$;

-колесо передньої опори $P_{пер}=9,81K_d e m_{\phi}/Bn_z=119435,72 \text{ (Н)}$,

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

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

За обчисленим значенням навантаження на колеса $P_{гол}$ і $P_{пер}$ і величиною злітної $V_{зл}$ і посадкової $V_{пос}$ швидкостей підбирають по каталогу пневматики, виконуючи умови:

$$P_{ПНЕВ}^K \geq P_{ГЛ} ; P_{ПН.ПОС}^K \geq P_{ПОС} ; V_{ПОС}^K \geq V_{ПОС} ; V_{ВЗЛ}^K \geq V_{ВЗЛ}$$

Індексом K зазначене значення параметра, яке дозволяється для пневматика у каталозі.

Таблиця 2.1

Параметри коліс будуть наступними:

Основні опори(тормозні): (мм)	1700x550В
Передня опора: (мм)	1140x350В

Якщо ж навантаження на стоянці, зазначене в каталозі для обраного колеса $P_{ПН}^K$, виявиться більше розрахункової на 5 % і більш, то для погодженої роботи рідинно-газового амортизатора і пневматика треба зменшити тиск у пневматику до величини:

$$P = P_0 \frac{P_{СТ}}{P_{СТ}^0} , (\text{Па})$$

2.4 Компонування і розрахунок основних параметрів оперення

Вибір розташування горизонтального оперення є одним з найважливіших завдань при аеродинамічному конструюванні. Для забезпечення поздовжньої статичної стійкості літака щодо перевантаження його ЦМ повинен знаходитися перед фокусом літака і відстань між цими точками, віднесена до значення середньої аеродинамічної хорди (САХ) крила, визначає ступінь поздовжньої стійкості:

$$m_z^{Cy} = \bar{X}_T - \bar{X}_F < 0$$

де m_z^{Cy} - коефіцієнт моменту, \bar{X}_T і \bar{X}_F відповідно відносна координата ЦМ і фокуса.

Використовуючи табл. 2.1, можна визначити в першому наближенні геометричні параметри оперення.

Таблиця 2.2

Діапазони значень статичних моментів оперення:

$A_{ГО}$	$A_{ВО}$	$\frac{L_{ГО}}{b_A} = \frac{L_{ВО}}{b_A}$
0,5...0,6	0,06...0,1	2,5...3,5

Визначення геометричних параметрів оперення

Звичайно площі вертикального $S_{ВО}$ і горизонтального $S_{ГО}$ оперень складають:

$$S_{ГО} = \frac{b_{САХ} \cdot S}{L_{ГО}} \cdot A_{ГО} = 123,18 \text{ м}^2;$$

$$S_{ВО} = \frac{l \cdot S}{L_{ВО}} \cdot A_{ВО} = 66,54 \text{ м}^2,$$

де $L_{ГО}$, $L_{ВО}$ –плечі горизонтального і вертикального оперень; l і S – розмах і площа крила; $A_{ГО}$, $A_{ВО}$ – коефіцієнти статичних моментів, величина яких може бути прийнята з табл. 2.1.

Значення $L_{ГО}$, $L_{ВО}$ залежать від ряду факторів. Раніше за все на їхню величину впливають:

- довжина носової і хвостової частин фюзеляжу;
- стрілоподібність і розташування крила, а також умови забезпечення стійкості і керованості літака.

У першому наближенні можна вважати, що $L_{ГО} \approx L_{ВО} = 28,31$ м й у залежності від конструктивних ознак можна знайти зі співвідношень:

- для літака, який проектується $L_{ГО} = (3,2 \dots 3,3) \cdot b_{САХ}$

Визначення площі рулів висоти і напрямку

Площу руля висоти:

$$S_{PB} = (0,3 \dots 0,4) \cdot S_{ГО} = 42,50 \text{ м}^2.$$

Площу напрямку:

$$S_{PH} = (0,35 \dots 0,45) \cdot S_{ВО} = 23,29 \text{ м}^2.$$

Вибір площі аеродинамічної компенсації

Площу аеродинамічної компенсації доцільно приймати (при $0,3 \leq M \leq 0,6$)

$$S_{AK.PB} = (0,22 \dots 0,25) \cdot S_{PB} = 8,29 \text{ м}^2.$$

$$S_{AK.PH} = (0,2 \dots 0,22) \cdot S_{PH} = 4,19 \text{ м}^2.$$

Якщо швидкість польоту $M \geq 0,75$, то $S_{AK.PB} \approx S_{AK.PH} = (0,18 \dots 0,23) \cdot S_P$.

З метою запобігання перекомпенсації рулів необхідно виконати вимоги:

$$\frac{S_{AK.PB}}{S_{PB}} = \frac{S_{AK.PH}}{S_{PH}} \leq 0,3$$

Площа тримерів для рулів висоти:

$$S_{ТР.PB} = (0,08 \dots 0,12) \cdot S_{PB},$$

для літака з чотирма двигунами:

$$S_{ТР.PH} = (0,06 \dots 0,10) \cdot S_{PH}.$$

Визначення розмаху горизонтального оперення

Розмах крила й оперення літака зв'язані статичною залежністю:

$$l_{ГО} = (0,32 \dots 0,5) \cdot l_{КР} = 20,00 \text{ м}.$$

У даній залежності нижня межа відповідає літаку із ТРД, оснащеним стабілізатором, який повертається.

Висота вертикального оперення $h_{ВО}$ визначається залежно від розміщення крила щодо фюзеляжу і розміщення двигунів на літаку. З урахуванням викладеного приймають:

-для літака низькоплану з розміщенням двигунів на крилі (при $M < 1$):

$$h_{BO} = (0,14 \dots 0,2) \cdot l_{кр};$$

Звуження горизонтального і вертикального оперення слід вибирати наступні:

$$\eta_{ГО} = 3, \quad \eta_{BO} = 3;$$

Подовження оперення

Можна рекомендувати:

-для літака, швидкість якого менше за швидкість звуку;

$$\lambda_{BO} = 0,8 \dots 1,5; \quad \lambda_{ГО} = 3,5 \dots 4,5$$

Визначення хорд оперення $b_{КОНЦ}$, $b_{САХ}$, $b_{КОРН}$ виконують за формулами:

Хорди оперення ГО:

$$b_{КІНЦ} = \frac{2 \cdot S_{ГО}}{(\eta_{ГО} + 1) \cdot l_{ГО}} = 3,08 \text{ м}$$

$$b_{САХ} = 0,66 \cdot \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{\eta_{ГО} + 1} b_{ГО\ КІНЦ} = 6,61 \text{ м}$$

$$b_{КОРН} = b_{КОНЦ} \cdot \eta_{ГО} = 9,24 \text{ м}$$

Хорди оперення ВО:

$$b_{КІНЦ} = \frac{2 \cdot S_{ВО}}{(\eta_{ВО} + 1) \cdot l_{ВО}} = 4,00 \text{ м}$$

$$b_{САХ} = 0,66 \cdot \frac{\eta_{ВО}^2 + \eta_{ВО} + 1}{\eta_{ВО} + 1} b_{ВО\ КІНЦ} = 8,58 \text{ м}$$

$$b_{КОРН} = b_{КІНЦ} \cdot \eta_{ГО} = 12,00 \text{ м}$$

Відносна товщина профілю

Відносна товщина профілю в досліджуваному літаку буде дорівнювати:

$$\bar{C}_{оп} = 0,08...0,10;$$

2.5 Вибір і ув'язування силових схем агрегатів

Під силовою схемою агрегату розуміють зчленування конструктивних елементів, що забезпечують сприйняття навантажень і їхню передачу до місць зрівноважування у вигляді поперечної сили, згинального та крученого моментів. Головними елементами силової схеми є лонжерони, панелі крила й оперення, посилені нервюри, посилені шпангоути. У процесі компоновання необхідно виконати ув'язування силових схем, яке полягає у тому що:

стінові елементи крила (лонжерони і балки) і оперення повинні бути зв'язаними з посиленими шпангоутами фюзеляжу;

повинне бути передбачене місце для проходу кесона центроплана через фюзеляж;

ніші шасі не повинні перетинати силового набору крила;

вузли кріплення стійок шасі повинні спиратися на посилені елементи (нервюри, шпангоути, стінки ніші шасі);

силові елементи хвостового оперення повинні спиратися на посилені шпангоути фюзеляжу;

кронштейни кріплення рулів виконуються як продовження посилених нервюр.

Ув'язування силової схеми відображають на кресленні загального виду, де штрих-пунктирними лініями з двома крапками наносять осі лонжеронів, посилених нервюр і шпангоутів.

2.6 Центрівка літака

Загальні положення

При виконанні об'ємно-масового компонування виконуються розрахунки центрування літака, тобто знаходження такого положення центра мас (ЦМ) літака відносно середньої аеродинамічної хорди крила (САХ), при якому:

при варіанті з найбільш заднім положенням ЦМ забезпечується мінімально допустимий запас статичної стійкості літака;

при варіанті з найбільш переднім положенням ЦМ забезпечуються умови достатності відхилення керма висоти або стабілізатору для повздовжнього балансування літака на усіх режимах польоту.

Чим більш ефективніше органи повздовжнього керування та балансування літака, тим більш може бути допустима гранична передня центрівка та, відповідно, ширше допустимий експлуатаційний діапазон центрівок.

В процесі експлуатації літака положення його ЦМ змінюється як по мері виробітки палива у польоті, так й в результаті різних варіантів завантаження та польотних мас. Тому у необхідно розрахувати діапазони центрівок літака для найбільш характерних випадків його експлуатації:

- злітна маса при випущених шасі;
- злітна маса при прибраних шасі;
- посадкова маса при випущених шасі;
- перегінний варіант (без комерційного навантаження при максимальній кількості палива) при прибраних шасі;
- стоянковий варіант (без комерційного навантаження, палива, екіпажа) при випущених шасі.

Розрахунок центрування літака – це зазвичай процес ітераційний, якій виконується методом послідовного наближення до необхідного результату або зміною компонування, або перестановкою груп мас, або використанням обох варіантів одночасно.

При виконанні роботи центрівка визначається по вісі x , вздовж фюзеляжу. Вихідними даними для проведення розрахунку центрівок є відомість мас,

теоретичне креслення та попереднє компоновання фюзеляжу, крила, оперення, шасі. Креслення повинне виконуватися за одним із масштабів відповідно до діючих стандартів: 1:10; 1:15; 1:20; 1:25; 1:40; 1:50; 1:75; 1:100; 1:200 .

Перед безпосереднім визначенням центрівки складається відомість мас літака. В неї включаються маси m_i головних частин і агрегатів літака, в тому числі паливо та вантажі. Слід пам'ятати, що на сучасних дозвукових літаках паливо розміщується у кесонах крила, інколи, на далекомагістральних літаках, розміщують додаткові ємкості в вертикальному або горизонтальному оперенні.

Зведення мас оформлюється у вигляді таблиці – центрувальної відомості, в яку включають координати центрів мас усіх складових злітної маси літака відносно носової частини фюзеляжу x_i , а також статичні моменти мас $m_i x_i$. Для визначення координат x_i слід використовувати схематичне креслення попереднього варіанта компоновання літака.

Визначення центру мас спорядженого крила

Вага оснащеного крила включає в себе масу його конструкції, частину маси обладнання (розташованого на крилі), шасі і масу палива. Незалежно від того, де розташовані опори основних стійок шасі (на крилі або фюзеляжі), вони разом з передньою опорою включені в таблицю центруючих мас оснащеного крила. Координати центрів мас палива у кожному баку (групі баків) знаходяться:

- за хордою крила – на середині кесону;
- за розмахом крила – на відстані z від внутрішньої, відносно площини симетрії літака, стінки бака $z = 0,45 l_6$,

де l_6 – довжина стінки паливного бака за розмахом лонжерона.

Відносна маса палива, яке можливо розмістити у фюзеляжі (центроплані крила):

$$\overline{m}_{\text{п ф}} = \overline{m}_{\text{п}} - \overline{m}_{\text{п кр}} ,$$

де $\overline{m}_{\text{п}}$ – повна відносна маса палива; $\overline{m}_{\text{п кр}}$ – відносна маса палива, яке можливо розмістити в консолях крила. Відносна маса палива, яке можливо розмістити у крилі:

$$\overline{m}_{\text{п кр}} = \frac{\beta \overline{c}_{\text{кр}}}{\lambda_{\text{кр}}^{0,5}} \frac{m_0^{0,5}}{p_0^{0,5}} ,$$

де $\beta = 220 + 15\eta_{\text{кр}}$ – коефіцієнт, що залежить від звуження крила $\eta_{\text{кр}}$; $\lambda_{\text{кр}}$ – подовження крила; p_0 – питома навантаження на крило при зльоті; $\overline{c}_{\text{кр}}$ – а середня відносна товщина крила; m_0 – злітна маса літака.

Координати центра мас пілонів, двигунів, гондол визначаються графічно по центрувальному кресленню крила.

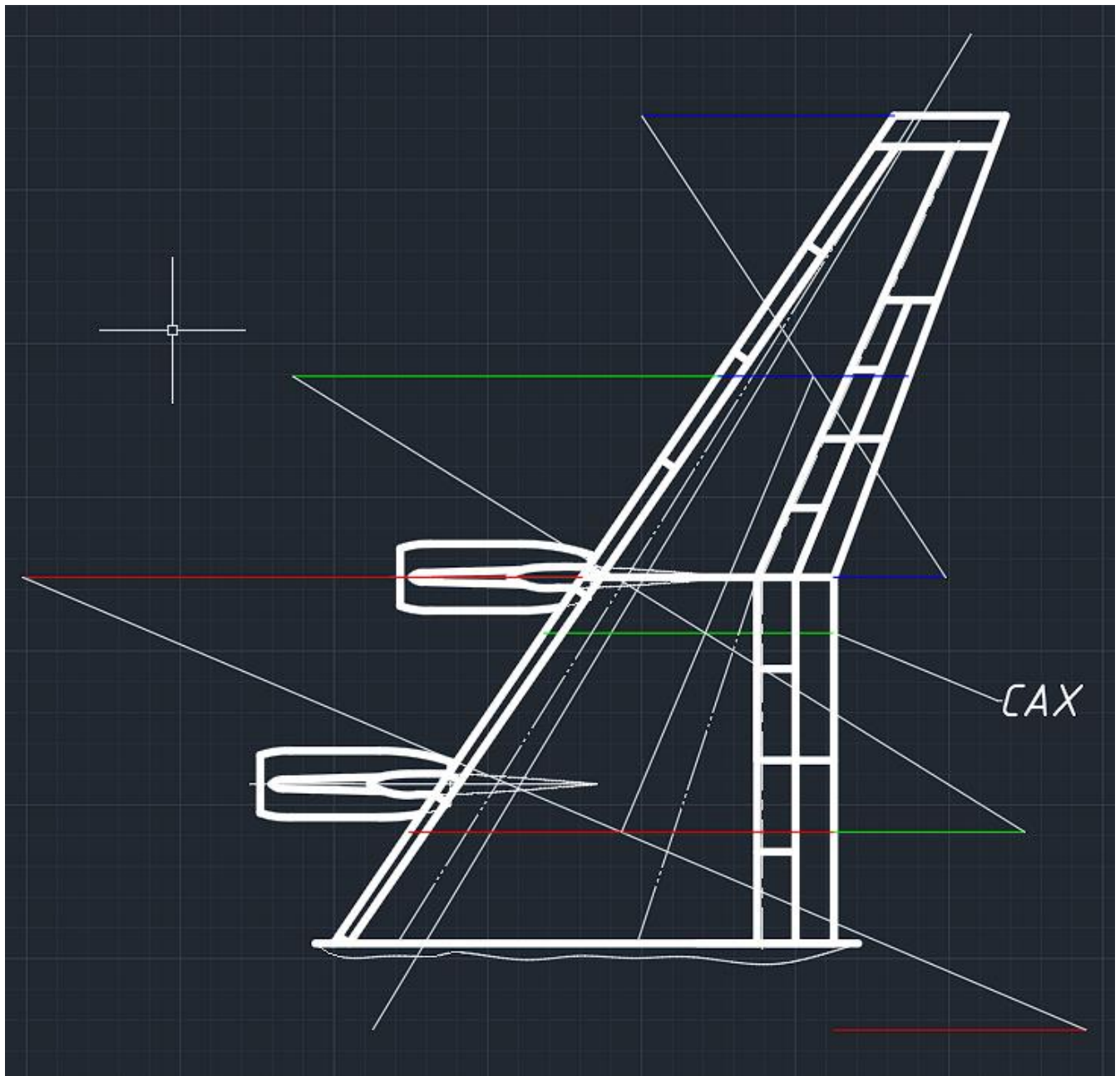


Рис. 2.2 Розрахунок середньої аеродинамічної хорди крила (CAX) на літаку, який проектується.

Таблиця 2.3

Центрувальна відомість мас спорядженого крила

№ п/п	Найменування об'єкту	Маса m_i		Координата центра мас x_i , м	Статичний момент маси $m_i x_i$, кгм
		відносна	абсолютна , кг		
1.	Крило (конструкція)	0,0908	26162,20	4,25	111103,00
2.	Паливна система (1,5%...2%) від $m_{\text{п}}$	0,0081068	2335,81	4,25	9919,49
3.	Система керування літаком (30%)	0,00226	328,47	5,66	1859,87
4.	Електрообладнання (10%)	0,00226	651,17	0,94	614,52
5.	Система захисту від обмерзання (70%)	0,008918	2569,54	0,94	2424,91
6.	Гідравлічна система (70%)	0,0084	2420,29	6,61	15988,39
7.	Основні двигуни	0,04245	12231,12	-3,00	-36693,36
8.	Оснащення двигунів, вузли кріплення	0,022074	6360,18	0,02	135,85
9.	Протипожежна система	0,014433	4158,58	0,02	88,83
Споряджене крило (без палива і шасі)			57217,37	1,84	105441,50
10.	Основні опори шасі	0,029496	8498,68	3,05	25920,98
11.	Паливо (в т.ч. аеронавігаційний запас):	0,40534	116790,61	4,25	495974,54
Всього			182506,67	3,44	627337,02

Примітки. 1. Номери найменувань об'єктів центрувальної відомості мас спорядженого крила повинні відповідати порядковим номерам на центрувальному кресленні крила. 2. Розрахунок усіх груп мас здійснюються за програмою для ЕОМ кафедри конструкції ЛА.

Координата центра мас спорядженого крила визначається за формулою

$$x_{\text{кр.}} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}$$

Визначення центру мас спорядженого фюзеляжу

Початок координат обирають у проекції носової частини фюзеляжу на горизонтальну вісь (див. додатки). За вісь x приймається будівельна вісь фюзеляжу. Приблизний перелік об'єктів мас та рекомендації щодо визначення координат їх центрів мас наведений у табл. 3.2.

Таблиця 2.4

Центрувальна відомість мас спорядженого фюзеляжу

№ п/п	Найменування об'єкту	Маса m_i		Координат а центра мас x_i , м	Статичний момент маси $m_i x_i$, КГМ
		відносна кг	абсолютна кг		
1	2	3	4	5	6
ПЛАНЕР					
1.	Фюзеляж (конструкція)	0,08496	24479,52	30,54	747536,54
2.	Горизонтальне оперення	0,00942	2714,18	56,96	154603,55
3.	Вертикальне оперення	0,01106	3186,72	56,96	181519,67
ОБЛАДНАННЯ ТА КЕРУВАННЯ					
4.	Висотне обладнання	0,00546	1573,19	29,26	46039,14
5.	Система захисту від обмерзання (30%)	0,00382 2	1101,23	30,54	33628,59
6.	Пасажирське обладнання	0,0106	3054,18	31,17	95209,14
7.	Декоративна обшивка та ТЗС	0,005	1440,65	31,17	44909,97
8.	Побутове бладнання:	0,0145	4177,89	31,81	132896,85
9.	Гідравлічна сис.(30%)	0,0036	1037,27	31,81	32995,08
10.	Електрообладнання (90%)	0,02034	5860,56	25,45	149137,76
11.	Локаційне обладнання	0,0019	547,45	0,64	348,28
12.	Навігаційне обладнання	0,0029	835,58	3,18	2657,94
13.	Обладнання для радіозв'язку	0,0015	432,20	3,18	1374,80

Кінець таблиці 2.4

1	2	3	4	5	6
14.	Приладове обладнання	0,0034	979,64	2,54	2492,96
15.	Системи керування літаком (70%)	0,00266	766,43	31,81	24379,70
16.	Допоміжна силова установка	0,00594 3	1712,36	62,35	106759,98
Пустий фюзеляж			53899,04	32,59	1756489,93
СПОРЯДЖЕННЯ					
17.	Екіпаж		190,00	3,18	604,38
18.	Бортпровідники		750,00	31,81	23857,20
19.	Документація та інструменти	0,003	432,20	4,45	1924,71
20.	Вода (хімічна рід.)		784,00	30,54	23941,18
21.	Додаткове обладнання	0,0053	1527,09	25,45	38860,87
Пустий споряджений фюзеляж			57582,32	32,05	1845678,27
22.	Передня опора шасі	0,007374	2124,67	8,20	17422,30
Всього			59706,99	31,20	1863100,57
КОМЕРЦІЙНЕ НАВАНТАЖЕННЯ					
23.	Пасажири		28500,00	32,45	924705,07
24.	Багаж		14820,00	29,90	443133,18
25.	Продукти харчування		1412,20	33,08	46718,21
Всього			104439,19	31,38	3277657,03

Примітки. Розрахунок усіх груп мас здійснюються за програмою для ЕОМ кафедри конструкції ЛА.

Координата центра мас спорядженого фюзеляжу визначається за формулою

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

Визначив центри мас споряджених крила і фюзеляжу складається рівняння рівноваги моментів відносно носової частини фюзеляжу

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

де x_a - положення початку САХ крила відносно носової частини фюзеляжу
 c – відстань від початку САХ до центра мас літака. Як відомо, центрівка літака $x_T = x_a + c$ – це координата положення його центра мас в проекції на САХ крила, Вона може бути визначена із попередньої формули як

$$\bar{x}_T = \frac{m_{\phi}x_{\phi} + m_{кр}(x_a + x_{кр})}{m_0}$$

На практиці центрівку літака визначають, як правило, у відносних координатах \bar{x}_T , тобто положення ЦМ літака від початку САХ, виражене у відсотках (або частках) від САХ:

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_A}{b_A} 100\%$$

Таким чином для розрахунку центрівки літака \bar{x}_T необхідно знати положення початку САХ крила відносно носової частини фюзеляжу x_a . Початкове значення x_a можна визначити через відповідний масштаб зі схеми літака-прототипа, попередньо визначивши величину САХ і накресливши її на крилі
 В результаті проведених розрахунків значення центрівок для низькоплана з стрілоподібним крилом = 18...38

Для того, щоб визначити, на яку відстань l треба перемістити, наприклад, крило літака як найбільшого за масою агрегату літака, потрібно спочатку визначитися з тим, на скільки треба змінити центрівку $\Delta\bar{x}_T$ з метою отримання наведених рекомендованих значень \bar{x}_T . Величина $\Delta\bar{x}_T$ визначається як різниця між розрахованими та рекомендованими

значеннями \bar{x}_T . Відстань l знаходиться як
$$l = \frac{\Delta\bar{x}_T b_A m_0}{m_{кр}}$$

Для збільшення x_T треба від початкового значення x_a відняти величину l , потім необхідно перерахувати центрівку літака з новим значенням x_a .

З метою полегшення виконання розрахунків варіантів центрівки, рекомендується маси і відповідні координати мас звести у таблицю табл. 3.4.

Обов'язкові варіанти розрахунків центрівки літака для найбільш характерних випадків експлуатації літаків зведені у табл. 3.5.

Під час виконання розрахунків центрівки необхідно перевірити виконання вимог: $\sum m_o = m_{\text{спор. кр.}} + m_{\text{спор. ф.}}; L_{\text{го}} \geq 3b_a$

Для посадкового варіанту масу палива орієнтовно можна прийняти 15%...20% (в залежності від типу літака) від маси палива при зльоті, а для перегінного – маса палива максимально можлива (за рахунок відсутності комерційного навантаження) і визначається місткістю паливних ємностей літака. Процес центрування вважається закінченим тільки після того, як значення центрівки для найбільш характерних варіантів експлуатації літака будуть підпадати під рекомендовані діапазони.

Таблиця 2.5

Зведена центрувальна відомість

№ п/п	Найменування об'єкту	Маса m_i , кг	Координата центра мас x_i , м	Статичний момент маси $m_i x_i$, кгм
1.	Споряджене крило (без палива і шасі)	57217,37	1,84	105441,50
2.	Передня опора шасі (випущена)	2124,67	8,20	17422,30
3.	Основні опори шасі (випущені)	8498,68	3,05	25920,98
4.	Паливо	116790,61	4,25	495974,54
5.	Пустий споряджений фюзеляж	57582,32	32,05	1845678,27
6.	Пасажири	28500,00	32,45	924705,07
7.	Багаж	14820,00	29,90	443133,18
8.	Продукти харчування	1412,20	33,08	46718,21
9.	Передня опора шасі (прибрана)	2124,67	7,70	16359,96
10.	Основні опори шасі (прибрані)	8498,68	3,05	25920,98

Таблиця 2.6

Варіанти центрівки літака

№ п/п	Найменування варіанту	Маса m_i , кг	Статичний момент маси $m_i x_i$, КГМ	Центр мас літака $X_{цмл i}$, М	Центрівка \bar{X} , %
1.	Злітна маса (шасі випущено)	286945,8 588	3904994,05	31,70	32,32
2.	Злітна маса (шасі прибрано)	286945,8 588	3903931,71	31,70	32,28
3.	Посадкова маса (шасі випущено)	179352,3	3443047,86	30,97	24,63
4.	Перегінний (без комерційного навантаження, шасі прибрано)	242213,7	2489375,25	31,87	34,07
5.	Стоянковий (без комерційного навантаження, палива, екіпажу, води, шасі випущено)	121739,8	1905274,707	31,12	26,13

Висновок до 1 та 2 частин

В цих частинах були описані та розраховані основні геометричні розміри та центрування спроектованого літального апарату.

Під час розрахунку літака було визначене наступне: основні геометричні параметри з урахуванням умов посадки та зльоту, швидкості та висоти польоту, експлуатаційного призначення, запланованої кількості пасажирів. Всі отримані значення відповідають вимогам, що пред'являються до широкофюзеляжних пасажирських літаків.

Також було проведено центрування спроектованого літака. Найбільш переднє положення центру ваги оснащеного літака становить 26,13% від головної аеродинамічної хорди під час польоту.

Найбільш заднє положення центру ваги літака становить 32,32% від головної аеродинамічної хорди. Між цими значеннями літак був відцентрований.

В результаті було проведено аналіз та обґрунтування спроектованої компоновки літака відповідно до виданого технічного завдання, комп'ютерних розрахунків та креслень на основі прототипу А340-300. Геометричні параметри максимаьно наближені до обраного прототипа.

3. ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ УПРАВЛІННЯ ШИРОКОФЮЗЕЛЯЖНИМ ПАСАЖИРСЬКИМ ЛІТАКОМ МОДИФІКАЦІЄЮ ЕЛЕРОНІВ

3.1 Загальний опис системи керування елеронами та порівняння з існуючими прототипами

Описана система в даному розділі призначена для поперечного управління повітряним судном, обмежуючись використанням лівого й правого елеронів.

Пульт керування рулями та елеронами, призначений для передавання руху від штурвалів і педалей через проводку керування на рульові поверхні літака. Складається з двох штурвалів зі штурвальними трубами, двох штурвальних колонок, закріплених на трубі, двох пружинних завантажувальних механізмів, двох пар педалей, вала синхронізації педалей, опорної труби, кронштейнів, тяг, гойдалок та інших деталей.

Керування рулями та елеронами пряме (безбустерне), подвійне, тобто може здійснюватися з місць обох льотчиків. Для забезпечення синхронності управління штурвали і педалі лівого і правого льотчиків кінематично пов'язані між собою.

Проводка керування кермами та елеронами призначена для забезпечення зв'язку між пультом керування і рульовими поверхнями. Являє собою систему тяг і качалок. Через вал гермовузла з'єднуються з тягами, що йдуть уздовж заднього лонжерона крила до лівого і правого елеронів.

На кожній половині керма висоти і на лівому елероні встановлено тримери, а на кермі напрямку тример-сервокомпенсатор. Крім того, на кожному елероні встановлено сервокомпенсатори.

У разі виникнення порушень працездатного стану штурвальних колонок, внаслідок виникнення відмов однієї з проводок управління, передбачена можливість роз'єднання їх жорсткого кінематичного зв'язку. При цьому механізм керування літаком буде здійснюватися виключно справною проводкою управління від одного зі штурвалів.

Процес здійснення керування елеронами може виконуватися в автоматичному режимі системою автоматичного керування за допомогою кермової машинки автопілота, кінематично пов'язаної з механічною проводкою штурвальної колонки правого пілота. Внаслідок увімкнення системи автоматичного керування механічне тримування блокується.

Поперечне керування

Поперечне керування здійснюється елеронами (aileron) та інтерцепторами-елеронами (flight spoilers). На Boeing – 737 (-200...-600) 4 секції інтерцепторів-елеронів.

На модифікації Boeing – 737 NG вісім секцій інтерцепторів-елеронів (див. Рис. 3.1).



Рис. 3.1

Кути відхилення елеронів: вгору - 20° , вниз - 15° . Різниця в кутах відхилення вгору і вниз дозволяє зменшити шкідливий момент нищпорення від елеронів.

На землі, при нейтральному положенні штурвала обидва елерони відхилені вниз на 1° і задня кромка елерону нижче поверхні крила на 9 мм. Такий процес має назву зависання елеронів (Aileron droop).

У польоті проводка елеронів деформується під дією зони розрядження над крилом, через що елерони «спливають» і стають нарівні з крилом, що зменшує лобовий опір.

Для зменшення зусиль при ручному керуванні (manual reversion) елерони мають кінематичні сервокомпенсатори (tabs) та балансувальні панелі (balance panel) (Див. Рис. 3.2).

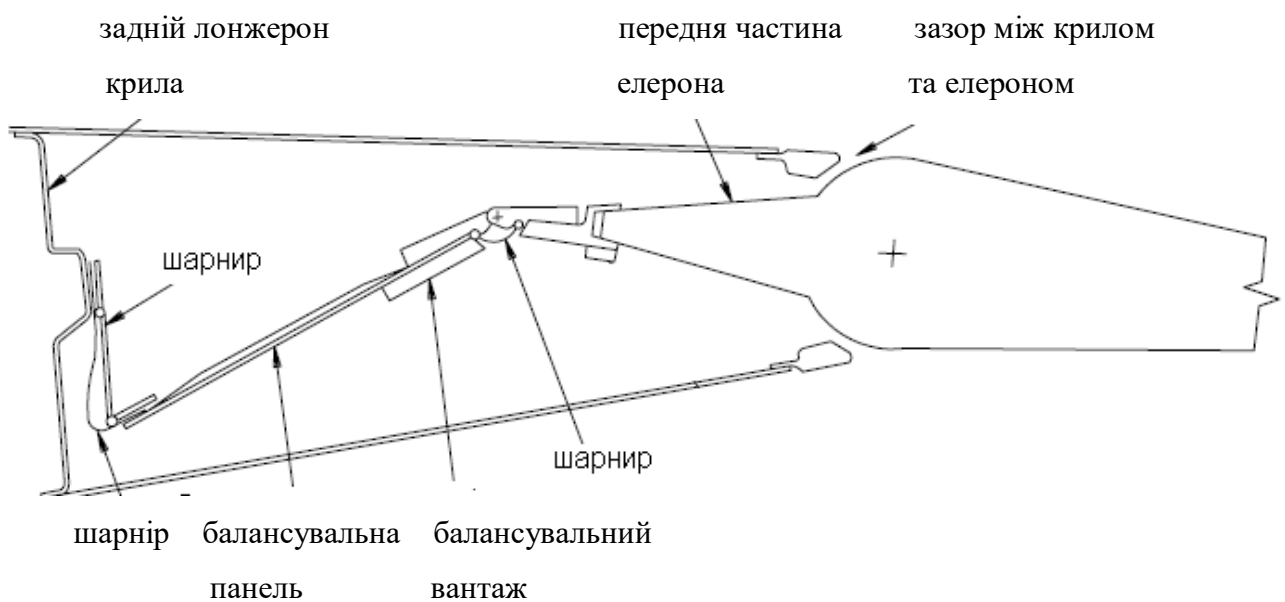


Рис. 3.2

Сервокомпенсатори кінематично пов'язані з елеронами і відхиляються в протилежний відхиленню елерону бік. Це зменшує шарнірний момент елерону та зусилля на штурвалі (Див. Рис. 3.3).

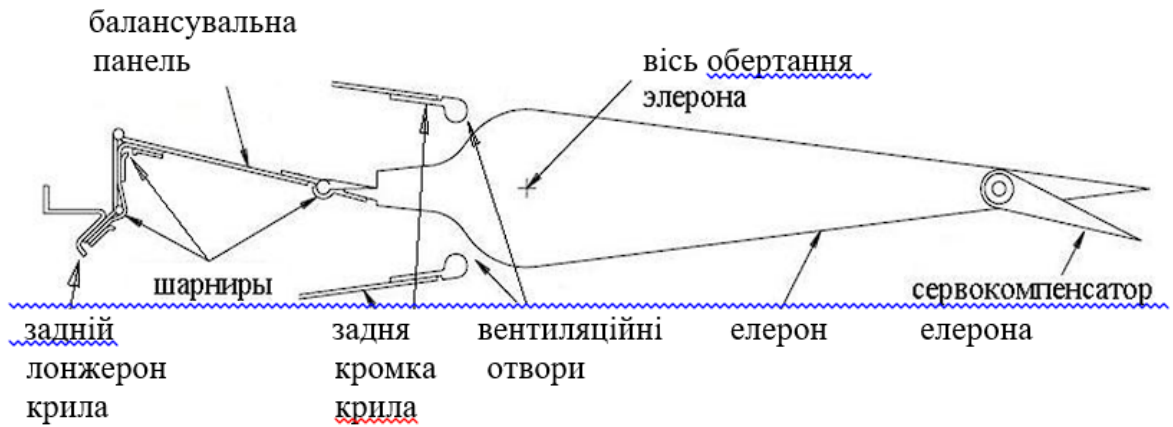


Рис. 3.3

За допомогою шарнірних з'єднань, балансувальні панелі з'єднують передню кромку елерону із заднім лонжероном крила. Під час відхилення елерону, наприклад, вгору - на верхній поверхні крила в зоні елерону виникає зона підвищеного тиску, а в нижній – зниженого. Відносно осі обертання елерона з'явиться момент сили, направлений за годинниковою стрілкою. Цей перепад тиску поширюється в зону між передньою кромкою елерону і крилом і буде впливати на панель балансування, на якій буде створюватися момент сили, направлений проти годинникової стрілки відносно осі обертання елерона, що зменшує шарнірний момент елерона (Див. Рис. 3.4).



Рис. 3.4 Робота балансувальної панелі при відхиленні елерону

На модифікації Boeing – 737 NG аеродинамічні сервокомпенсатори при випущених закрилках та при наявності тиску в гідросистемах перебудовуються на антикомпенсатори. Це зроблено для підвищення ефективності керма висоти на зльоті при відмові двигуна (Див. Рис. 3.5).

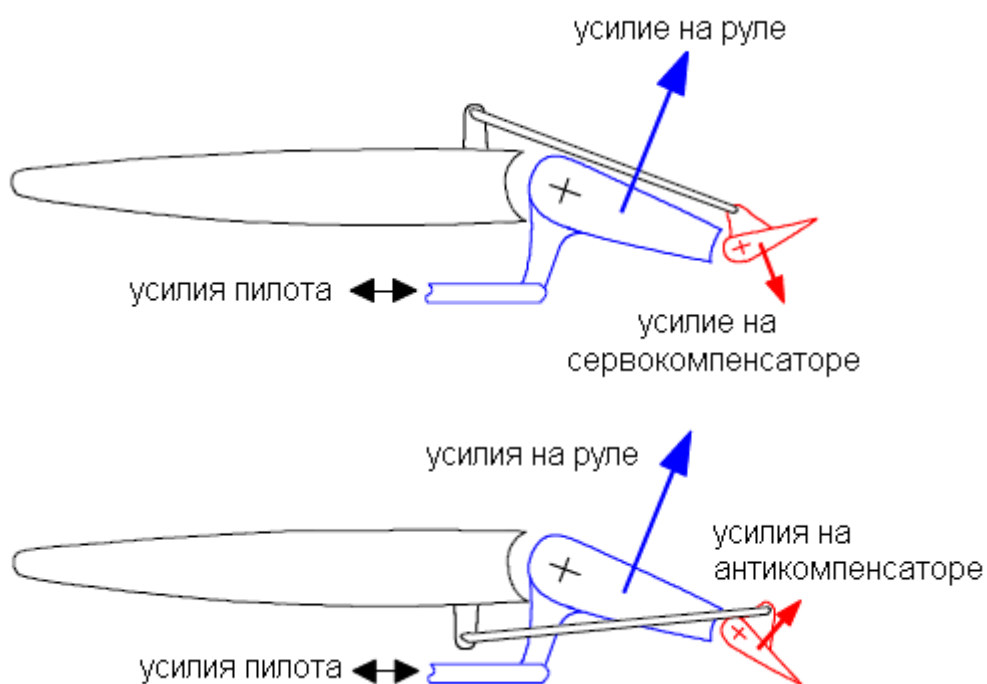


Рис. 3.5

3.2 Розрахункова частина

Таблиця 3.1

Вихідні дані для розрахунку

Довжини плечей качалок, мм													Експл. зусилля на КВК	Кути при наявності диф. качалки, °		
r_1	r_2	r_3	r_4	r_5	r_6	r_7	r_8	r_9	r_{10}	r_{11}	r_{12}	r_{13}	$P^e_{л}, \text{даН}$	δ_n	α	$\delta_{д.р.}$
70	75	130	80	135	-	140	90	140	95	70	100	600	20	15	30	18

1) Довжина плеча диференціальної качалки:

$$r_6 = \frac{r_1 \cdot \sin \delta_n}{\sin \alpha - \sin(\alpha - \delta_{д.р.})} [\text{м}],$$

де r_1 – довжина плеча качалки №1; δ_n – кут відхилення елеронів, °; α – кут нахилу плеча диференціальної качалки, °; $\delta_{д.р.}$ – кут відхилення плечей диференціальної качалки, °.

$$r_6 = \frac{0,07 \cdot \sin 15^\circ}{\sin 15^\circ - \sin(30^\circ - 15^\circ)} = \frac{0,07 \cdot 0,26}{0,57 - 0,34} = 0,08 [\text{м}].$$

2) Передаточне число проводки керування визначається на підставі наступної залежності:

$$i = \frac{r_3 \cdot r_5 \cdot r_7 \cdot r_9 \cdot r_{11} \cdot r_{13}}{r_2 \cdot r_4 \cdot r_6 \cdot r_8 \cdot r_{10} \cdot r_{12}},$$

де r_i – довжини плечей качалок, м.

$$i = \frac{0,13 \cdot 0,135 \cdot 0,14 \cdot 0,09 \cdot 0,07 \cdot 0,6}{0,075 \cdot 0,08 \cdot 0,08 \cdot 0,09 \cdot 0,095 \cdot 0,1} = 22,63,$$

3) Розраховується експлуатаційне зусилля в тязі 1-2:

$$P^e_{1-2} = i \cdot P^e_{л} = 22,63 \cdot 200 = 4\,526 [\text{Н}],$$

де $P^e_{л} = 20 \text{ даН} = 200 \text{ Н}$ – експлуатаційні зусилля на командному важелі керування, Н.

4) Величина експлуатаційного шарнірного моменту складає:

$$M^e_{ш} = P^e_{1-2} \cdot r_1 = 4\,526 \cdot 0,07 = 316,82 \text{ [Н} \cdot \text{м]} \leq M^e_{ш_{\text{макс}}} = 500 \text{ [Н} \cdot \text{м]},$$

де $M^e_{ш_{\text{макс}}}$ – гранично допустиме значення шарнірного моменту, Нм.

Отже, вимогу задовільнено.

- 5) Значення розрахункових стискальних зусиль, що виникають всередині тяги 12-11:

$$P^p_{л} = P^e_{л} \cdot k = 200 \cdot 6,5 = 1\,300 \text{ [Н]},$$

де $k = 6,5$ – експлуатаційні зусилля на командному важелі керування, Н.

$$P^p_{12-11} = P^p_{л} \frac{r_{13}}{r_{12}} = 1\,300 \frac{0,6}{0,065} = 7\,800 \text{ [Н]}.$$

- 6) Вибір геометричних параметрів тяги: зовнішній D та внутрішній d діаметри:

Таблиця 3.2

Табличні значення параметрів тяги

Розміри перетину труби Dxd, мм	— $\sqrt{EI/m} \times 10^5, \text{ см}^2/\text{с}$
21 x 18	3,391

Відтак, згідно до табличних значень, розміри перетину труби обираємо наступними:

- Зовнішній діаметр:

$$D = 21 \text{ [мм]} = 0,021 \text{ [м]};$$

- Внутрішній діаметр:

$$d = 18 \text{ [мм]} = 0,018 \text{ [м]};$$

- 7) Визначення моменту інерції перетину труби тяги 12-11:

$$I = \frac{\pi(D^4 - d^4)}{64} = \frac{3,14(0,021^4 - 0,018^4)}{64} = 4,39 \cdot 10^{-9} \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

8) Розрахунок критичного значення стискання у тязі 12-11:

$$I = \frac{P_{\text{крит. Ейлера}}^{\text{Ейлера}} (\mu^2 L^2)}{\pi^2 E} \rightarrow P_{\text{крит. Ейлера}}^{\text{Ейлера}} = \frac{\pi^2 EI}{(\mu \cdot L)^2} [\text{кг} \cdot \text{м}^2],$$

де $E = 7 \cdot 10^4 \text{ МПа} = 7,14 \cdot 10^5 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} = 7,14 \cdot 10^9 \frac{\text{кгс}}{\text{м}^2} = 7 \cdot 10^{10} \text{ Па}$ – модуль Юнга, Па;

$\mu = 1$ – коефіцієнт приведення довжини;

$L = 60 \text{ см} = 0,6 \text{ м}$ – довжина стержня, м.

$$P_{\text{крит. Ейлера}}^{\text{Ейлера}} = \frac{3,14^2 \cdot (7 \cdot 10^{10}) \cdot (4,39 \cdot 10^{-9})}{(1 \cdot 0,6)^2} = 8\,416,26 \text{ [Н]},$$

9) Порівняння значень стискань $P_{\text{крит. Ейлера}}^{\text{Ейлера}}$ та P_{12-11}^p зумовлене потребою в здійсненні перевірки забезпечення виконання умови міцності:

$$P_{\text{крит. Ейлера}}^{\text{Ейлера}} \geq P_{12-11}^p \text{ [Н]},$$

$$P_{\text{крит. Ейлера}}^{\text{Ейлера}} = 8\,416,26 \text{ [Н]} \geq P_{12-11}^p = 7800 \text{ [Н]}.$$

Отже, умову міцності задовільнено.

10) Частота власних коливань тяги ν

$$\nu = \frac{30}{L^2} \sqrt{\frac{EI}{m}} = \frac{30}{0,6^2} \cdot 33,91 = 2825,8 \text{ [с}^{-1}\text{]},$$

$$\text{де } \sqrt{\frac{EI}{m}} = 3,391 \cdot 10^5 \frac{\text{см}^2}{\text{с}} = 33,91 \frac{\text{м}^2}{\text{с}}$$

11) Порівнюються частоти змушених коливань n та власних коливань тяги ν з метою забезпечення виконання умови

$$|n - \nu| = |200 - 2825,8| = 2625,8 \geq 5 \text{ с}^{-1}$$

Будуємо кінематичну схему проводки управління з узгодженням можливих напрямків відхилення важелів управління і елеронів, на основі отриманих та вихідних даних (Див. Рис. 3.6).

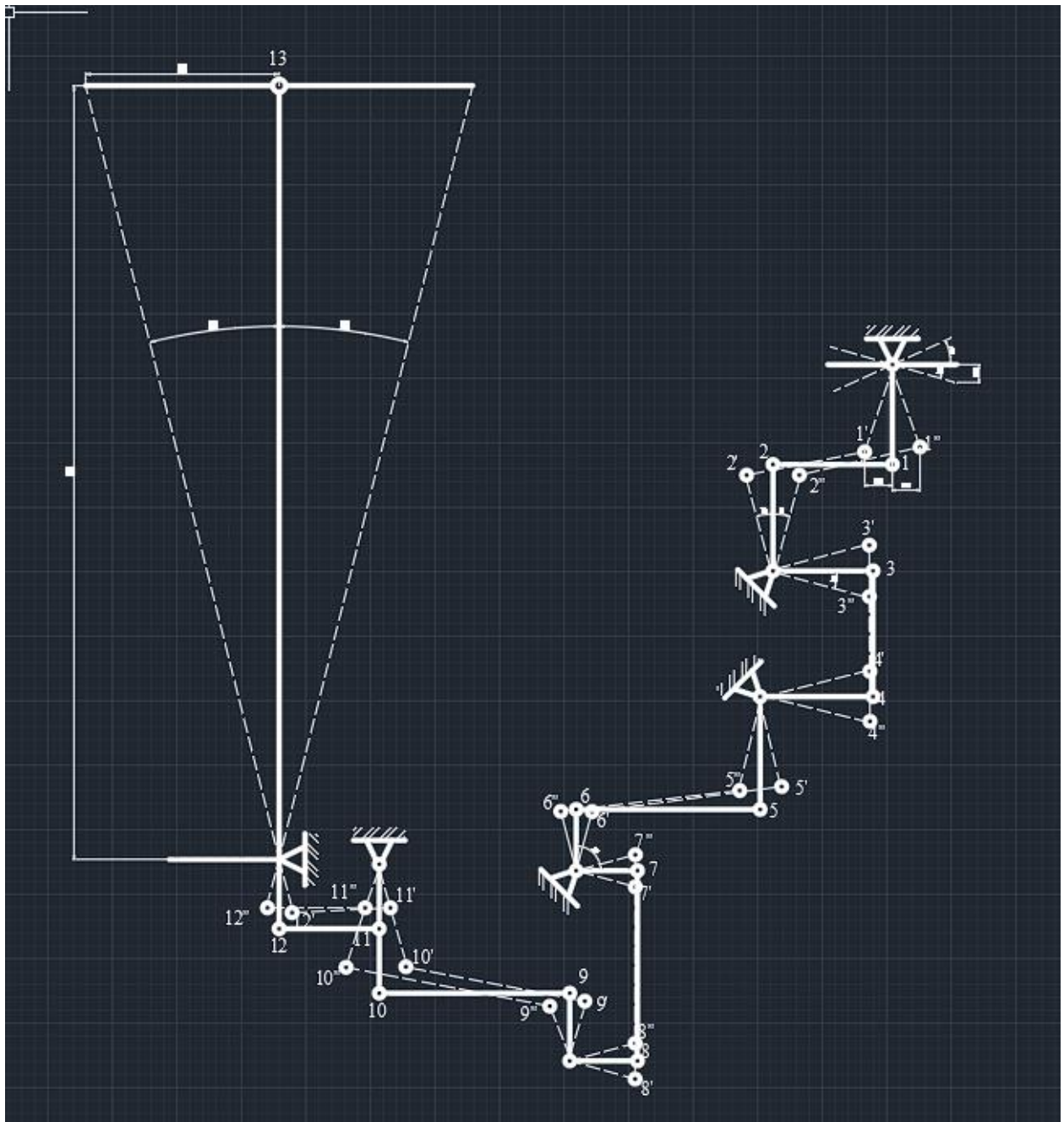


Рис. 3.6

12) Кут відхилення елеронів:

$$a = \arcsin(\delta_H) \cdot C = \arcsin(15^\circ) \cdot C = 0,2588 \cdot 0,05 = 0,01376 \text{ м}$$

$$\beta = \arcsin \frac{a}{C} = \arcsin \frac{0,01376}{0,05} = \arcsin 0,2787 = 15^\circ,$$

де $a = 0,01376 \text{ м}$ – плече нахилу елеронів вниз (за кресленням наведеним у графічній частині);

$C = 0,03 \dots 0,05 \text{ м} = 0,05 \text{ м}$ – хорда елеронів.

Висновки стосовно підсумків виконання 3 частини

У цій частині було описано загальні відомості про систему управління елеронами та систему поперечного керування на літаку Boeing 737-NG

Система управління елеронами літака була спроектована на основі значень, визначених в процесі розрахунку, з використанням вихідних даних відомих попередніх величин.

На етапі проектування система управління елеронами була перевірена на відсутність резонансних коливань і достатню міцність штовхачів на стиск шляхом порівняння отриманих значень розрахункових стискаючих зусиль з критичним значенням для міцності штовхачів на стиск. Виходячи з того, що значення робочого моменту шарніра не перевищує допустимого максимуму, можна зробити висновок, що заміна проводки механічних підсилювачів на гідравлічні не є обов'язковою для спроектованої системи керування.

У графічній частині була побудована кінематична схема проводки управління з узгодженням можливих напрямків відхилення важелів управління і елеронів.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1. В даному проекті були описані та розраховані основні геометричні розміри проектного широкофюзеляжного літака, згідно завдання, яке було поставлене. Основні геометричні розміри і центрування проектного літака були визначені з урахуванням основних геометричних параметрів, експлуатаційних цілей, планованої кількості пасажирів, швидкості і висоти польоту, умов посадки і зльоту. Всі отримані значення відповідають поставленим вимогам.

2. Під час розрахунку були визначені основні геометричні параметри, проведено центрування спроектованого літака, аналіз та обґрунтування компонування літака, спроектованого відповідно до заданих технічних характеристик, складено креслення на базі прототипу Airbus A340-300. Геометричні параметри приблизно співпадають з обраним прототипом.

3. У кінцевому розділі була описана система управління елеронами та система поперечного управління літака Boeing 737-NG. Розглянута система була розроблена відповідно до значень, встановлених у процесі розрахунку, використовуючи вихідні дані попередніх відомих значень.

Література

1. Положення про дипломні роботи (проекти) випускників Національного авіаційного університету: затверджено наказом ректора від 03.11.2006, №178/од. – К. : Вид-во НАУ, 2011. – 72 с.
2. Документація. Звіти у сфері науки і техніки. Структура і правила оформлення: ДСТУ 3008-95.– На зміну ГОСТ 7.32-91 ; [Чинний від 1996–01–01]. – К. : Держстандарт України, 1995. – 38 с.
3. Ванін В. В. Оформлення конструкторської документації: навч. посіб. / В. В. Ванін, А. В. Блюк, Г. О. Гнітецька ; М-во освіти і науки України. – 3-тє вид.– К. : Каравела , 2004. – 160 с.
4. Ісаєнко В. М. Екологія та охорона навколишнього середовища. Дипломне проектування : навч. посіб. / В. М. Ісаєнко, В. М. Криворотько, Г. М. Франчук. – К. : НАУ, 2005. – 192 с.
5. Челюканов И. П. Методические указания по курсовому проектированию для студентов специальности 1303 «Техниче-ская эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» / [сост. : И. П. Челюканов, П. Ф. Максютинский, В. И. Лукин и др.]; КИИГА. – К. : КИИГА, 1989. – 44 с.
6. ЄСКД. Загальні положення: ДСТУ ГОСТ 2.001:2006. – На заміну ГОСТ 2.001-70 ; [Чинний від 01.01.2007]. – К. : Держспоживстандарт України, 2007. – 16 с.
7. ЄСКД. Общие требования к текстовым документам: ГОСТ 2.105-95. – Взамен ГОСТ 2.105-79; ГОСТ 2.906-71 ; [Введен 1997.07.01]. – К. : Госстандарт Украины, 1996. – 45 с.
8. ЄСКД. Текстовые документы: ГОСТ 2.106-96. – Взамен ГОСТ 2.106-68, ГОСТ 2.108-68; ГОСТ 2.112-70 ; [Введен 1998.29.05]. – К. : Госстандарт Украины, 1998. – 58 с.
9. Метрологія. Одиниці фізичних величин. Фізичні сталі та характеристичні числа. Основні положення, позначення, назви та значення: ДСТУ 3651.2-97.– На зміну ГОСТ 8.417-81 ; [Чинний від 1999.01.01]. – К. : Держстандарт України, 1998. – 35 с.
10. ЄСКД. Основні написи: ДСТУ ГОСТ 2.104:2006. – На зміну ГОСТ 2.104-68; [Чинний від 2007.01.07]. – К. : Держспоживстандарт України, 2008. – 25 с.
11. Система стандартів з інформації, бібліотечної та видав-ничої справи. Бібліографічний запис. Бібліографічний опис. За-гальні вимоги та правила складання: ДСТУ ГОСТ 7.1:2006. – На зміну ГОСТ 7.1-84 ; ГОСТ 7.16-79 ; ГОСТ 7.18-79 ; ГОСТ 7.34-81 ; ГОСТ 7.40-82 ; [Чинний від 2008.01.04]. – К. : Держспоживстандарт України, 2008. – 57 с.
12. Система конструкторської документації. Терміни та визначення основних понять: ДСТУ 3321:2003 ; [Чинний від 2004.01.10]. – К. : Держспоживстандарт України, 2004. – 55 с.

Додаток

Додаток А

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И ВЫБРАННЫЕ ПАРАМЕТРЫ	
Количество пассажиров	380.
Количество членов экипажа	2.
Количество бортпроводников или сопровождающих	10.
Масса снаряжения и служебного груза	4375.49 кг.
Масса коммерческой нагрузки	46930.00 кг.
Крейсерская скорость полета	840. км/ч
Число "М" полета при крейсерской скорости	0.7831
Расчетная высота начала реализации полетов с крейсерской экономической скоростью	10.50 км
Дальность полета с максимальной коммерческой нагрузкой	7500. км.
Длина летной полосы аэродрома базирования	3.30 км.
Количество двигателей	4.
Оценка по статистике тяговооруженности в н/кг	2.5600
Степень повышения давления	35.00
Принятая степень двухконтурности двигателя	4.50
Оптимальная степень двухконтурности двигателя	4.50
Относительная масса топлива по статистике	0.3500
Удлинение крыла	10.05
Сужение крыла	3.70
Средняя относительная толщина крыла	0.120
Стреловидность крыла по 0.25 хорд	30.0 град.
Степень механизированности крыла	1.050
Относительная площадь прикорневых наплывов	0.085
Профиль крыла - Суперкритический	
Шайбы УИТКОМВА - установлены	
Спойлеры - установлены	
Диаметр фюзеляжа	6.00 м.
Удлинение фюзеляжа	10.50
Стреловидность горизонтального оперения	35.0 град.
Стреловидность вертикального оперения	37.0 град.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА НАУ, АКИ, КАФЕДРА "КДА"

Значение оптимального коэффициента подъемной силы в расчетной точке
крейсерского режима полета C_y 0.50966

Значение коэффициента $S_{x.инд.}$ 0.00911

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА $D_m = M_{крит} - M_{крейс}$

Число Маха крейсерское	Mкрейс	0.78305
Число Маха волнового кризиса	Mкрит	0.80148
Вычисленное значение	Dm	0.01842

Значения удельных нагрузок на крыло в кПА (по полной площади):

при взлете	6.502
в середине крейсерского участка	5.381
в начале крейсерского участка	6.267

Значение коэффициента сопротивления фюзеляжа и gondol 0.00967
Значение коэфф. профиль. сопротивления крыла и оперения 0.00912

Значение коэффициента сопротивления самолета:
в начале крейсерского режима 0.03041
в середине крейсерского режима 0.02891
Среднее значение C_x при условном полете по потолкам 0.50966

Среднее крейсерское качество самолета 17.63075

Значение коэффициента $C_{y, \text{пос.}}$ 1.583
Значение коэффициента (при скорости сваливания) $C_{y, \text{пос. макс.}}$ 2.375
Значение коэффициента (при скорости сваливания) $C_{y, \text{взл. макс.}}$ 1.959
Значение коэффициента $C_{y, \text{отр.}}$ 1.430
Тяговооруженность в начале крейсерского режима 0.513
Стартовая тяговооруженность по условиям крейс. режима $R_0, \text{кр.}$ 2.019
Стартовая тяговооруж. по условиям безопасного взлета $R_0, \text{взл.}$ 2.310

Расчетная тяговооруженность самолета R_0 2.403

Отношение $D_T = R_0, \text{кр.} / R_0, \text{взл.}$ D_T 0.874

УДЕЛЬНЫЕ РАСХОДЫ ТОПЛИВА (в кг/кН*ч):

взлетный 37.0368
крейсерский (характеристика двигателя) 58.4387
средний крейсерский при заданной дальности полета 61.3719

ОТНОСИТЕЛЬНЫЕ МАССЫ ТОПЛИВА:

аэронавигационный запас 0.03133
расходуемая масса топлива 0.29823

ЗНАЧЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ МАСС ОСНОВНЫХ ГРУПП:

крыла 0.12033
горизонтального оперения 0.00805
вертикального оперения 0.00783
шасси 0.04127
силовой установки 0.08245
фюзеляжа 0.08732
оборудования и управления 0.10852
дополнительного оснащения 0.00394
служебной нагрузки 0.01797
топлива при $L_{\text{расч.}}$ 0.32956
коммерческой нагрузки 0.19273

Взлетная масса самолета "М.о" = 243506. кг.
Потребная взлетная тяга одного двигателя 146.27 кН

Относительная масса высотного оборудования и
противобледенительной системы самолета 0.0198
Относительная масса пассажирского оборудования
(или оборудования кабин грузового самолета) 0.0126
Относительная масса декоративной обшивки и ТЭМ 0.0062
Относительная масса бытового (или грузового) оборудования 0.0156
Относительная масса управления 0.0042
Относительная масса гидросистем 0.0131

Относительная масса электрооборудования	0.0248
Относительная масса локационного оборудования	0.0022
Относительная масса навигационного оборудования	0.0032
Относительная масса радиосвязного оборудования	0.0016
Относительная масса приборного оборудования	0.0038
Относительная масса топливной системы (входит в массу "СУ")	0.0105
Дополнительное оснащение:	
Относительная масса контейнерного оборудования	0.0000
Относительная масса нетипичного оборудования	0.0039
[встроенные системы диагностики и контроля параметров, дополнительное оснащение салонов и др.]	

ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ

Скорость отрыва самолета	306.90 км/ч
Ускорение при разбеге	1.68 м/с ²
Длина разбега самолета	2157. м.
Дистанция набора безопасной высоты	472. м.
Взлетная дистанция	2629. м.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ ПРОДОЛЖЕННОГО ВЗЛЕТА

Скорость принятия решения	276.21 км/ч
Среднее ускорение при продолженном взлете на мокрой ВПП	0.61 м/с ²
Длина разбега при продолженном взлете на мокрой ВПП	2809.22 м.
Взлетная дистанция продолженного взлета	3281.47 м.
Потребная длина летной полосы по условиям прерванного взлета	3417.68 м.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ

Максимальная посадочная масса самолета	182701. кг.
Время снижения с высоты эшелона до высоты полета по кругу	21.3 мин.
Дистанция снижения	49.69 км.
Скорость захода на посадку	271.70 км/ч.
Средняя вертикальная скорость снижения	2.15 м/с
Дистанция воздушного участка	525. м.
Посадочная скорость	256.70 км/ч.
Длина пробега	949. м.
Посадочная дистанция	1474. м.
Потребная длина летной полосы (ВПП + КПП) для основного аэродрома	2462. м.
Потребная длина летной полосы для запасного аэродрома	2093. м.

ПОКАЗАТЕЛИ ЭФФЕКТИВНОСТИ САМОЛЕТА

Отношение массы снаряженного самолета к массе коммерческой нагрузки	2.4581
Масса пустого снаряженного с-та приход. на 1 пассажира	303.58 кг/пас.
Относительная производительность по полной нагрузке	438.72 км/ч
Производительность с-та при макс. коммерч. нагрузке	38139.7 кг*км/ч
Средний часовой расход топлива	7869.224 кг/ч
Средний километровый расход топлива	9.68 кг/км
Средний расход топлива на тоннокилометр	206.326 г/(т*км)
Средний расход топлива на пассажирокилометр	22.4835 г/(пас.*км)
Ориентировочная оценка приведен. затрат на тоннокилометр	0.3622 \$/(т*км)

3