МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка до дипломного проєкту

(тип кваліфікаційної роботи)

другий (магістерський)

(освітній рівень)

на тему: «Інтегроване проектування та тривимірне моделювання крила адміністративного літака»

ХАІ.103.105.4В.134.2001004ПЗ

Виконав: студент(ка) 6 курсу групи № 160н

Галузь знань 13 «Механічна інженерія»

(код та найменування)

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка

(код та найменування)

Освітньо-наукова програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

Наріжний В. В.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Ігор МАЛКОВ .

(ім‘я та прізвище)

Рецензент: Олександр КОСТЕНКО

(ім‘я та прізвище)

Харків – 2024

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

Факультет *Літакобудування*

Кафедра *103 «Проектування літаків і вертольотів»*

Рівень вищої освіти *другий (магістерський)*

Галузь знань *13 «Механічна інженерія»*

Спеціальність *134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»*

(код та найменування)

Освітньо-наукова програма *«Літаки і вертольоти»*

(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

завідувач кафедри

к.т.н., доц. Сергій ТРУБАЄВ

« 23 » листопада 2023 року

ЗАВДАННЯ НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Наріжний Владислав Віталійович

(прізвище та ініціали студента)

Тема кваліфікаційної роботи: «Інтегроване проектування та тривимірне моделювання крила адміністративного літака»

керівник кваліфікаційної роботи Малков Ігор Владиславович, д.т.н., професор

професор кафедри 103

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету № 555-уч від «24» 04 2024 року

Вихідні дані до роботи V_{max} – 920 км/ч; $V_{кр}$ – 850 км/ч; H_{max} – 12 км; $H_{кр}$ – 11 км; L – 4000 км; $L_{раз}$ – 800 м; $n_{пас}$ – 10 чел.; $n_{эк}$ – 3 чел.; $m_{ц.н.}$ – 2760 т; T – 60000 час; $К_{кр}$ – 19

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 31.05.2024

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

Реферат

Конструкторський розділ

1. Автоматизоване формування вигляду літака

Введення, постановка мети та завдань проектування

1.1. Розробка концепції створення проектованого літака та науково-технічної програми досягнення його характеристик.

1.2. Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.

1.3. Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.

1.4. Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.

1.5. Розрахунок маси літака у трьох наближеннях.

1.6. Підбір двигунів та перевірка довжини розбігу.

1.7. Визначення геометричних параметрів літака та його агрегатів, побудова загального виду.

1.8. Розробка об'ємно-вагової, конструктивно-силової компоновок, центрування літака.

1.9. Стандартна специфікація проектованого літака.

Виконання розрахунків, моделей та креслень:

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

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

– конструктивно-силове компонування літака (формат А1).

2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака

2.1. Визначення лобового опору літака.

2.2. Підйомна сила, індуктивний опір та поляра літака.

2.3. Поздовжній момент та розташування аеродинамічного фокусу літака.

2.4. Вплив проектних параметрів літака з його аеродинамічні характеристики

3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання крила літака, що проектується.

3.1. Розробка майстер-геометрії крила.

3.2. Визначення навантажень, які діють крило.

3.3. Вибір матеріалів елементів конструкції агрегату.

3.4. Проектувальний розрахунок поперечного перерізу крила.

3.5. Прогнозування ресурсу агрегату в регулярних та нерегулярних зонах.

Виконання розрахунків, моделей та креслень:

– теоретичне креслення агрегату (формат А1);

– майстер-геометрія агрегату;

– модель розподілу простору;

4. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання систем літака

Проектування та моделювання силової установки.

Виконання розрахунків, моделей та креслень:

– принципова схема системи (формат А2);

– компонувальна схема розташування системи в літаку (формат А1);

– модель об'ємно-масового компонування;

5. Розділ безпеки життєдіяльності

Проектування системи кондиціювання повітр

Економічний розділ

6. Розрахунок показників економічної ефективності

6.1. Цілі та завдання економічного розрахунку.
6.2. Оцінка техніко-економічної ефективності літака.
6.3. Аналіз конкурентоспроможності проектованого літака.
6.4. Визначення точки беззбитковості виробництва

Виконання розрахунків, плакатів:
– графік доходів від виробництва (формат А1);
– таблиця якісних показників літака (формат А1.)

7. Спеціальне завдання

_____.

_____.

_____.

_____.

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

– загальний вигляд
– КСС літака
– майстер геометрія літака
– майстер геометрія крила
– теоретичне креслення крила літака
– цикловий графік

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис. дата	
		Завдання видав	Завдання прийняв
1.Конструкторський розділ	Д.т.н. проф., проф. каф. 103 Малков І. В.	22.04.2024	26.04.2024
2. Технологічний розділ	Зав. каф. 104, к.т.н. Майорова К. В.	22.04.2024	26.04.2024
3. Економічний розділ	Д.т.н. проф., проф. каф. 103 Малков І. В.	22.14.2024	26.04.2024

Нормоконтроль _____ Ігор МАЛКОВ
(підпис) (ім‘я та прізвище)

Дата видачі завдання «22» квітня 2024 р.

1.1.1.3 КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1	Конструкторський розділ	31.05.2024	
2	Технологічний розділ	31.05.2024	
3	Економічний розділ	31.05.2024	

Здобувач _____ Владислав НАРІЖНИЙ
(підпис) (ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи _____ Ігор МАЛКОВ
(підпис) (ім'я та прізвище)

РЕФЕРАТ

Випускний дипломний проект містить: сторінок - 161 ; розділів - 7; малюнків - 85; таблиць - 50; додатків - 6; кількість використаних джерел - 20.

Об'єктом дослідження даного проєкту є адміністративний літак місцевих і регіональних авіаліній на 10 пасажирів.

Метою цього проєкту є створення ескізного проєкту адміністративного літака, розробка конструкції крила.

Під час виконання дипломного проекту застосовувалися такі методи дослідження: статистичний, аналітичний, розрахунковий, графічний. Зібрано статистичні дані щодо літаків-прототипів, проаналізовано їхні параметри, а також було сформовано статистичну таблицю. Дипломний проєкт складається з семи розділів: конструкторського, аеродинамічного, міцнісного, системного, економічного, безпеки життєдіяльності та спеціальної частини, оформленої окремою запискою. У роботі розраховано масу літака в трьох наближеннях, визначено геометричні характеристики, здійснено його компонування і центрування. Проведено аеродинамічний розрахунок на ЕОМ. Досліджено вплив зміни різних параметрів крила на відносні маси конструкції і масу літака в цілому. За результатами розрахунків було побудовано креслення та електронні моделі літака. Розглянуто крило літака, визначено навантаження, що діють на нього, розроблено конструктивно-силову схему, зроблено проєктувальний розрахунок і побудовано модель в об'ємі. У технологічному розділі розглянуто технологічний процес стапельно

У технологічному розділі розглянуто технологічний процес стапельного складання ОЧК, розроблено цикловий графік, розроблено схему складання та ув'язування заготівельного і складального оснащення. В економічному розділі було визначено абсолютні значення капітальних витрат на різних етапах розроблення та впровадження проєктованого виробу. У розділі безпеки життєдіяльності розглянуто систему кондиціонування повітря літака.

Прогнозні припущення про розвиток об'єкта дослідження - рекомендується застосовувати нові технології виготовлення і виробництва.

Економічна ефективність - прибуток підприємства настане після продажу 6 машини і буде збільшуватися.

Ключові слова: шасі, фюзеляж, крило, лонжерон, панель, стабілізатор, кіль, силова установка, двигун, аеродинамічні опори, від'ємна частина крила.

Умови отримання звіту: за договором. Харків, 225с.к,

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ».

ЗМІСТ

ЗАВДАННЯ НА ДИПЛОМНЕ ПРОЕКТУВАННЯ

РЕФЕРАТ

КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.

1. АВТОМАТИЗОВАНЕ ФОРМУВАННЯ ВИГЛЯДУ ЛІТАКА.

ВСТУП, ПОСТАНОВКА МЕТИ І ЗАВДАННЯ ПРОЕКТУВАННЯ.

1.1. РОЗРОБКА КОНЦЕПЦІЇ СТВОРЕННЯ ПРОЕКТОВАНОГО ЛІТАКА І НАУКОВО-ТЕХНІЧНОЇ ПРОГРАМИ ДОСЯГНЕННЯ ЙОГО ХАР-К.

1.2. ПРИЗНАЧЕННЯ, ТАКТИКО-ТЕХНІЧНІ ВИМОГИ ДО ЛІТАКА, УМОВИ ЙОГО ВИРОБНИЦТВА ТА ЕКСПЛУАТАЦІЇ, ОБМЕЖЕННЯ, ЩО НАКЛАДАЮТЬСЯ АВІАЦІЙНИМИ ПРАВИЛАМИ ПІД ЧАС ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАКА.

1.3. ЗБІР, ОБРОБКА ТА АНАЛІЗ СТАТИСТИЧНИХ ДАНИХ. ВИБІР ОСНОВНИХ ВІДНОСНИХ ПОЧАТКОВИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА.

1.4. ВИБІР І ОБҐРУНТУВАННЯ СХЕМИ ЛІТАКА, ТИПУ ЙОГО СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.

1.5. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА В ТРЬОХ НАБЛИЖЕННЯХ.

1.5.1 ВИЗНАЧЕННЯ ЗЛІТНОЇ МАСИ ЛІТАКА

У НУЛЬОВОМУ НАБЛИЖЕННІ

1.5.2 ВИЗНАЧЕННЯ ЗЛІТНОЇ МАСИ ЛІТАКА В ПЕРШОМУ НАБЛИЖЕННІ

1.5.2.1 ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ КРИЛА НА КОЕФІЦІЄНТ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ПРИ ВІДРИВІ ТА ЯКІСТЬ ПРИ ВІДРИВІ.

1.5.2.2. ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА НА ВЕЛИЧИНУ ПОТРІБНИХ СТАРТОВИХ СТАРТОВИХ ТЯГОВООРУЖЕННОСТЕЙ ДОЗВУКОВОГО АДМІНІСТРАТИВНОГО ЛІТАКА З ТРДД.

1.5.2.3 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНОЇ МАСИ КРИЛА

1.5.2.4 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНОЇ МАСИ ФЮЗЕЛЯЖУ

1.5.2.5 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНОЇ МАСИ ОПЕРЕННЯ.

1.5.2.6 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНОЇ МАСИ ШАСІ

1.5.2.7 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНОЇ МАСИ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.

1.5.2.8 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНОЇ МАСИ ПАЛИВА.

1.5.2.9 ВИЗНАЧЕННЯ МАСИ ЕКІПАЖУ, ОБЛАДНАННЯ ТА КОМЕРЦІЙНОГО НАВАНТАЖЕННЯ

1.5.2.10 ЗЛІТНА МАСА ЛІТАКА В ПЕРШОМУ НАБЛИЖЕННІ

1.5.3. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА В ДРУГОМУ НАБЛИЖЕННІ

1.5.4. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА В ТРЕТЬОМУ НАБЛИЖЕННІ.

ВИЗНАЧЕННЯ МАС СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ, ПАЛИВА ТА АГРЕГАТІВ ПЛАНЕРА

1.6. ПІДБІР ДВИГУНІВ І ПЕРЕВІРКА ДОВЖИНИ РОЗБІГУ.

1.7. ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА ТА ЙОГО АГРЕГАТІВ, ПОБУДОВА ЗАГАЛЬНОГО ВИГЛЯДУ.

1.7.1 ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ КРИЛА.

1.7.2. ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ РОЗМІРІВ ФЮЗЕЛЯЖУ.

1.7.3. ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ГО.

1.7.4. ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ.

1.7.5. ОСНОВНІ ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ ШАСІ.

1.8. РОЗРОБЛЕННЯ ОБ'ЄМНО-ВАГОВОГО, КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОГО КОМПОНУВАННЯ, ЦЕНТРУВАННЯ ЛІТАКА.

1.8.1 РОЗРОБЛЕННЯ СХЕМИ СИЛОВОГО УВ'ЯЗУВАННЯ ОСНОВНИХ АГРЕГАТІВ

АДМІНІСТРАТИВНОГО ЛІТАКА.

1.8.1.1 ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ КРИЛА

1.8.1.2. ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ФЮЗЕЛЯЖУ

1.8.1.3 ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ.

1.8.1.4. ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ.

1.8.1.5. ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНІВ.

1.8.2. КОМПОНУВАННЯ ПАСАЖИРСЬКОГО САЛОНУ

1.8.3. ЦЕНТРУВАННЯ ЛІТАКА

1.9. СТАНДАРТНА СПЕЦИФІКАЦІЯ ЛІТАКА.

2. АНАЛІЗ ВПЛИВУ ЗМІН ПРОЄКТНИХ ПАРАМЕТРІВ АГРЕГАТІВ ЛІТАКА ПІД ЧАС ЇХ ОПТИМІЗАЦІЇ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ТА МАСОВІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА

2.1. ВИЗНАЧЕННЯ ЛОБОВОГО ОПОРУ ЛІТАКА

2.1.2. ПРОФІЛЬНИЙ ОПІР ЛІТАКА

2.1.3. ПРОФІЛЬНИЙ ОПІР ФЮЗЕЛЯЖУ ТА ГОНДОЛ ДВИГУНІВ

2.1.4. ПРОФІЛЬНИЙ ОПІР КРИЛА ТА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ

2.1.5. КОЕФІЦІЄНТИ ГАЛЬМУВАННЯ ПОТОКУ

2.1.6. ПРОФІЛЬНИЙ ОПІР ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ

2.1.7. ДОДАТКОВИЙ ПРОФІЛЬНИЙ ОПІР ЛІТАКА, ЗУМОВЛЕНИЙ ІНТЕРФЕРЕНЦІЄЮ РІЗНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА

2.1.8. КОЕФІЦІЄНТИ ОПОРУ ВІД РІЗНИХ МІСЦЕВИХ ДЖЕРЕЛ

2.1.9. КРИТИЧНЕ ЧИСЛО МАХУ ЛІТАКА ТА ЙОГО ІЗОЛЬОВАНИХ ЕЛЕМЕНТІВ

2.2. ПІДЙОМНА СИЛА, ІНДУКТИВНИЙ ОПІР І ПОЛЯРА ЛІТАКА

2.2.1. СКЛАДОВІ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ

2.2.2. ПОХІДНА КОЕФІЦІЄНТА ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ЛІТАКА ЗА КУТОМ АТАКИ

2.2.3. ПОХІДНА КОЕФІЦІЄНТА ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ІЗОЛЬОВАНОГО ФЮЗЕЛЯЖУ І ГОНДОЛИ ДВИГУНА ЗА КУТОМ АТАКИ

2.2.4. ПОХІДНА КОЕФІЦІЄНТА ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ІЗОЛЬОВАНОГО КРИЛА І ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ ЗА КУТОМ АТАКИ

2.2.5. КУТИ АТАКИ НУЛЬОВОЇ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ЛІТАКА ТА ОКРЕМИХ ЙОГО ЕЛЕМЕНТІВ

2.2.6. КОЕФІЦІЄНТИ ІНТЕРФЕРЕНЦІЇ НЕСУЧИХ ПОВЕРХОНЬ І ФЮЗЕЛЯЖУ

2.2.7. СКІС ПОТОКУ ЗА СИСТЕМОЮ "НЕСУЧА ПОВЕРХНЯ - ФЮЗЕЛЯЖ"

2.2.8. МАКСИМАЛЬНА ПІДЙОМНА СИЛА ЛІТАКА

2.2.9. ІНДУКТИВНИЙ ОПІР І ПОЛЯРА ЛІТАКА

2.3. ПОЗДОВЖНІЙ МОМЕНТ І РОЗТАШУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО ФОКУСА ЛІТАКА

2.3.1. ПОХІДНІ КОЕФІЦІЄНТІВ МОМЕНТУ ТАНГАЖУ ЗА КУТОМ АТАКИ ЛІТАКА

2.3.2. ПОЛОЖЕННЯ ФОКУСА ІЗОЛЬОВАНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ЛІТАКА

2.3.3. ПОЛОЖЕННЯ ФОКУСА ЛІТАКА

2.3.4. ПОЗДОВЖНІЙ МОМЕНТ ЗА НУЛЬОВОЇ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ

2.4. ВПЛИВ ПРОЄКТНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ.

2.4.1. ВПЛИВ ПОДОВЖЕННЯ КРИЛА НА КОЕФІЦІЄНТ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ПІД ЧАС ВІДРИВУ І НА ЯКІСТЬ ЛІТАКА З ТРД ПІД ЧАС ВІДРИВУ

3. ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ КРИЛА ПРОЕКТОВАНОГО ЛІТАКА.

3.1. РОЗРОБЛЕННЯ МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЇ КРИЛА.

3.2. ВИЗНАЧЕННЯ НАВАНТАЖЕНЬ, ЩО ДІЮТЬ НА КРИЛО.

3.2.1. РОЗПОДІЛ ПОВІТРЯНОГО НАВАНТАЖЕННЯ ПО ДОВЖИНІ КРИЛА.

3.2.2. РОЗПОДІЛ МАСОВОГО НАВАНТАЖЕННЯ КОНСТРУКЦІЇ КРИЛА.

3.2.3. ПОБУДОВА ЕПЮР ПОПЕРЕЧНИХ СИЛ, ЗГИНАЛЬНИХ І НАВЕДЕНИХ МОМЕНТІВ.

3.2.4. ПЕРЕВІРКА В КОРЕНЕВОМУ ПЕРЕРІЗІ.

3.2.5. ВИЗНАЧЕННЯ ПОЛОЖЕННЯ ПОПЕРЕЧНОЇ СИЛИ В РОЗРАХУНКОВОМУ ПЕРЕРІЗІ.

3.3. ВИБІР МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ КРИЛА.

3.4. ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК ПОПЕРЕЧНОГО ПЕРЕРІЗУ КРИЛА.

3.4.1 ЗАГАЛЬНІ ЗАЛЕЖНОСТІ.

3.4.2. ПІДБІР ПОЗДОВЖНЬОГО СИЛОВОГО НАБОРУ В РОЗТЯГНУТІЙ ЗОНІ.

3.4.3. ПІДБІР ПОЗДОВЖНЬОГО СИЛОВОГО НАБОРУ В СТИСНУТІЙ ЗОНІ.

3.4.4. ПІДБІР ТОВЩИНИ СТІНОК ЛОНЖЕРОНА.

3.4.5. ВИЗНАЧЕННЯ ВІДСТАНІ МІЖ НЕРВЮРАМИ.

3.5. ПРОГНОЗУВАННЯ РЕСУРСУ АГРЕГАТУ В РЕГУЛЯРНИХ І НЕРЕГУЛЯРНИХ ЗОНАХ

3.5.1. ВПЛИВ ТИПУ ЗАКЛЕПОК І ЧИСЛА ЇХНІХ РЯДІВ НА ДОВГОВІЧНІСТЬ ЗРІЗНИХ ЗАКЛЕПУВАЛЬНИХ З'ЄДНАНЬ

3.5.2. ВПЛИВ ВИРІЗІВ НА ДОВГОВІЧНІСТЬ ПАНЕЛЕЙ КРИЛА

4. ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМ ЛІТАКА.

ПРОЕКТУВАННЯ ТА МОДЕЛЮВАННЯ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.

4.1. ВИЗНАЧЕННЯ ЗАПАСУ ПАЛИВА, СХЕМИ РОЗМІЩЕННЯ ПАЛИВНИХ БАКІВ, СХЕМИ ПОДАЧІ ПАЛИВА ДО ДВИГУНІВ.

4.1.1. РОЗРАХУНОК ЄМНОСТІ БАКІВ.

4.1.2. ПЕРЕВІРКА ОБ'ЄМУ КОНСОЛЕЙ.

4.1.3. СХЕМА СИСТЕМИ ДРЕНАЖУ ПАЛИВНИХ БАКІВ.

4.1.4. РОЗРАХУНОК ПАЛИВНОЇ СИСТЕМИ НА ВИСОТНІСТЬ.

4.1.6. СХЕМА ЗАПРАВКИ ПАЛИВОМ.

4.1.7. СХЕМА АВАРІЙНОГО ЗЛИВУ ПАЛИВА.

4.2. ПРОЕКТУВАННЯ МАСЛОСИСТЕМИ.

4.3. ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНА.

4.3.1. РОЗРОБЛЕННЯ СХЕМИ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНА.

4.3.2. ВИБІР КСС І РОЗРАХУНКОВОЇ СХЕМИ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНА, ВИЗНАЧЕННЯ РОЗРАХУНКОВИХ НАВАНТАЖЕНЬ.

4.3.3. ТЕХНІЧНИЙ ОПИС СИСТЕМИ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНА.

4.4. ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.

4.4.1. СКЛАД СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.

4.4.2. ТИП ДВИГУНА ТА ЙОГО ХАРАКТЕРИСТИКИ.

4.4.3. СИЛОВА УСТАНОВКА З ТРДД.

5. ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ.

5.1. ВИМОГИ ДО СКЛАДУ ПОВІТРЯ

5.2. ПРИНЦИПОВА СХЕМА СИСТЕМИ КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ.

5.3. ЗАКОНИ РЕГУЛЮВАННЯ КАБІННОГО ТИСКУ.

5.4. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМУ.

6. РОЗРАХУНОК ХАРАКТЕРИСТИК ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ.

6.1. ЦІЛІ ТА ЗАВДАННЯ ЕКОНОМІЧНОГО РОЗРАХУНКУ

6.2. ОЦІНКА ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ЛІТАКА

6.2.1. РОЗРАХУНОК ВИТРАТ НА ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАКА В ОКБ

6.2.2. РОЗРАХУНОК СОБІВАРТОСТІ ТА ЦІНИ ЛІТАКА БЕЗ ДВИГУНІВ.

6.2.3. РОЗРАХУНОК ВИТРАТ НА ЕКСПЛУАТАЦІЮ ЛІТАКА І ДВИГУНА

І СОБІВАРТОСТІ ПЕРЕВЕЗЕННЯ ОДНІЄЇ ТОННИ ВАНТАЖУ

НА ОДИН КІЛОМЕТР ШЛЯХУ.

6.3. АНАЛІЗ КОНКУРЕНТОСПРОМОЖНОСТІ ПРОЕКТОВАНОГО ЛІТАКА

6.4. ВИЗНАЧЕННЯ ТОЧКИ БЕЗЗБИТКОВОСТІ ВИРОБНИЦТВА.

6.3. АНАЛІЗ КОНКУРЕНТОСПРОМОЖНОСТІ ПРОЕКТОВАНОГО ЛІТАКА

7. СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ.

КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.

1. АВТОМАТИЗОВАНЕ ФОРМУВАННЯ ВИГЛЯДУ ЛІТАКА. ВСТУП, ПОСТАНОВКА МЕТИ І ЗАВДАННЯ ПРОЕКТУВАННЯ.

Сучасний літак являє собою складну технічну систему, елементи якої, як окремо, так і в сукупності, повинні мати максимально оптимізовані параметри і високу надійність. Літак загалом має відповідати заданим вимогам і мати високу ефективність за відповідного технічного рівня.

Під час розроблення проєктів нових літаків особливо важливе значення має досягнення високої техніко-економічної ефективності. Ці літаки не тільки повинні володіти хорошими показниками до моменту виходу на авіалінії, а й мати у своєму розпорядженні потенційну можливість модифікації для систематичного підвищення ефективності протягом усього періоду серійного виробництва та експлуатації.

Створення систем автоматизованого проєктування зробило революцію в проєктуванні літаків, а їх використання стало практично науковою дисципліною. Різко розширилися можливості щодо вдосконалення конструкцій літальних апаратів, підвищилася якість розроблення технічної документації, стало можливим паралельне створення на базі одного літака цілої низки його модифікацій.

Нині тенденція одночасного створення сімейства літаків, що охоплює модифікації різної дальності польоту і різної пасажиромісткості, стала більш актуальною. Це пов'язано з бажанням досягти найбільшого економічного ефекту за рахунок основної конструкції і систем (при цьому можуть змінюватися двигуни і окремі агрегати, обладнання, управління). Такий підхід, заснований на максимальній уніфікації, знижує вартість розроблення нових зразків і ціну серійних виробів, а також витрати на технічне обслуговування під час їхньої експлуатації. Тому створення сучасного конкурентоспроможного літака неможливе без використання інтегрованих комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE/PLM.

Цілі та завдання проєктування: Спроєктувати магістральний адміністративний літак на 10 пасажирів VIP-класу з дальністю польоту 4000 км і ресурсом 60 тис. годин.

1.1. РОЗРОБЛЕННЯ КОНЦЕПЦІЇ СТВОРЕННЯ ПРОЕКТОВАНОГО ЛІТАКА І НАУКОВО-ТЕХНІЧНОЇ ПРОГРАМИ ДОСЯГНЕННЯ ЙОГО ХАР-К.

Постійно підвищуються вимоги за показниками ресурсу планера, його ремонтопридатності та експлуатаційної технологічності. Умови розвитку багатьох

країн диктують нові вимоги до ВПХ літаків. Постійно йде посилення вимог щодо безпеки та екологічності нової авіаційної техніки.

Концепція створення проектованого літака необхідна для оптимального призначення його ТТТ, умов виробництва та експлуатації.

Коротко сформулюємо концепцію його створення:

- призначення обсягів і періодичності виконання робіт з контролю і підтримки якості літака і його систем на основі аналізів безвідмовності;
- досконалість конструкції літака і його систем у частині експлуатаційної та ремонтної технологічності (контролепридатності, доступності, легкознімності, простоти обслуговування тощо);
- широке застосування вбудованих засобів контролю і бортової автоматичної системи контролю для оцінки технічного стану, розв'язання завдань діагностики та прогнозування;
- цілеспрямований вибір складу засобів технічного обслуговування.
- висока надійність і безпека;
- опірність пошкодженням;
- експлуатаційна технологічність;
- злітно-посадкові характеристики, що дають змогу експлуатувати машину з аеродромів 2-го і 3-го класу;
- масова ефективність у межах 50-60%
- аеродинамічна якість на крейсерському режимі 19 одиниць і 10-12 одиниць на злітному і посадковому режимах;
- питома витрата палива не більше 0,375 кгпалива/кг тяги .год на злітному і 0,65 кгпалива/кгтяги .год на крейсерському режимах;
- відповідність міжнародним стандартам щодо експлуатаційних вимог літаків цього класу;
- проектування інтегроване, засноване на створенні математичних моделей із застосуванням новітніх методів і розробок у галузі CAD/CAM/CAE технологій.
- практична стеля, що дозволяє політ за найбільш оптимальними траєкторіями
- ресурс 60 000 льотних годин;
- можливість продовження зльоту в разі відмови одного з двигунів;

1.2. ПРИЗНАЧЕННЯ, ТАКТИКО-ТЕХНІЧНІ ВИМОГИ ДО ЛІТАКА, УМОВИ ЙОГО ВИРОБНИЦТВА ТА ЕКСПЛУАТАЦІЇ, ОБМЕЖЕННЯ, ЩО НАКЛАДАЮТЬСЯ АВІАЦІЙНИМИ ПРАВИЛАМИ ПІД ЧАС ПРОЄКТУВАННЯ ЛІТАКА.

Під час аналізу концепції проєктування нового регіонального цивільного літака було розроблено такі тактико-технічні вимоги та умови виробництва й експлуатації нового літака:

- призначення літака - адміністративний літак;
- крейсерська швидкість польоту 850 км/год;
- практична стеля 11 000 м;
- максимальна дальність польоту з повним завантаженням - 4000 км;
- довжина розбігу - 800 м;
- довжина пробігу - 600 м;
- маса комерційного навантаження - 3960 кг;
- якість на крейсерському режимі 19 одиниць і 11 одиниць на злітному і посадковому режимах;
- крило набирається з суперкритичних профілів, з великими відносними товщинами в кореневій частині ( ) і малими в кінцевих перетинах;
- ресурс 60 000 льотних годин;
- силова установка, що складається з 2-х ТРДД;

Поряд із вищевикладеним, необхідне дотримання таких вимог [15]:

1. Літак повинен забезпечити можливість продовження зльоту, набору висоти і тривалий горизонтальний політ у разі відмови одного двигуна. При цьому мають виконуватися такі умови:

- у разі відмови одного двигуна на зльоті за швидкості, що дорівнює 1,2Vmin, з випущеним шасі та у злітному положенні механізації крила, повинна бути забезпечена можливість продовження зльоту літака;
- швидкопідйомність у цьому разі має бути не менше ніж 2 м/с;
- у разі відмови двигуна в польоті компенсувальні навантаження на органи керування не повинні бути надмірними, а за допомогою механізму тримерного ефекту повинні зводитися до нуля;
- під час посадки з непрацюючим двигуном має бути забезпечено можливість виходу на друге коло.

2. Призначення літака й умови його застосування припускають деякі особливі вимоги до його конструкції, які можна звести в кілька основних груп:

- літак має бути стійким і керованим на всіх режимах польоту і руху по землі, при цьому зусилля на органах управління мають бути в допустимих межах;
- конструкція планера повинна мати мінімально можливу вагу, водночас повинні повністю задовольнятися вимоги міцності і жорсткості;
- конструкція планера і система управління літака повинна задовольняти вимогам живучості за наявності значних пошкоджень;
- літак має бути простим в експлуатації, ремонті та обслуговуванні;
- всі деталі літака повинні мати посилену антикорозійну обробку;
- літак має бути простим і економічним у виробництві;

3. Усі пілотажно-навігаційні системи мають бути високо інтегровані для зниження навантаження на екіпаж і забезпечення вирішення поставлених завдань в автоматичному режимі. Все обладнання літака має впевнено виконувати свої функції за наявності сильних перешкод. Крім вище сказаного, обладнання літака повинно мати модульний принцип побудови і бути легко доступним.

4. До двигуна цивільного літака, крім звичайних вимог, накладаються спеціальні вимоги, зумовлені особливостями застосування:

- сильний корозійний захист елементів;
- вбудована система контролю стану двигуна;
- стійкість двигуна під час роботи на критичних режимах;
- розвинена система сигналізації про відхилення в роботі;
- висока опірність пошкодженням.

Витяжки з АП-25 дивись у Додатку 1.

1.3. ЗБІР, ОБРОБКА ТА АНАЛІЗ СТАТИСТИЧНИХ ДАНИХ. ВИБІР ОСНОВНИХ ВІДНОСНИХ ПОЧАТКОВИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА.

Збір та обробка статистичних даних під час проектування літака дає змогу:

1. отримати наочне уявлення про сучасний рівень розвитку літакобудування з урахуванням:

а) типів літаків;

б) завдань, які вони виконують;

в) льотно-технічних якостей;

г) засобів досягнення цих якостей: застосовуваних схем літаків, геометричних і масових параметрів, силової установки, конструкційних матеріалів, способів виробництва тощо.

2 Визначити тенденції та перспективи розвитку розроблюваного типу літака, кількісні та якісні зміни ТТТ до літака, еволюцію його призначення, умови виробництва та експлуатації.

3. визначити низку параметрів літака.

Аналіз статистичного матеріалу дає можливість розробити ТТТ до проектованого літака, вибрати його схему.

Статистичні дані внесемо в таблицю 1.

Опис літаків та їхні схеми

CRJ700

Рисунок 1.1 – Літак "CRJ700"

CRJ700 - середньомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній (рисунок 1.1). Літак являє собою вільнонесучий низькоплан із силовою установкою у хвостовій частині фюзеляжу і Т-подібним оперенням. Літак має трьохопорне шасі з носовою стійкою, основні опори прибираються в крило. Максимальна злітна маса становитиме 32,8 т, платне навантаження - 8,52 т. Літак CRJ-700 призначений для польотів за маршрутами протяжністю 3000-3200 км

Таблиця 1 – Статистичні дані

	Найменування літака	CRJ700	Ан–74	ERJ170	Ту-124	Ту-134
Льотні дані	$V_{max,}$км/ч	860	750	820	924	956
	$H_{max,}$км	12,5	10,9	12	11,1	11,8
	$V_{крейс,}$ км/ч	818	750	770	780	870
	$H_{крейс,}$км	11,9	10,1	11,4	10	10,1
	$V_{взл,}$ км/ч	210	190	200	240	260
	$L(m_{т\ max})$, км	3345	5200	3950	1720	3380
	$L(m_{гр\ max})$,км	3124	3500	3704	1500	1890
	$L_{разб}$, м	1570	1110	1590	940	980
	$L_{проб}$, м	1480	950	1275	820	840
Масові дані	$m_{пос}$, кг	30240	24510	26750	32000	37
	$m_{0\ max}$, кг	32999	37500	35990	36200	47,6
	$N_{пас}$, чел	70	68	70	44	76
	$m_{т}$, кг	4180	13210	9312	10500	11950
Сил. уст.	Число и тип двигунів	2 хТРДД General Electric CF34-8C1	2хТРДД Прогрес Д-36 серія 4А	2х ТРДД General Electric CF34-8E	2хТРДД Д-20П	2хТРДД Д-30 III серії
	P_0, даН	5640	6380	6200	5500	6350
Геометричні дані	$S_{кр}$, м^2	68,63	98,62	78	119,37	127,3
	$L_{кр}$, м	22,32	31,89	25,9	25,55	29
	$\chi_{кр}$, °	30	28	28	35	35
	$\lambda_{кр}$	5,2	10,08	6,8	6,196	7,3
	$\eta_{кр}$	3,3	3,31	2,6	2,554	3,139
	$L_{ф}$, м	32,94	28,07	28,6	29	30,6
	$D_{ф}$, м	2,69	3,1	3,35	2,9	2,9
	$\Sigma S_{МИД}$, м^2	62	72	74	69	66
	$S_{го}$	18,3	24,5	21	26,55	30,68
	$S_{во}$	15,1	16,1	18,4	12,2	21,25
Похідні	$P_0=m_0g/10S$, даН/м^2	215	380	261	190	183
	$t_0=10P_0/m_0g$	0,43	0,47	0,51	0,38	0,36

АН-74ТК-300

Рисунок 1.2 – Літак "Ан-74ТК300" і "Ан-74"

У 2001 році на ХДАВП було створено принципово новий, високоекономічний варіант транспортного літака АН-74. 20 квітня 2001 року в Харкові відбувся перший політ літака АН-74ТК-300 (рисунок 1.2) на аеродромі ХДАВП.

АН-74ТК-300 - вантажопасажирський літак. На літаку, на відміну від базової моделі, двигуни Д36 серії 4А (з реверсом тяги) встановлено під крилом на пілонах. Нове компонування дало змогу значно збільшити швидкість, дальність і економічну ефективність літака. АН-74ТК-300 оснащений сучасним радіозв'язковим і пілотажно-навігаційним обладнанням відповідно до вимог ICAO 2015 року, що забезпечує польоти літака на обладнаних трасах у всіх регіонах, у простих і складних метеоумовах, вдень і вночі. Літак має кілька модифікацій, зокрема пасажирську, санітарну, VIP.

Літак оснащений турбореактивними двоконтурними двигунами модульної конструкції Д36 серія 4А - Запорізького АТ "Мотор Січ", які відповідають міжнародним нормам щодо рівня шуму та викидів шкідливих речовин.

ERJ-170

Рисунок 1.3 – Літак "ERJ170"

ERJ-170 (рисунок 1.3) - середньомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній. Літак являє собою низькоплан із розташованою на пілонах під крилом силовою установкою. Літак має класичну схему оперення і трьохопорне шасі з носовою стійкою, основні опори прибираються в крило. Вперше літак був представлений 11 лютого 1999 року і показаний у червні 1999 року на Паризькій авіавиставці. Перший політ літака було заплановано на 2001 рік. Серійне виробництво намічено на кінець 2002 року.

Ту-124

Рисунок 1.4 – Літак "Ту-124"

Ту-124 (рисунок 1.4) - вільнонесучий моноплан класичної схеми суцільнометалевої конструкції з низько розташованим крилом. По бортах фюзеляжу, за заднім лонжероном центроплана крила, розташовувалися двигуни ТРДД Д-20П злітною тягою по 5500 кгс. Крило кесонної конструкції технологічно ділилося на центроплан, дві середні і дві від'ємні частини. На середніх частинах кесона кріпили внутрішні закрилки, інтерцептори, головні опори шасі та їхні гондоли. На від'ємні частини навішували зовнішні закрилки, інтерцептори та елерони з тримерами. На підфюзеляжній частині встановили посадковий щиток. На кілі - кермо повороту з тримером-флетнером. Керування літаком - штурвальне, з жорсткою проводкою до рулів і елеронів. Шасі триопорне. Для скорочення пробігу використовувався гальмівний парашут площею 40 м2, розміщений у контейнері в хвостовій частині фюзеляжу. У разі відмови одного з двигунів літак міг продовжувати зліт і політ на висоті 5000 м.

Ту-134

Рисунок 1.5 – Літак "Ту-134"

Ту-134 (рисунок 1.5) - близькомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній. Крило складається з п'яти окремих частин: центроплан, дві середніх і дві від'ємних частини. Кесони середніх і від'ємних частин використовуються для розміщення палива. На верхній поверхні середніх частин розташовано по два аеродинамічні гребені, внутрішні та зовнішні закрилки й інтерцептори. На від'ємних - розрізні елерони. Гондоли прибирання головних стійок шасі розташовані на крилі, а гондоли двигунів розташовуються на пілонах у хвостовій частині фюзеляжу.

Статистичні дані занесемо в Таблицю 1

1.4. ВИБІР І ОБҐРУНТУВАННЯ СХЕМИ ЛІТАКА, ТИПУ ЙОГО СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.

Виходячи з опрацювання статистичних даних, для проектованого літака було обрано нормальну аеродинамічну схему. Ця схема являє собою вільнонесучий моноплан із високорозташованим, стрілоподібним крилом. Інтерференція між крилом і фюзеляжем виходить мінімальною. Конструктивно спрощуються всередині фюзеляжу пасажирські салони і вантажні відсіки.

Поряд із перевагами ця схема має такі недоліки:

- конструктивно ускладнюється прибирання шасі в крило завдяки збільшенню висоти стійок підкрильних ніг;
- збільшення висоти фюзеляжу і, отже, його міделя;
- ускладнення обслуговування силових установок при розташуванні двигунів на крилі
- необхідність посилення конструкції нижньої частини фюзеляжу.

Обрана схема з розміщеними на пілонах під крилом двигунами широко поширена на дозвукових літаках. Така схема встановлення двигунів має такі переваги [22]:

– двигуни розвантажують конструкцію крила в польоті, зменшуючи згинальний і крутний моменти від зовнішніх навантажень, що призводить до зменшення ваги крила на 10 - 15 %;

– двигуни демпфують коливання крила в турбулентній атмосфері;

– двигуни є протифлаттерними балансирами;

– легкий доступ до двигунів під час обслуговування.

До недоліків розміщення двигунів на пілонах крила належать:

– разі відмови двигунів створюється великий розгортаючий момент;

– під час аварійної посадки на воду, на відміну від низькоплана, схема високоплана має знижену плавучість і стійкість;

Крило стрілоподібне, помірної стріловидності (17021/ за лінією 1/4 хорд), механізоване по задній кромці двощілинними крилками з фіксованим дефлектором, по передній кромці встановлені передкрилки, у кінцевій частині крила розташовані елерони.

Застосування Т-подібного оперення спричинене прагненням зменшити його площу, а, отже, і масу, оскільки в подібній схемі збільшується плече від центру мас літака до центру тиску ГО. У такій схемі ГО відіграє роль кінцевої шайби для ВО, збільшуючи його ефективне подовження, як наслідок можливе зменшення розмірів, а, отже, і маси ВО. Також ГО виноситься із зони затемнення турбулентного потоку.

Оперення, розташоване у хвостовій частині фюзеляжу, складається з однокильового вертикального оперення з двосекційним кермом напряму і тримерами-серво-компенсатором, горизонтального оперення з кермом висоти і тримерами-серво-компенсаторами.

Трьохопорне шасі з носовою опорою забезпечує більш ефективне гальмування під час пробігу, істотно зменшується можливість "козлення", покращує огляд під час зльоту - посадки для пілотів. Крім цього схема шасі з носовою опорою має кращу стійкість під час руху аеродромом. Носова опора забирається вперед у фюзеляж, основні - в спеціальні обтічники на фюзеляжі.

Схему літака наведено на рисунку 1.6.

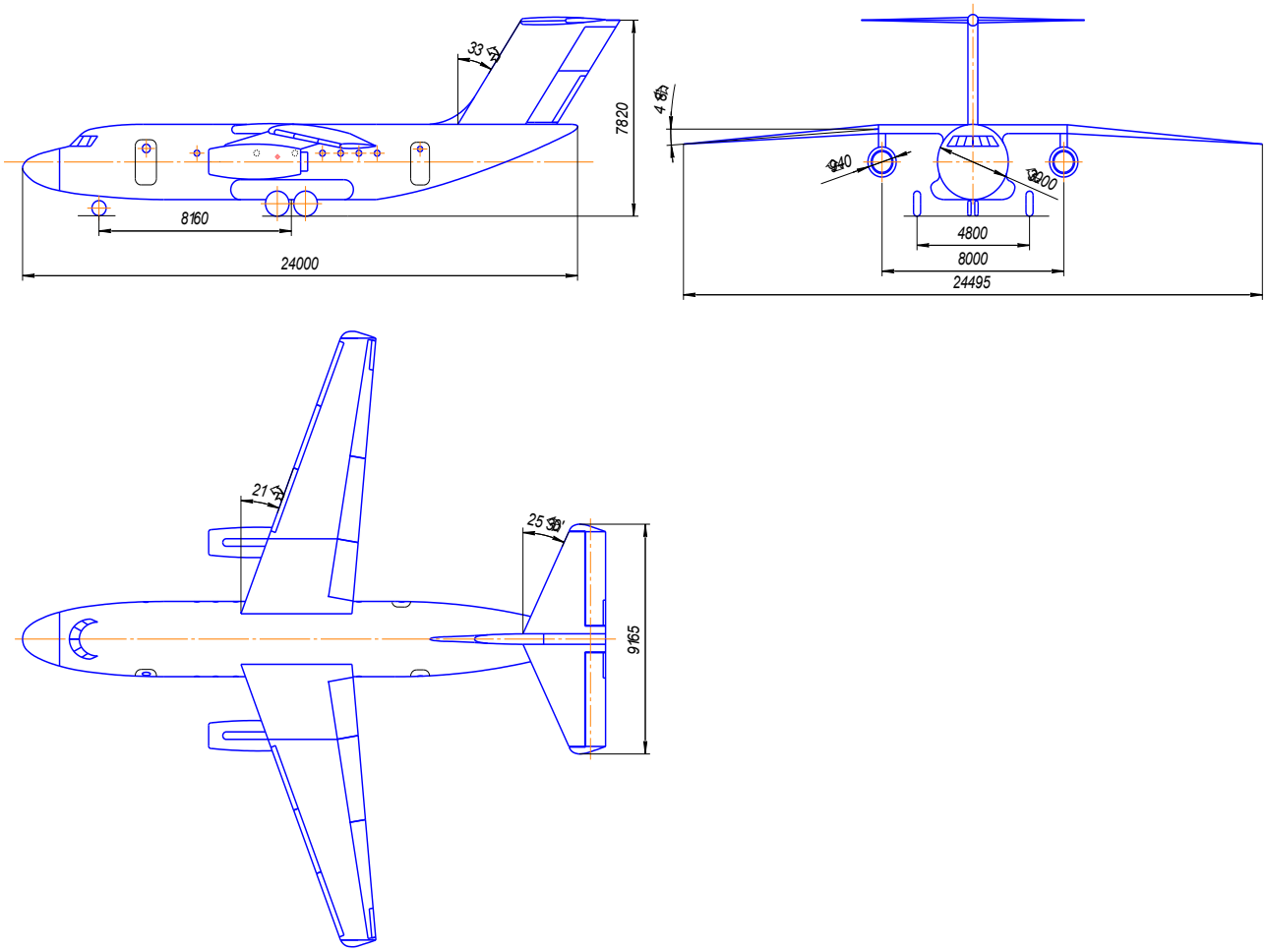


Рисунок 1.6 – Схема літака.

1.5. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА В ТРЬОХ НАБЛИЖЕННЯХ.

1.5.1 ВИЗНАЧЕННЯ ЗЛІТНОЇ МАСИ ЛІТАКА У НУЛЬОВОМУ НАБЛИЖЕННІ

Визначення m0 проводять у кількох наближеннях, уточнюючи за допомогою відносних мас mi, отриманих шляхом дослідження статистичних даних прототипів і порівняльного аналізу літаків.

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за формулою:

$$m_0^0 = \frac{m_{\hat{e}\hat{i}\,\grave{i}} + m_{\acute{y}\hat{e}}}{1-\left(\bar{m}_{\hat{e}} + \bar{m}_{\tilde{n}\acute{o}} + \bar{m}_{\grave{o}} + \bar{m}_{\hat{i}\,\acute{a}.\acute{o}\ddot{i}\,\eth.}\right)}, \text{ де:}$$

відносна маса конструкції $\bar{m}_{\hat{e}} = 0,29$;

відносна маса силової установки $\bar{m}_{\tilde{n}\acute{o}} = 0,12$;

відносна маса обладнання та управління $\bar{m}_{\hat{i}\,\acute{a}.\acute{o}\ddot{i}\,\eth.} = 0,12$.

маса екіпажу $m_{эк} = 80 \cdot n_{эк} = 80 \cdot 3 = 240$ кг;

маса комерційного навантаження $m_{ком} = 3960$ кг;

відносна маса палива $\overline{m}_m = a + \frac{bL}{V}$,

L - дальність польоту, L=4000 км;

V - середня крейсерська швидкість польоту, V=850 км/год;

a = 0,06; b = 0,05. Тоді $\overline{m}_{ò} = 0,06 + \frac{0,05 \cdot 4000}{850} = 0,295$;

Підставляючи значення відносних і заданих мас у залежність, визначаємо злітну масу в нульовому наближенні: $m_0^0 = \frac{3960 + 240}{1 - (0,29 + 0,12 + 0,295 + 0,12)} = 24000$ кг

Визначимо масу конструкції: $m_к = \overline{m_к} \cdot m_0 = 0,29 \cdot 24000 = 6960$ кг;

Знаючи значення mк можна визначити маси елементів конструкції $m_i = \overline{m}_i \cdot m_{ê}$

масу крила $m_{кр} = 0,342 \cdot m_к = 2380,3$кг; масу фюзеляжу $m_ф = 0,351 \cdot m_к = 2443кг$;

масу оперення $m_{оп} = 0,069 \cdot m_к = 480,3кг$; масу шасі $m_{ø} = 0,184 \cdot m_{ê} = 1280,6êã$;

масу обладнання $m_{об} = 0,12 \cdot m_0 = 2880кг$; масу силової установки $m_{су} = 0,12 \cdot m_0 = 2880$кг ;

маса палива $m_m = 0,273 \cdot m_0 = 6552кг$.

Дані, отримані в результаті вагового розрахунку, заносимо в табл. 1.1

Значення мас отриманих під час розрахунку Таблиця 1.1

m_0,кг	$m_{ком}$,кг	$m_{эк}$,кг	$m_{кр}$,кг	$m_ф$,кг	$m_{оп}$,кг	$m_ш$,кг	$m_т$,кг	$m_{су}$,кг	$m_{дв}$,кг
24000	3960	240	2380,3	2443	480,3	1280,6	6552	2880	2*970

1.5.2 ВИЗНАЧЕННЯ ЗЛІТНОЇ МАСИ ЛІТАКА В ПЕРШОМУ НАБЛИЖЕННІ

Основна відмінність цього розрахунку від розрахунку полягає в обліку залежності від злітної маси літака, параметрів крила та інших частин літака, від режиму польоту. У зв'язку з тим, що вельми складно залежить від злітної маси, то доводиться для обчислення застосовувати або графічний спосіб розв'язання рівняння балансу маси літака, або послідовно наближатися до розв'язання і знаходити його за допомогою ЕОМ. Вихідні дані наведено в табл. 1.5.2

1.5.2.1 ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ КРИЛА НА КОЕФІЦІЄНТ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ПІД ЧАС ВІДРИВУ І ЯКІСТЬ ПІД ЧАС ВІДРИВУ.

Як досліджувані параметри виберемо подовження крила і кут його стріловидності.

Коефіцієнт підйомної сили під час зльоту визначається за формулою:

$$, \; C_{y_{отр}} = C_{y_{кр}}^{отр}\left(1 + \Delta\overline{C_y}\,\frac{\delta_{з.взл}}{\delta_{з.табл}} \cdot \frac{\overline{b_з}}{\overline{b}_{з.табл}} \cdot \overline{S}_{мех}^{отр} \cdot \cos^2 \chi_{0.75}\right) + \Delta C_{y_{зем}} + \Delta C_{y_{обд}},$$

де: $C_{y_{кр}}^{отр}$ - коефіцієнт підйомної сили крила під час відриву без використання механізації:

$$C_{y_{кр}}^{отр} = C_y^{\alpha} \cdot \alpha_{\text{отр}}$$

C_y^{α} - похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки, 1/град:

$$C_y^{\alpha} = \frac{0.11 - 0.029\sqrt[4]{\overline{c}}}{\frac{0.775}{\cos\chi_{0.5}} + \frac{1.5}{\lambda}}$$

де: $\overline{c}$ - відносна товщина профілю;

$\chi_{0.5}$ - кут стріловидності крила за 50% хорд;

λ - подовження крила.

$\Delta\overline{C_y}$ - приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок використання механізації крила;

$\delta_{з.взл}$ - кут відхилення закрилка під час зльоту, град;

$\delta_{з.табл}$ - кут відхилення закрилка, зазначений у табл. 2.2.1 [23];

$\overline{b_з}$ - відносна хорда закрилка, зазначена в табл. 2.2.1 [23];

$\overline{b}_{з.табл}$ - відносна площа консолі, що обслуговується механізацією;

$\chi_{0.75}$ - стріловидність за 0,75 хорд у районі механізації;

$\Delta C_{y_{зем}}$ - приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок впливу землі.

$\Delta C_{y_{обд}}$ - приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок обдування крила гвинтами;

Приріст підйомної сили за рахунок впливу землі можна оцінити за формулою:

$$\Delta C_{y_{зем}} = 0{,}313 - 0{,}237\overline{h} + 0.0572(\overline{h})^2,$$

Розглянемо вплив основних параметрів крила на коефіцієнт підйомної сили.

Розрахунки виконано на ЕОМ.

Таблиця 1.5.3 – Вплив подовження крила на коефіцієнт підйомної сили при відриві

λ	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22
C_y	0,87	1,17	1,27	1,33	1,36	1,38	1,4	1,41	1,42	1,43	1,43

Графічні залежності впливу подовження крила на коефіцієнт підйомної сили під час відриву подано на рис. 1.5.1

Таблиця 1.5.4 – Вплив стріловидності крила на коефіцієнт підйомної сили під час відриву

χ	0	8	16	24	32	40	48	56	64	72	80
C_y	1,4	1,42	1,39	1,33	1,22	1,09	0,93	0,76	0,6	0,46	0,32

Графічні залежності впливу стріловидності крила на коефіцієнт підйомної сили під час відриву подано на рис. 1.5.2

Розглянемо вплив основних параметрів крила на якість під час відриву:

Вплив подовження крила на якість під час відриву.

Вплив стріловидності крила на якість під час відриву.

Розрахунки виконано на ЕОМ, результати наведено в табл. 1.5.5; табл. 1.5.6

Графічні залежності впливу подовження крила на якість під час відриву представлені на рис. 1.5.3

Графічні залежності впливу стріловидності крила на якість під час відриву подано на рис. 1.5.4

1.5.2.2. ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА НА ВЕЛИЧИНУ ПОТРІБНИХ СТАРТОВИХ СТАРТОВИХ ТЯГОВООРУЖЕННОСТЕЙ ДОЗВУКОВОГО АДМІНІСТРАТИВНОГО ЛІТАКА З ТРДД.

Як досліджувані параметри виберемо подовження крила і кут його стріловидності. Для дослідження впливу параметрів на тягоозброєність, потрібну для крейсерського польоту $t_{0крейс}$, використовуються такі залежності:

$$t_{0\ крейс} = \frac{0.953 p_н M^2_{крейс}}{\xi_{крейс}} \left(\frac{F_1}{P} + F_2 \right)$$

де $p_н$ - атмосферний тиск на висоті крейсерського польоту, даН/м2;

$\xi_{крейс} = \xi_v \xi_H \xi_{вз} \xi_{др}$ - коефіцієнти, що враховують зміну тяги двигунів за швидкістю ξ_v і висотою польоту ξ_H , зменшення тяги за рахунок втрат швидкісного напору в повітрозабірниках $\xi_{вз}$, режим роботи двигунів $\xi_{др}$.

$$\xi_v = 1 - \left(0.5 + 0.133y - 0.0069y^2\right)M + \left(0.6 + 0.01y\right)M^2 \; ; \qquad \xi_H = \frac{p_H}{p_0}\left(\frac{T_0}{T_H}\right)^{2+0.2y}$$

Коефіцієнт лобового опору крила й оперення обчислюється за формулою

$$F_1 = k_0\left(C_{x\,тр.кр} + C_{x\,волн.кр}\right),$$

де коефіцієнти опору тертя $C_{x\,тр.кр}$ і хвильового опору $C_{x\,волн.кр}$ для крила визначають за залежностями:

$$C_{x\,тр.кр} = \frac{0.174\left(1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^2\right)\left(1 + 2\bar{c}M_{крейс}\right)}{\left(\lg Re_{кр} - 1.6\right)^2\sqrt{1 + 0{,}2M_{крейс}}}\left(1 - k_{инт}\bar{S}_Ф\right) + 0.001\bar{\ell}_{щ}$$

$$Re_{кр} = f(H)\cdot M_{крейс}\sqrt{\frac{g\cdot m_{ком}}{10\lambda K_{отд} P}} \qquad f(H) = \left[2.33\left(1 - \frac{H}{12}\right) + 0.0045H^2\right]\cdot 10^7$$

$$C_{x\,волн.кр} = C_{x\,в.max}\left(\frac{M_{крейс} - M_{крит.кр}}{M_{сх.в.max} - M_{крит.кр}}\right)^3\left(4 - 3\frac{M_{крейс} - M_{крит.кр}}{M_{сх.в.max} - M_{крит.кр}}\right)$$

$$C_{x\,в.max} = \frac{2\pi\lambda\left(\bar{c}\right)^2\cos^2\chi_{0.5}}{2 + \lambda\left(\bar{c}\right)^{1/3}\cos^{5/3}\chi_{0.5}}$$

$$M_{сх.в.max} = \frac{1}{\cos\chi_{0.5}}\left\{1 + 0.4\frac{\left(\bar{c}\right)^{2/3}}{\cos^{2/3}\chi_{0.5}}\left(2 - \lambda\left(\bar{c}\right)^{1/3}\cos^{2/3}\chi_{0.5}\right)\right\}$$

$$M_{крит.кр} = 1 - \frac{0.7\lambda^2\sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2 + 0.1}\cos\chi_{0.5}$$

Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу і мотогондол визначається виразом:

$$F_2 = \frac{\left(C_{x\ тр.ф} + C_{x\,волн.ф}\right)}{k_{мид}},$$

де коефіцієнти опору тертя $C_{x\,тр.ф}$ і хвильового опору $C_{x\,волн.ф}$ визначаються за залежностями:

$$C_{x\,тр.ф} = 3{,}1\lambda_ф\left(1 + 0{,}1M^2_{крейс}\right)^{-0{,}67}\left[\frac{0{,}455}{\left(\lg Re_ф\right)^{2{,}58}} - \frac{1700}{Re_ф}\right];$$

$$Re_{ф} = f(H)M_{крейс}\lambda_{ф}d_{ф};\quad C_{х\ волн.ф} = \frac{1}{4\lambda_{нос}^{2}+1},\quad якщо\quad M_{крейс} \geq 1 - \frac{1}{\lambda_{ф}+2\lambda_{нос}}.$$

Для дослідження впливу геометричних параметрів крила і його механізації на тягоозброєність, необхідну для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом, використовують таку залежність:

$$t_{0\ взл} = \frac{1}{\xi_{взл}}\left[\frac{0{,}832p}{C_{y_{отр}} \cdot L_{разб}} + \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{отр}} + 2f\right)\right],$$

Де $\xi_{взл} = \xi_{v}\xi_{H}\xi_{вз}\xi_{др}$ - коефіцієнти, що визначаються для режиму $M_{отр}$, H=0.

Чисельні значення $C_{y_{отр}}$ і $K_{отр}$ тут беруться з лабораторної роботи №3.

Величина стартової тяговооруженности, потрібна для забезпечення заданого градієнта набору висоти відповідно до норм льотної придатності літаків (НЛГС-3), визначається формулою: $t_{0\ без} = \frac{n_{дв}}{\xi_{взл}\left(n_{дв}-1\right)}\left(\frac{1}{K_{отр}} + tg\theta\right)$.

Величина tgθ задається в НЛГС.

Розрахунки виконано на ЕОМ.

Вплив подовження і питомого навантаження на крило на величину стартової тягоозброєності наведемо в табл. 1.5.7.

Вплив стріловидності та питомого навантаження на крило на величину стартової тягоозброєності наведемо в табл. 1.5.8.

Графічні залежності потрібних тяговооруженностей від питомого навантаження на крило і подовження крила подано на рис. 1.5.5.

Графічні залежності впливу стріловидності та питомого навантаження на крило на величину стартової тяговооруженності подано на рис. 1.5.6

1.5.2.3 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНОЇ МАСИ КРИЛА

Для розрахунку відносної маси крила використовується формула Бадягіна.

$$\overline{m}_{кр} = \frac{7.2 \cdot k_1 \cdot n_A^{p} \cdot m_0^{0.5} \cdot \varphi \cdot \lambda}{10^4 \cdot p \cdot c_0^{-0.5} \cos^{1.5} \chi_{0.25}} \cdot \frac{\eta+4}{\eta+1} + \frac{4.5 \cdot k_2 \cdot k_3}{p} + 0.015\ ,$$

де: k_1- коефіцієнт, що враховує тип панелей;

k2 - коефіцієнт, що враховує наявність напливів крила, інтерцепторів, передкрилків;

k3 - коефіцієнт, що враховує спосіб герметизації крила для розміщення палива;

$n_A^p = \frac{82}{\sqrt{p}}$ - коефіцієнт розрахункового перевантаження для випадку А;

$m_0 = \frac{m_{ком}}{k_{отд}}$ - значення злітної маси літака нульового наближення;

$\varphi = b - 0.83\overline{m}_t$ - коефіцієнт розвантаження крила паливом і двигунами;

p - питоме навантаження на крило, даН/м2

$\lambda, \bar{c}, \chi_{0.25}, \eta$ - подовження, відносна товщина профілю; стріловидність за 1/4 хорд; звуження крила.

Розрахунки виконано на ЕОМ

Вплив подовження крила на відносну масу крила літака наведено в табл. 1.5.9

Графічні залежності впливу подовження крила та питомого навантаження на крило на відносну масу крила літака наведено на рис. 1.5.7

Вплив стріловидності крила на відносну масу крила літака наведено в табл. 1.5.9

Графічні залежності впливу стріловидності та питомого навантаження на крило на відносну масу крила літака наведено на рис. 1.5.8

1.5.2.4 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНА МАСА ФЮЗЕЛЯЖУ

Відносна маса фюзеляжу визначається за формулою Шейніна.

$$\overline{m}_{ф} = k_1 \cdot \lambda_{ф} \cdot d_{кр}^2 \left(\frac{m_{ком}}{k_{отд}} \right)^i + k_2 + k_3 + k_4 \ ,$$

Тут:

$k_1 = 3.63...0.333 d_{ф}$;

$i = -0.743$

k_2 - коефіцієнт, що враховує місце кріплення головних стійок шасі;

k_3 - коефіцієнт, що враховує місце прибирання головних стійок шасі;

k_4 - коефіцієнт, що враховує спосіб навантаження багажу.

Розрахунки виконано на ЕОМ

Вплив подовження і діаметра фюзеляжу на масу фюзеляжу наведено в табл. 1.5.11

Графічні залежності відносної маси фюзеляжу від його діаметра та подовження подано на рис. 1.5.9

1.5.2.5 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНОЇ МАСИ ОПЕРЕННЯ.

Відносна маса оперення визначається за статистичною формулою

$$\overline{m}_{on} = 0.85 \cdot k_n \cdot k_{on}^{cx} \cdot p^{-0.56} \cdot \overline{S}_{on}^{1.16} \cdot \left(\frac{m_{ком}}{k_{отд}} \right)^{0.16} ,$$

де: $k_n = 1$ при $p \le 450$даН/м2 ;

$\overline{S}_{on} = \overline{S}_{г.о} + \overline{S}_{В.о}$; $k_{on}^{cx} = \frac{1.333 - 0.0011 \cdot S_{on}}{1.295 + 0.0028 \cdot p}$ - для Т-подібного оперення

$$S_{on} = \overline{S}_{on} \cdot \frac{m_{ком}}{p \cdot k_{отд}} ;$$

Розрахунки виконано на ЕОМ

Таблиця 1.5.12 – Вплив питомого навантаження на масу оперення.

P,дан/^{2}	100	200	300	400	500	600	700	800	900
$\overline{m}_{on}$	0,0931	0,0653	0,0497	0,037	0,025	0,0207	0,0175	0,015	0,0131

Графічну залежність впливу питомого навантаження на крило на відносну масу оперення подано на рис. 1.5.10.

1.5.2.6 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНОЇ МАСИ ШАСІ

Відносна маса шасі визначається за формулою Фадєєва.

$$\overline{m}_{ш} = k_{ш} \cdot k_{фд} \cdot \frac{m_{ком} / k_{отд} + 204000}{m_{ком} / k_{отд} + 79000} ,$$

де: $k_{фд} = 0{,}02728$- коефіцієнт, що враховує вплив діаметра фюзеляжу і типу двигунів на масу шасі;

$k_{ш} = 1{,}1$ - коефіцієнт, що враховує кількість головних стійок шасі;

$$\overline{m}_{ø} = 1 \cdot 0{,}02728 \cdot \frac{3960 / 0{,}212 + 204000}{3960 / 0{,}212 + 79000} = 0{,}067$$

Таким чином, наведені вище формули дають змогу окремо проаналізувати залежності відносних мас крила, оперення, фюзеляжу, шасі та загалом залежність відносної маси конструкції планера від величини питомого навантаження на крило, злітної маси літака і геометричних характеристик планера.

1.5.2.7 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНОЇ МАСИ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.

Відносна маса силової установки визначається за формулою $\overline{m}_{c.y} = R \cdot \gamma_{дв} \cdot t_{0_{\max}}$

,де: R - коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів; $R = k_1\left(1 + 0.1 \cdot \frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}}\right) \cdot \left(1 + \frac{0.0236}{\gamma_{дв}} \cdot \left(1.5 + 0.275 \cdot y^{0.75}\right)^2\right)$;

k_1 - коефіцієнт, що враховує число і розташування двигунів.

$n_{дв}$ - число двигунів, установлених на літаку;

$n_{дв.рев}$ - число двигунів, обладнаних реверсами тяги;

$\gamma_{дв}$ - питома вага двигуна;

y - ступінь двоконтурності двигуна.

Розрахунки виконано на ЕОМ

Відносна маса СУ при подовженні крила - табл. 1.5.13

Графічні залежності впливу подовження крила на відносну масу силової установки представлені на рис. 1.6.

Вплив стріловидності та питомого навантаження на крило на відносну масу СУ наведено в табл.1.5.14.

Графічні залежності впливу стріловидності та питомого навантаження на крило на відносну масу силової установки наведено на рис. 1.7.

1.5.2.8 РОЗРАХУНОК ВІДНОСНОЇ МАСИ ПАЛИВА.

Відносна маса палива являє собою суму

$$\overline{m}_T = \overline{m}_{T.H.B} + \overline{m}_{T.CH.П} + \overline{m}_{T.крей} + \overline{m}_{T.H.З} + \overline{m}_{T.ПР} ,$$

де: $\overline{m}_{T.H.B}$ - відносна маса палива, що витрачається на набір висоти;

$\overline{m}_{T.CH.П}$ - відносна маса палива, що витрачається на зниження і посадку;

$\overline{m}_{T.крей}$ - відносна маса палива, що витрачається в Крейсерському польоті;

$\overline{m}_{T.H.З}$ - відносна маса навігаційного запасу палива;

$\overline{m}_{T.ПР} = 0.006$ відносна маса неврахованих витрат палива (невироблюваний залишок);

$$\overline{m}_{т.н.в} = \frac{0.0035 \cdot H_{нач} \cdot (1 - 0.03 \cdot y)}{1 - 0.004 \cdot H_{нач}},$$

$$\overline{m}_{т.сн.п} = 0.002 \cdot H_{кон} \cdot (1 - 0.03 \cdot y) \cdot (1 - 0.023 \cdot H_{кон})$$

де: $H_{нач}$. $H_{кон}$ початкова і кінцева висоти крейсерського польоту

y - ступінь двоконтурності двигуна

Відносна маса палива для крейсерського польоту навігаційного запасу визначається за формулою

$$\overline{m}_{т.крей} + \overline{m}_{т.н.з} = 0.052 + \left[\frac{0.2(L - 40H_{ср})}{a_н M_{крей} - 0.28W_в} + 1 \right] \cdot C_{р.крей} \sqrt{\frac{k_2(1 + \overline{S_ф})}{k_1 \cdot \lambda}} (F_1 + F_2 p).$$

де: *L* - дальність польоту в км;

$$H_{ср} = (H_{нач} + H_{кон})/2$$

$a_н$ - швидкість звуку на середній висоті крейсерського польоту м/с

$M_{крей}$ - число Маха, що відповідає крейсерській швидкості

$W_в$ - швидкість зустрічного вітру км/год;

$C_{р.крей}$ - питома витрата палива на крейсерському режимі польоту. км/даН*год;

Вираз $k_2(1 + \overline{S_ф})/k_1 \cdot \lambda$ являє собою коефіцієнт відвалу поляри, де k_1 враховує вплив стріловидності, а k_2 вплив подовження крила;

де: $\chi_{0.25}$ - стріловидність за 1/4 хорд град;

$$k_2 = 1.02 \text{ - для } \lambda > 4.5$$

Питома витрата палива визначається за формулою

$$C_{р.крей} = \frac{0.85}{1 + 0.37 \cdot y^{0.75}} \left[1 + (0.27 + 0.2 \cdot y \cdot M_{крей}^2) \sqrt{M_{крей}} - 0.02 \cdot H_{ср} \right]$$

Розрахунки виконано на ЕОМ

Вплив подовження і питомого навантаження на крило на відносну масу палива наведено в табл. 1.5.15

Графічну залежність впливу подовження крила та питомого навантаження на крило на відносну масу палива наведено на рис. 1.5.13

Вплив стріловидності та питомого навантаження на крило на відносну масу палива наведено в табл. 1.5.16

Графічну залежність впливу стріловидності крила на відносну масу палива наведено на рис. 1.5.

1.5.2.9 ВИЗНАЧЕННЯ МАСИ ЕКІПАЖУ, ОБЛАДНАННЯ ТА КОМЕРЦІЙНОГО НАВАНТАЖЕННЯ

Маса екіпажу визначається його чисельністю, що залежить від типу літака. Маса одного члена екіпажу дорівнює 80 кг. Таким чином:

$$m_{эк} = 80 \cdot n_{эк},$$

де: $n_{эк}$ - кількість членів екіпажу, включно з бортпровідниками;

Маса обладнання, вимірювана в кілограмах.

$$m_{об} = 95 \cdot n_{пас} \cdot \left(5 \cdot 10^{-5} \cdot L_{тех} + 0.66\right)$$

Технічна дальність визначається в кілометрах:

$$L_{тех} = \left(L + 700\right)$$

$L = 4000$ - дальність польоту літака із зазначеним числом пасажирів, км.

$$L_{тех} = 4000 + 700 = 4700км$$

$$m_{об} = 95 \cdot 10 \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot 4700 + 0.66) = 850кг,$$

Маса комерційного навантаження, $m_{ком} = 3960кг$

Сумарна маса, кг.

$$m_{эок} = m_{эк} + m_{ком} + m_{об} = 240 + 3960 + 850 = 5050кг$$

Надалі величина використовується при розрахунках злітної маси літака як одна з вихідних.

1.5.2.10 ЗЛІТНА МАСА ЛІТАКА В ПЕРШОМУ НАБЛИЖЕННІ

Злітна маса літака в першому наближенні визначається за формулою, отриманою з рівняння відносних мас:

$$m_0^1 = \frac{m_{эок}}{1 - (\overline{m}_к + \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_T)}$$

де: $m_{эок} = m_{эк} + m_{об} + m_{ком}$ - сумарна маса екіпажу, обладнання та комерційного навантаження

$\overline{m}_к; \overline{m}_{с.у}; \overline{m}_T$; - відносні маси конструкції, силової установки і палива.

Розрахунки виконано на ЕОМ

Вплив подовження і питомого навантаження на крило на злітну масу наведено в табл. 1.5.17

Графічна залежність впливу подовження і питомого навантаження на крило на злітну масу представлена на рис. 1.5.15

Вплив стріловидності та питомого навантаження на крило на злітну масу наведено в табл. 1.5.18

Графічна залежність впливу стріловидності та питомого навантаження на крило на злітну масу представлена на рис. 1.5.16

Після побудови графіків, ухвалюємо рішення про m_{0min} и $P_{опт}$.

Для цього на графіки наносимо обмеження питомого навантаження на крило за посадковою швидкістю $P_{пред}^{Vпос}$, і за величиною нормального перевантаження під час польоту в турбулентній атмосфері $P_{пред}^{n_y}$. Обмеження для різних подовжень, визначаємо за формулами:

$$P_{пред}^{Vпос} = 0.0058 V_{пос}^2 C_{y_{отр}};$$

$$P_{пред}^{n_y} = \frac{57{,}3 \cdot C_y^{\alpha} \cdot V \cdot W}{15.7},$$

де V - швидкість польоту поблизу землі (зазвичай відповідна швидкості під час випуску закрилків, V = 200 км/год);

W - швидкість висхідного потоку (W = 15 м/с = 54 км/год).

Величину $C_{y_{отр}}$ визначаємо із залежності $C_{y_{отр}} = f(\chi)$ за рисунком 1.5.2 для заданої стріловидності крила.

Отже:

$p_{пред}^{V_{пос}}|\chi = 8^0 = 0{,}0058 \cdot 300^2 \cdot 1{,}42 = 329{,}4(дан/м^2)$;

$p_{пред}^{V_{пос}}|\chi = 16^0 = 0{,}0058 \cdot 200^2 \cdot 1{,}39 = 322{,}5(дан/м^2)$,

$p_{пред}^{V_{пос}}|\chi = 24^0 = 0{,}0058 \cdot 200^2 \cdot 1{,}33 = 308{,}6(дан/м^2)$;

$p_{пред}^{V_{пос}}|\chi = 32^0 = 0{,}0058 \cdot 200^2 \cdot 1{,}22 = 283(дан/м^2)$.

Обмеження $p_{пред}^{n_y}$ за величиною менше, ніж обмеження $p_{пред}^{V_{пос}}$, а графік залежності $m_0' = f(p)$ показує, що величина злітної маси до $p_{пред}^{V_{пос}}$ зменшується, отже, значення $p_{пред}^{V_{пос}}$ будуть оптимальними і $p_{пред}^{n_y}$ можна не розраховувати.

Після обробки графіка $m_0' = f(p)$ за рисунком 1.5.16, отримаємо значення

$m_{0\min} = 21500$ кг, $p_{îïò} = 325$ даН/м2 і $\chi_{opt} = 21^o$.

Для $\lambda = 6$:

$C_{y_{отр}} = 1.28;\ \ V_{пос} = 200\ \ м/с;\qquad P_{пред}^{Vпос} = 0.0058 \cdot 200^2\ \cdot 1.28 = 297\ \ даН/м^2$.

Для $\lambda = 8$:

$C_{y_{отр}} = 1.34;\ \ V_{пос} = 200\ \ м/с;\qquad P_{пред}^{Vпос} = 0.0058 \cdot 200^2\ \cdot 1.52 = 310,9\ \ даН/м^2$.

Для $\lambda = 10$:

$C_{y_{отр}} = 1.35;\ \ V_{пос} = 200\ \ м/с;\qquad P_{пред}^{Vпос} = 0.0058 \cdot 200^2\ \cdot 1.35 = 313.2даН/м^2$.

Для $\lambda = 12$:

$C_{y_{отр}} = 1.38;\ \ V_{пос} = 200\ \ м/с;\qquad P_{пред}^{Vпос} = 0.0058 \cdot 200^2\ \cdot 1.38 = 320,2даН/м^2$.

Для визначення $P^{n_y}_{пред}$ необхідно обчислити C^{α}_{y} за формулою:

$$C_y^{\alpha} = \frac{0.11 - 0.029\sqrt[4]{c}}{\frac{0.775}{\cos\chi_{0.5}} + \frac{1.5}{\lambda}}\ .$$

Для $\lambda = 6$: $C_y^{\alpha} = \frac{0.11 - 0.029\sqrt[4]{15}}{\frac{0.775}{0,964} + \frac{1.5}{6}} = 0.05$.

Для $\lambda = 8$: $C_y^{\alpha} = \frac{0.11 - 0.029\sqrt[4]{15}}{\frac{0.775}{0,964} + \frac{1.5}{8}} = 0.053$.

Для $\lambda = 10$: $C_y^{\alpha} = \frac{0.11 - 0.029\sqrt[4]{15}}{\frac{0.775}{0,964} + \frac{1.5}{10}} = 0.055$.

Для $\lambda = 12$: $C_y^{\alpha} = \frac{0.11 - 0.029\sqrt[4]{15}}{\frac{0.775}{0,964} + \frac{1.5}{12}} = 0.057$.

Визначаємо $P^{n_y}_{пред} = \frac{57,3 \cdot C^{\alpha}_{y} \cdot V \cdot W}{15.7}$ для відповідних λ :W = 15 м/с ; V = 55,5 м/с.

$\lambda = 6$: $P_{пред}^{n_y} = \frac{57.3 \cdot 0.05 \cdot 55,6 \cdot 15}{15.7} = 152,2\ \ даН/м^2$;

$\lambda = 8$: $P_{пред}^{n_y} = \frac{57.3 \cdot 0.053 \cdot 55,6 \cdot 15}{15.7} = 161,3\ \ даН/м^2$;

$\lambda = 10$: $P_{пред}^{n_y} = \frac{57.3 \cdot 0.055 \cdot 55,6 \cdot 15}{15.7} = 167,4\ \ даН/м^2$.

$\lambda = 12$: $P_{пред}^{n_y} = \frac{57.3 \cdot 0.057 \cdot 55,6 \cdot 15}{15.7} = 173,5\ \ даН/м^2$.

Мінімальна маса $m_{0min} \approx 21.5$

й оптимальне навантаження на крило $P_{опт} \approx \frac{335\ \ даН}{м^2}$ відповідають λ=10.

1.5.3. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА В ДРУГОМУ НАБЛИЖЕННІ

Розрахунок маси літака в другому наближенні передбачає уточнення маси конструкції літака - окремих агрегатів за допомогою аналітичних формул.

Маса крила дозвукового літака розраховується за формулою [1]:

$$m_{кр}^{II} = 1.14 \cdot 10^{-4} k_{мех} k_{кон} k_{н.м} \varphi_2 n_p \times \frac{\lambda}{\cos^{1.5} \chi_{0.25}} \sqrt{\frac{(m_0^{'})^3}{p \cdot \theta \cdot \overline{c_0}}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \left[1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3} \right],$$

де $m_0^{'}$ - маса літака, отримана в першому наближенні, $m_0^{'} = 21{,}5$т;

$k_{мех}$ - коефіцієнт механізації, $k_{мех} = 1.4$;

$k_{кон} = 0.9$, у разі використання монолітних панелей;

$k_{н.м} = 1$; основний матеріал типу Д16;

$\boldsymbol{\varphi = b - 0{,}83\overline{m}_T}$ - коефіцієнт розвантаження крила паливом і двигунами;

$\boldsymbol{b = 0{,}87}$ - для літаків із двигунами на крилі;

$\overline{m}_T = 0{,}2$; $\varphi = 0{,}87 - 0{,}83 \cdot 0{,}2 = 0{,}7$

$n_p = 2.5$, розрахункове перевантаження;

$\theta = 0.9$, для дволонжеронного крила;

$\mu = 1.8$, відношення відносних товщин біля кореня і на кінці відповідно

$$\mu = \frac{\overline{c_0}}{c_k} = \frac{15}{8{,}2} = 1{,}82 \ ;$$

$$m_{кр}^{II} = 1{,}14 \cdot 10^{-3} \cdot 1{,}4 \cdot 0{,}9 \cdot 1 \cdot 0{,}7 \cdot 2{,}5 \cdot \frac{10}{cos^{1.5}(18^{\circ})} \sqrt{\frac{(21500)^3}{335 \cdot 0{,}9 \cdot 15}} \cdot \frac{3{,}5+4}{3{,}5+1} \left[1 - \frac{1{,}8-1}{3{,}5+3} \right] = 1857\text{кг}.$$

Маса фюзеляжу розраховується за формулою:

$$m_{ф}^{II} = 0.003 \lambda_{ф} m_0^{I} + 10 d^2{}_{ф} \lambda_{ф} + 8 d_{ф}^3 + 150 M + 300 + 0.03 k_{шф} m_0^{I};$$

де $\lambda_{ф} = 8$ - подовження фюзеляжу; $d_{ф} = 3$ - діаметр фюзеляжу;

M = 0.79, розрахункове число Маха;

$k_{шф} = 1$, оскільки основні стійки шасі закріплені на фюзеляжі і прибираються в нього;

$$m_{ф}^{II} = 0{,}003 \cdot 8 \cdot 21500 + 10 \cdot 3^2 \cdot 8 + 8 \cdot 3^3 + 150 \cdot 0{,}79 + 300 + 0.03 \cdot 21500 = 2371{,}5 \ \text{кг}$$

Маса оперення розраховується за формулою:

$$m_{оп}^{II} = (0.946 + 1.5 \cdot 10^{-3} V_{расч})(4.4 + 8 \cdot 10^{-4} m_0^{I})(\overline{S}_{го} + \overline{S}_{во}) \frac{m_0^{I}}{p};$$

де $V_{расч} = 850$ км/год, розрахункова швидкість польоту;

$$m_{оп}^{II} = (0.946 + 1.5 \cdot 10^{-3} \cdot 850)(4.4 + 8 \cdot 10^{-4} \cdot 21500) \cdot (0.3 + 0.24)\frac{21500}{335} = 1662,6 \quad кг.$$

Маса шасі розраховується за формулою:

$$m_{ш}^{II} = 0.032 m^{I}{}_{0}\frac{m_0^I \cdot 10^{-3} + 359}{m_0^I \cdot 10^{-3} + 249} = 0.032 \cdot 21500\frac{21,5 + 359}{21,5 + 249} = 967,8 \quad кг.$$

Маса обладнання та управління розраховується за формулою:

$$m_{об.упр}^{\text{II}} = m_{р.о} + 0.05 m_0^{\text{I}} + (1 + 2.7 \cdot 10^{-4} \cdot M^{6})(30 \cdot n_{эк} + 0.02 \cdot m_0^{\text{I}});$$

де $m_{р.о} = 560$, маса радіообладнання;

$n_{эк} = 3$, кількість членів екіпажу;

$$m_{об.упр}^{II} = 560 + 0.05 \cdot 21500 + (1 + 2.7 \cdot 10^{-4} \cdot 0.79^{6}) \cdot (30 \cdot 3 + 0.02 \cdot 21500) = 2155 \quad кг.$$

Маса літака в другому наближенні визначається за формулою:

$$m_0^{II} = \frac{m_{кот} + m_{эк} + m_{об} + m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{ш}}{1 - (\bar{m}_{су} + \bar{m}_{т})}$$

$$m_0^{II} = \frac{3960 + 240 + 2155 + 1857 + 2371,5 + 1662,6 + 967,8}{1 - (0,14 + 0,21)} = 20330 \text{ кг}.$$

1.5.4. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА В ТРЕТЬОМУ НАБЛИЖЕННІ. ВИЗНАЧЕННЯ МАС СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ, ПАЛИВА ТА АГРЕГАТІВ ПЛАНЕРА

Маса оперення розподіляється між горизонтальним і вертикальним опереннями пропорційно їхнім площам, тобто .

$$\frac{m_{ГО}}{m_{ВО}} = \frac{S_{ГО}}{S_{ВО}}$$

Маса шасі може бути розподілена між носовою стійкою і головними, відповідно до таких міркувань. Оскільки для більшості літаків (виключаючи літаки, що мають велосипедну схему або шасі з хвостовим колесом) стоянкове навантаження для носової стійки становить у середньому 10% від злітної маси, а динамічне - в 1.5....2 рази більше стоянкового, то можна вважати [2]:

$$\begin{matrix} m_{ш.нос} = 0,2 m_{шасси}, \\ m_{ш.гл} = 0,8 m_{шасси}. \end{matrix};$$

$$m_{ш.нос} = 0,2 \cdot 967,8 = 193,6 кг;$$

$$m_{ш.гл} = 0,8 \cdot 967,8 = 774,2 кг.$$

Правильність усіх розрахунків, проведених у цій роботі, можна перевірити за рівнянням:

$$m_{эк} + m_{об} + m_{ком} + m_{су} + m_T + m_{кр} + m_{фюз} + m_{опре} + m_{шасси} = m'_{o\min}$$

Таким чином, сума всіх мас літака, заданої в ТТТ маси комерційного навантаження, прийнятої за статистикою mек і mоб, отриманих розрахунком mсу, mТ, mк, має дорівнювати злітній масі літака $m'_{o\min}$

Визначення маси обладнання

Маса обладнання визначається за формулою [7]:

$$m_{об.упр} = k_c \cdot k_{сх.об} \cdot \left[500 + 0.12 \cdot m_0^{II} + 0.04 \cdot m_0^{II} \cdot \sqrt{\frac{n_{pas}+n_{ek}}{100}} - 0.0011 \cdot (m_0^{II})^{1.333}\right],$$

де $m_{ОВ.СН}$ - маса обладнання та спорядження, кг;

$k_c = 0{,}67$ - коефіцієнт вагової досконалості обладнання, зокрема й за масою;

$k_{сх.об}$=1 - для літаків із двигунами, розташованими на крилі;

Δt - розглянутий період перспективи,

m''_0 - злітна маса літака в другому наближенні; m''_0= 20330 кг;

$n_{åê}$ - кількість членів екіпажу; $n_{ек}$= 3; n_{pas}- кількість пасажирів; $n_{pas} = 10$;

$$m_{об.упр} = 0{,}67 \cdot 1 \cdot \left[500 + 0.12 \cdot 20330 + 0.04 \cdot 20330 \cdot \sqrt{\frac{10+3}{100}} - 0.0011 \cdot (20330)^{1.333}\right] = 1758{,}4 \text{ Кг}$$

З навчального посібника [2] підбираємо обладнання, придатне для даного типу літака. Загальна сума обраного обладнання не повинна перевищувати 1758 кг. Номенклатура обладнання наведена в табл.1

Визначення маси силової установки

Для визначення маси силової установки використовується формула [7]:

$$m_{су} = R \cdot m_{дв} \cdot n_{дв} \quad ,$$

де $n_{дв}$ - число двигунів, установлюваних на літаку; $n_{дв}$ = 2;

$m_{дв}$ - маса двигуна, зазначена в його паспорті; $m_{дв}$ = 1400 кг;

R - коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигуна:

$$R = k_1(1 + 0.1\frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}})[k_ф + \frac{k_{вз}}{\gamma_{дв}}(1.2 + 0.275y^{0.75})^2] \ ;$$

де k_1- коефіцієнт, що враховує кількість двигунів і місце встановлення їх на літаку; k_1= 0.95;

k_f = 1; двигуни без форсажних камер;

$n_{äâ.ðåâ} = 2$; кількість двигунів, оснащених реверсом;

$k_{âç} = 0.0236$; коефіцієнт, що враховує тип повітрозабірників і сопел двигунів;

$\gamma_{äâ} = 3.53$; паспортна питома вага двигуна;

$y = 5.6$; ступінь двоконтурності двигуна.

$$R = 0,95 \cdot (1 + 0.1\frac{2}{2})[1 + \frac{0,0236}{3,53}(1.2 + 0.275 \cdot 5,6^{0.75})^2] = 1,079 \ ; \ m_{су} = 1.079 \cdot 1400 \cdot 2 = 3021,2 \text{ кг.}$$

Визначення маси палива

Відносна маса палива являє собою суму [1]

$$\overline{m}_т = \overline{m}_{т.н.в} + \overline{m}_{т.сн.п} + \overline{m}_{т.крейс} + \overline{m}_{т.н.з} + \overline{m}_{т.н.р} \ ,$$

де $\overline{m}_{т.н.в}$ - відносна маса палива, що витрачається на набір висоти;

$\overline{m}_{т.сн.п}$ - відносна маса палива, що витрачається на зниження і посадку;

$\overline{m}_{т.крейс}$ - відносна маса палива, що витрачається в крейсерському польоті;

$\overline{m}_{т.н.з}$ - відносна маса навігаційного запасу палива;

$\overline{m}_{т.н.р} = 0,006$ - відносна маса неврахованих витрат палива (невироблюваний залишок палива).

$$\overline{m}_{т.н.в} = \frac{0.0035H_{нач}(1-0,03y)}{1-0.004H_{нач}} = \frac{0,0035 \cdot 5 \cdot (1-0,03 \cdot 6,2)}{1-0,004 \cdot 5} = 0,0145 \ ;$$

$$\overline{m}_{т.сн.п} = 0,002H_{кон}(1 - 0,03y)(1 - 0,023H_{кон}) = 0,002 \cdot 11 \cdot (1 - 0,03 \cdot 6,2) \cdot (1 - 0,023 \cdot 11) = 0,0134 \text{ де}$$

$H_{нач}, H_{кон}$ - початкова і кінцева висоти крейсерського польоту, км, що дорівнюють 5 і 11 км відповідно;

$$\overline{m}_{т.крейс} + \overline{m}_{т.н.з} = 0,052 + \left[\frac{0,2\left(L - 40H_{ср}\right)}{a_н M_{крейс} - 0,28W_в} + 1\right] C_{р.крейс} \sqrt{\frac{k_2\left(1 + \overline{S}_ф\right)}{k_1 \lambda}\left(F_1 + F_2 P\right)} \ ,$$

де Wв - швидкість зустрічного вітру: $W_в = 19,4$ м/с;

а - швидкість звуку на крейсерському режимі польоту; а = 299.4 м/с;

L - дальність польоту, L = 4000 км;

$M_{крейс}$ - число Маха на крейсерському режимі польоту, $M_{крейс} = 0,79$;

$C_{р.крейс}$ - питома витрата палива на крейсерському режимі польоту; $C_{р.крейс} = 0.62$ кг/кгс год.

Вираз $k_2\left(1 + \overline{S}_ф\right)/k_1\lambda$ являє собою коефіцієнт відвалу поляри, де k_1 враховує вплив стріловидності, а k_2 - вплив подовження крила, $k_2 = 1.02$;

$$k_1 = 1 + 6.667 \cdot 10^{-4} \chi_{0.25} - 7.778 \cdot 10^{-5} \left(\chi_{0.25}\right)^2 ;$$

$\chi_{0.25}$ - стріловидність крила по ¼ хорди, $\chi_{0.25}$ = 18 град;

$$k_1 = 1 + 6.667 \cdot 10^{-4} \cdot 18 - 7.778 \cdot 10^{-5} (18)^2 = 0{,}99$$

$$\bar{S}_{\hat{o}} = \frac{d_{\hat{o}}}{S}\left(\frac{2\eta}{\eta+1}\sqrt{\frac{S}{\lambda}} - \frac{d_{\hat{o}}}{\lambda}\cdot\frac{\eta-1}{\eta+1}\right)$$

де $d_{\hat{o}}$ = 3 м; діаметр фюзеляжу; S = 80; площа крила;

η = 3,5; звуження крила; λ = 10; подовження крила;

$$\bar{S}_{\phi} = \frac{3}{80}\left(\frac{2 \cdot 3{,}5}{3{,}5+1}\sqrt{\frac{80}{10}} - \frac{3}{10}\cdot\frac{3{,}5-1}{3{,}5+1}\right) = 0{,}159$$

Коефіцієнт лобового опору крила й оперення обчислюється за формулою

$$F_1 = k_0\left(C_{x\,тр.кр} + C_{x\,волн.кр}\right),$$

де коефіцієнти опору тертя $C_{x\,тр.кр}$ і хвильового опору $C_{x\,волн.кр}$ для крила визначаються за залежностями:

$$C_{x\,тр.кр} = \frac{0.174\left(1+2\bar{c}+9\bar{c}^2\right)\left(1+2\bar{c}M_{крейс}\right)}{\left(lgRe_{кр}-1.6\right)^2\sqrt{1+0{,}2M_{крейс}}}\left(1 - k_{инт}\bar{S}_{\Phi}\right) + 0.001\bar{\ell}_{щ} = 0.00746;$$

де $\bar{c}$ - оптимальна відносна товщина профілю; $\bar{c}$ = 15 %;

$$Re_{кр} = f(H)\cdot M_{крейс}\sqrt{\frac{S}{\lambda}} = 1{,}611 \cdot 10^7 ; \qquad f(H) = \left[2.33\left(1 - \frac{H}{12} + \frac{H^2}{535}\right)\right]\cdot 10^7 = 0.721\cdot 10^7 ;$$

$$C_{x\,волн.кр} = C_{x\,в.max}\left(\frac{M_{крейс}-M_{крит.кр}}{1.25-M_{крит.кр}}\right)^3\left(1 + 3\,\frac{1.25-M_{крейс}}{1.25-M_{крит.кр}}\right) = -0.0001071;$$

$$C_{x\,в.max} = \frac{2\pi\lambda(\bar{c})^2\cos^2\chi_{0.25}}{2+\lambda(\bar{c})^{1/3}\cos^{5/3}\chi_{0.25}} = 0.156 ; \qquad M_{крит.кр} = 1 - \frac{0.7\lambda^2\sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2+0.2}\cos\chi_{0.5} = 0.752 ;$$

$$F_1 = 1.35\left(0.00746 - 0.0001071\right) = 0.00992 .$$

Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу і мотогондол визначається виразом [5] ,

$$F_2 = \frac{\left(C_{x\ тр.ф} + C_{x\,волн.ф}\right)}{k_{мид}}$$

де коефіцієнти опору тертя $C_{x\,тр.ф}$ і хвильового опору визначаються за залежностями:

$$C_{x\ тр.ф} = 3{,}1\lambda_{\phi}\left(1 + 0{,}1M_{крейс}^2\right)^{-0{,}67}\left[\frac{0{,}455}{\left(\lg Re_{\phi}\right)^{2{,}58}} - \frac{1700}{Re_{\phi}}\right];$$

$$C_{\text{х тр.ф}} = 3{,}1 \cdot 8(1 + 0{,}1 \cdot 0.79^2)^{-0{,}67}\left[\frac{0{,}455}{(lg(13.26 \cdot 10^7))^{2{,}58}} - \frac{1700}{14.74 \cdot 10^7}\right] = 0.0484\ ;$$

$$Re_{ф} = f(H)M_{крейс}L_f = 0{,}721 \cdot 10^7 \cdot 0{,}79 \cdot 23{,}29 = 13{,}26 \cdot 10^7\ ;$$

$$C_{x\ \text{волн.ф}} = \frac{1}{4\lambda_{нос}^2+1} = \frac{1}{4 \cdot 2^2+1} = 0{,}0588\ ;$$

$$F_2 = \frac{(0{,}0484 + 0{,}0588)}{1570} = 6{,}83 \cdot 10^{-5}$$

$$\overline{m}_{т.крейс} + \overline{m}_{т.н.з} = 0{,}052 + \left[\frac{0{,}2(4000 - 40 \cdot 8)}{299{,}4 \cdot 0{,}79 - 0{,}28 \cdot 19{,}4} + 1\right] \cdot 0{,}62 \cdot$$

$$\cdot \sqrt{\frac{1{,}02(1 + 0{,}159)}{0{,}99 \cdot 10}(0{,}00992 + 0{,}0000683 \cdot 335)} = 0{,}214$$

$$\overline{m}_{т.н.з} = 0{,}015$$

$$\overline{m}_{д} = 0{,}0145 + 0{,}0134 + 0{,}255 + 0{,}015 + 0{,}006 = 0{,}304$$

$$\mathrm{m_T} = \overline{\mathrm{m}}_{\mathrm{m}} \cdot \mathrm{m}_0^{//} = 0.304 \cdot 20330 = 6181 \text{ кг.}$$

З попередніх розрахунків визначаємо відносні маси агрегатів і множимо на m_{0min}

$m_{су} = 3021{,}2$ *кг*; $m_т = 6181$ *кг*; $m_{кр} = 1857$ *кг*; $m_ш = 967{,}8$ *кг*;

($m_{ш.нос.} = 193{,}6$ *кг*; $m_{ш.осн.} = 774{,}2$) $m_{оп} = 1662{,}6$ *кг*;

($m_{го} = 889{,}3$ *кг*; $m_{во} = 773{,}3$ *кг*)$m_ф = 2371{,}5$ *кг*; $m_{об} = 1758{,}4$ *кг*;

5. Правильність усіх розрахунків, проведених у цій роботі, можна перевірити за рівнянням

$$. m_{эк} + m_{об} + m_{ком} + m_{су} + m_т + m_{кр} + m_ф + m_{оп} + m_ш = m_{0min}$$

240+1758,4+3960+3021,2+6181+1857+2371,5+1662,6+967,8 = 22020 кг

Таким чином, сума всіх мас літака дорівнює злітній масі літака m_{0min} .

1.6. ПІДБІР ДВИГУНІВ І ПЕРЕВІРКА ДОВЖИНИ РОЗБІГУ.

Вище викладено визначення мінімальної злітної маси літака і відповідного оптимального навантаження на крило [7]. Завдання полягає в підборі двигунів із такою тягою, щоб забезпечити виконання ТТТ за мінімальної злітної маси літака з оптимальним питомим навантаженням на крило.

Із рис. 1.6.1 визначаємо значення $t_{0опт}$, що дорівнює $t_{0опт} = 0{,}4$

Потрібну тягу одного двигуна слід визначити за формулою

$$P_{0потр} = \frac{g \cdot m_{0\min} \cdot t_{0опт}}{10 n_{дв}}\ .$$

$$P_{0потр} = \frac{9.81 \cdot 22020 \cdot 0,4}{10 \cdot 2} = 4320,4 \ \ Дан$$

Виходячи з отриманих даних знайдемо .

Маючи величину потрібної тяги одного двигуна, з каталогу підбираємо двигун Д - 436 з такими параметрами [20]:

Дані двигуна за режимами:

1. Злітний режим: М=0, Н=0;

- тяга, кгс - 6400;

- питома витрата палива, кг/кгс-год - не більше 0.36;

2. Номінальний режим, М=0, Н=0;

- тяга, кгс - 4900;

3. максимальний крейсерський режим за Н=11 км, М=0.79;

тяга, кгс - 1500; - питома витрата палива, кг/кгс-год - 0.62;

Габаритні розміри двигуна:

-довжина - 3830 мм; - висота - 1930 мм; - ширина - 1784 мм;

Суха маса двигуна - 1400 кг.

Загальний вигляд двигуна представлений на рис. 1.6.2

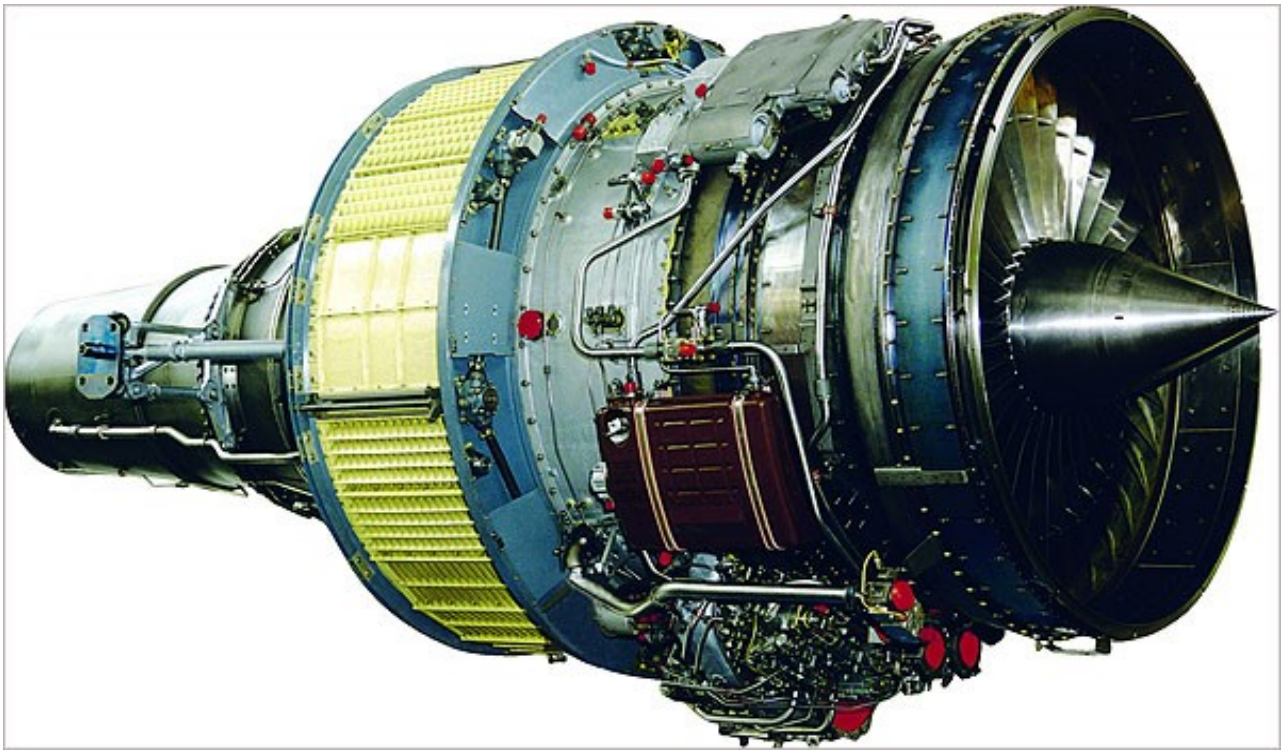


Рисунок 1.6 – Загальний вигляд двигуна Д-36А

4. Після підбору двигунів перевіряють виконання вимоги щодо довжини розбігу $L_{розб}$. При цьому для літаків із ТРД, ТРДФ, ДТРД, ДТРДФ слід використовувати формулу [7].

$$L_{разб} = \frac{0.832 P_{опт}}{C_{у_{отр}} \left[m_{взл} \frac{\sum P_{0расп}}{G_{0min}} - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{отр}} + 2f \right) \right]},$$

де $m_{взл} = m_V \cdot m_H \cdot m_{вз} \cdot m_{др} \cdot m_ф$ - коефіцієнт, що враховує залежність тяги двигуна від швидкості і висоти польоту $m_V \cdot m_H$ - ; падіння тяги за рахунок втрат швидкісного напору в повітрозабірниках - $m_{вз}$; режим роботи двигуна - $m_{др}$ і ступінь форсування двигуна - $m_ф$. Коефіцієнт $m_{взл}$ визначено в лабораторній роботі №4 під час визначення стартової тягоозброєнності $t_{0взл} = f(P,\ L_{разб})$.

$$L_{разб} = \frac{0{,}832 \cdot 335}{1{,}35\left[0{,}95\frac{2 \cdot 6400}{22020} - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{14{,}5} + 2 \cdot 0.03\right)\right]} = 405{,}4 \quad м;$$

$$L_{разб.расч} < L_{разб.зад}.$$

1.7. ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА ТА ЙОГО АГРЕГАТІВ, ПОБУДОВА ЗАГАЛЬНОГО ВИГЛЯДУ.

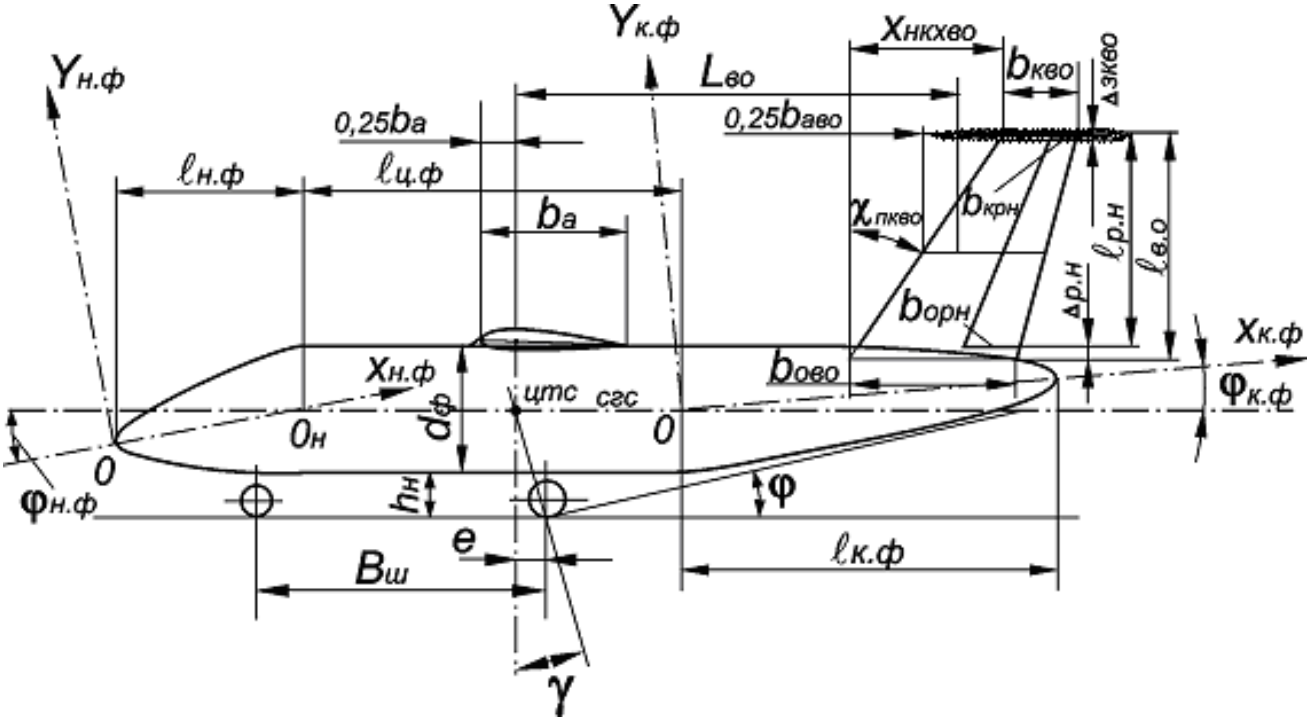


Рисунок 1.7 – Схема геометричних параметрів літака.

1.7.1 ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ КРИЛА.

Геометричні параметри крила [24]:

Площа крила: $$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 p_{опт}};$$

$$S = \frac{22020 \cdot 9.81}{10 \cdot 335} = 64{,}5 м^2;$$

Розмах крила: $$l = \sqrt{\lambda \cdot S};$$

$$l = \sqrt{10 \cdot 64{,}5} = 25{,}4 м;$$

де λ - подовження крила;

Визначимо кореневу b_0 і кінцеву b_k хорди крила:

$$b_0 = \frac{S_{кр}}{l_{кр}} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1} = \frac{64{,}5}{25{,}4} \cdot \frac{2 \cdot 3{,}5}{3{,}5+1} = 3{,}95 \text{ м} \qquad b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{3{,}95}{3{,}5} = 1{,}13 м;$$

де η - звуження крила;

Середня аеродинамічна хорда крила (САХ) визначається за формулою:

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta+1)} = \frac{2}{3} \cdot 3{,}95 \cdot \frac{3{,}5^2 + 3{,}5 + 1}{3{,}5 \cdot (3{,}5+1)} = 2{,}8 \text{ м.}$$

Координата САХ за розмахом крила визначається за формулою:

$$z_a = \frac{l_{кр}}{6} \cdot \frac{\eta+2}{\eta+1}; \qquad z_a = \frac{25{,}4}{6} \cdot \frac{3{,}5+2}{3{,}5+1} = 5{,}174 м;$$

Кут стріловидності крила по передній кромці: $\chi_{пк} = 21°$.

Координата носка САХ по осі ОХ: $x_a = z_a \cdot tg_{\chi_{пк}} = 5{,}174 \cdot tg(21°) = 1{,}986 м$.

1.7.2. ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ РОЗМІРІВ ФЮЗЕЛЯЖУ.

Геометричні розміри фюзеляжу визначають за співвідношенням [24]:

$$l_ф = \lambda_ф \cdot D_ф \ ,$$

де: $\lambda_ô = 8$ - подовження фюзеляжу; $D_ô = 3$ - діаметр фюзеляжу, м;

$$l_ô = 8 \cdot 3 = 24 \text{ , м;}$$

$$l_{н.ч} = \lambda_{н.ч} \cdot D_ф, \quad l_{х.ч} = \lambda_{х.ч} \cdot D_ф,$$

де: $\lambda_{н.ч} = 2$ - подовження носової частини;

$\lambda_{х.ч} = 3$ - подовження кормової частини;

$$l_{н.ч} = 2 \cdot 3 = 6 \text{ , м;}$$

$$l_{х.ч} = 3 \cdot 3 = 9 \text{ , м.}$$

1.7.3. ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ.

Площа горизонтального оперення дорівнює [24]:

$$S_{г.о} = \overline{S}_{г.о} \cdot S\,,$$

де: $\overline{S}_{г.о} = 0.276$ - відносна площа горизонтального оперення;

$$S_{г.о} = 0.276 \cdot 64{,}5 = 17{,}8 \text{ , м2;}$$

Розмах горизонтального оперення визначається за формулою:

$$l_{г.о} = \sqrt{\lambda_{г.о} \cdot S_{г.о}}\,,$$

де: $\lambda_{г.о} = 3{,}5$ - подовження горизонтального оперення;

$$l_{г.о} = \sqrt{3{,}5 \cdot 17{,}8} = 7{,}89 \text{ , м;}$$

Коренева (за віссю симетрії літака) $b_{0_{г.о}}$ і кінцева $b_{к_{г.о}}$ хорди ГО визначається, виходячи зі значень

$$S_{г.о}, \lambda_{г.о}, \eta_{г.о}:$$

$\eta_{г.о} = 2{,}2$ - звуження горизонтального оперення

$$b_{0_{г.о}} = \frac{S_{г.о}}{l_{г.о}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{г.о}}{\eta_{г.о}+1} = \frac{17{,}8}{7{,}89} \cdot \frac{2 \cdot 2{,}2}{2{,}2+1} = 3{,}1 \text{ ,м;}$$

$$b_{к_{г.о}} = \frac{b_{0_{г.о}}}{\eta_{г.о}} = \frac{3{,}1}{2{,}2} = 1{,}41 \text{ ,м;}$$

Середня аеродинамічна хорда ГО (САХ) обчислюється за формулою:

$$b_{a_{г.о}} = \frac{2}{3} \cdot b_{0_{г.о}} \cdot \frac{\eta_{г.о}{}^2 + \eta_{г.о} + 1}{\eta_{г.о} \cdot (\eta_{г.о}+1)} = \frac{2}{3} \cdot 3{,}1 \cdot \frac{2{,}2^2 + 2{,}2 + 1}{2{,}2 \cdot (2{,}2+1)} = 2{,}36 \text{ ,м;}$$

координата САХ за розмахом ГО визначається співвідношенням:

$$z_{a_{г.о}} = \frac{l_{г.о}}{6} \cdot \frac{\eta_{г.о}+2}{\eta_{г.о}+1} = \frac{7{,}89}{6} \cdot \frac{2{,}2+2}{2{,}2+1} = 1{,}726 \text{ ,м;}$$

Координата носка САХ ГО по осі ОХ:

$$x_{a_{г.о}} = \frac{l_{г.о}}{6} \cdot \frac{\eta_{г.о}+2}{\eta_{г.о}+1} \cdot tg\chi_{п.к_{г.о}}\,,$$

де: $tg\chi_{п.к_{г.о}} = 25^o 30^/$ - кут стріловидності ГО по передній кромці;

$$x_{a_{г.о}} = \frac{7{,}89}{6} \cdot \frac{2{,}2+2}{2{,}2+1} \cdot tg25^0 30^/ = 0{,}823, \text{ м.}$$

1.7.4. ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ.

Площа вертикального оперення дорівнює [24]:

$$S_{в.о} = \overline{S}_{в.о} \cdot S \text{ ,}$$

де: $\overline{S}_{в.о} = 0{,}24$ - відносна площа вертикального оперення; $S_{в.о} = 0{,}24 \cdot 64{,}5 = 15{,}48$м2;

Розмах вертикального оперення визначається за формулою:

$$l_{в.о} = \sqrt{\lambda_{в.о} \cdot S_{в.о}} \quad ,$$

де: $\lambda_{в.о} = 0{,}9$ - подовження вертикального оперення; $l_{в.о} = \sqrt{0{,}9 \cdot 15{,}48} = 3{,}73$, м;

Коренева (за віссю симетрії літака) $b_{0_{в.о}}$ і кінцева $b_{к_{в.о}}$ хорди ВО визначається виходячи зі значень $\eta_{в.о} = 1$:

$\eta_{в.о} = 1$ - звуження вертикального оперення

$$b_{0_{в.о}} = \frac{S_{в.о}}{l_{в.о}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{в.о}}{\eta_{в.о}+1} = \frac{15{,}48}{3{,}73} \cdot \frac{2 \cdot 1}{1+1} = 4{,}15 \text{ ,м;} \qquad b_{к_{в.о}} = b_{0_{в.о}} = 4{,}15\text{,м;}$$

Середня аеродинамічна хорда ВО (САХ) обчислюється за формулою:

$$b_{a_{в.о}} = \frac{2}{3} \cdot b_{0_{в.о}} \cdot \frac{\eta_{в.о}{}^2 + \eta_{в.о} + 1}{\eta_{в.о} \cdot (\eta_{в.о}+1)} = \frac{2}{3} \cdot 4{,}15 \cdot \frac{1^2+1+1}{1 \cdot (1+1)} = 4{,}15 \text{ ,м;}$$

координата САХ за розмахом ВО визначається співвідношенням:

$$z_{a_{в.о}} = \frac{l_{в.о}}{6} \cdot \frac{\eta_{в.о}+2}{\eta_{в.о}+1} = \frac{3{,}73}{6} \cdot \frac{1+2}{1+1} = 0{,}933 \text{ ,м;}$$

Координата носка САХ ВО по осі ОХ: $x_{a_{в.о}} = \frac{l_{в.о}}{6} \cdot \frac{\eta_{в.о}+2}{\eta_{в.о}+1} \cdot tg\chi_{п.к_{в.о}}$,

де: $\chi_{п.к_{в.о}} = 33^0$ - кут стріловидності ГО по передній кромці;

$$x_{a_{в.о}} = \frac{3{,}73}{6} \cdot \frac{1+2}{1+1} \cdot tg33 = 0{,}606\text{м;}$$

1.7.5. ОСНОВНІ ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ ШАСІ.

Визначимо кут торкання хвостовою п'ятою [25]:

$$\varphi = \alpha_{пос.макс} - \alpha_з - \psi. \qquad (1.27)$$

Де $\alpha_{пос.макс}$ = максимальний кут атаки під час посадки; $\alpha_ç = 3$ кут заклинювання крила; $\psi = 0 -$ стоянковий кут. Тоді $\varphi = 9°$.

Кут виносу головних коліс (з умови відсутності перевалювання літака на хвіст під час посадки): $\gamma = \varphi + 2° = 13°$ (1.28)

База шасі: b = 0,3703lф = 0,370324 = 8,887 м

Винос передньої опори: a = 0,8946b = 7,95 м.

Винос головних коліс: e = 0,057b = 0,507 м.

Загальний вигляд отриманого після розрахунків літака представлено на рис. 1.8.

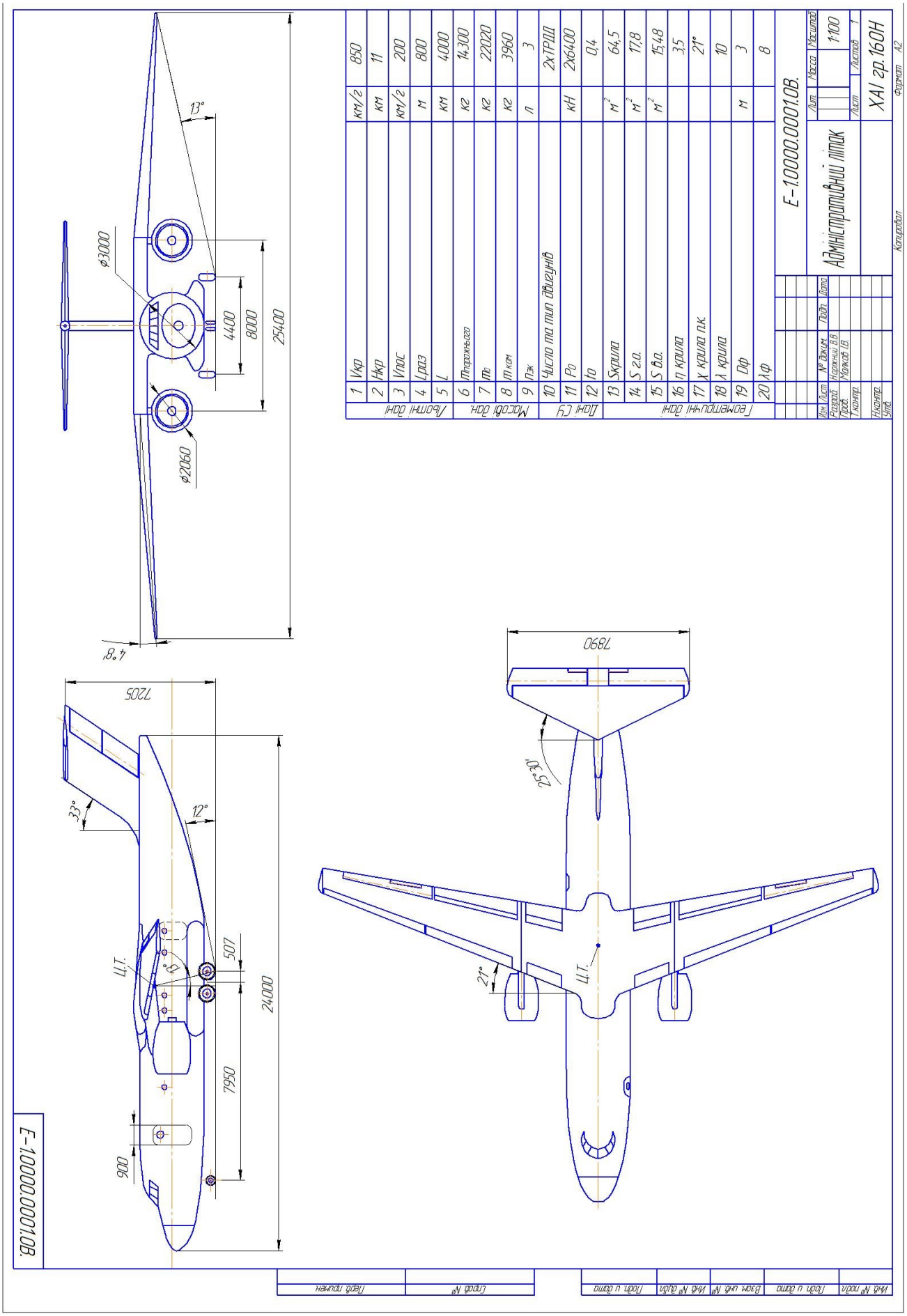


Рисунок 1.8. – Схема адміністративного літака

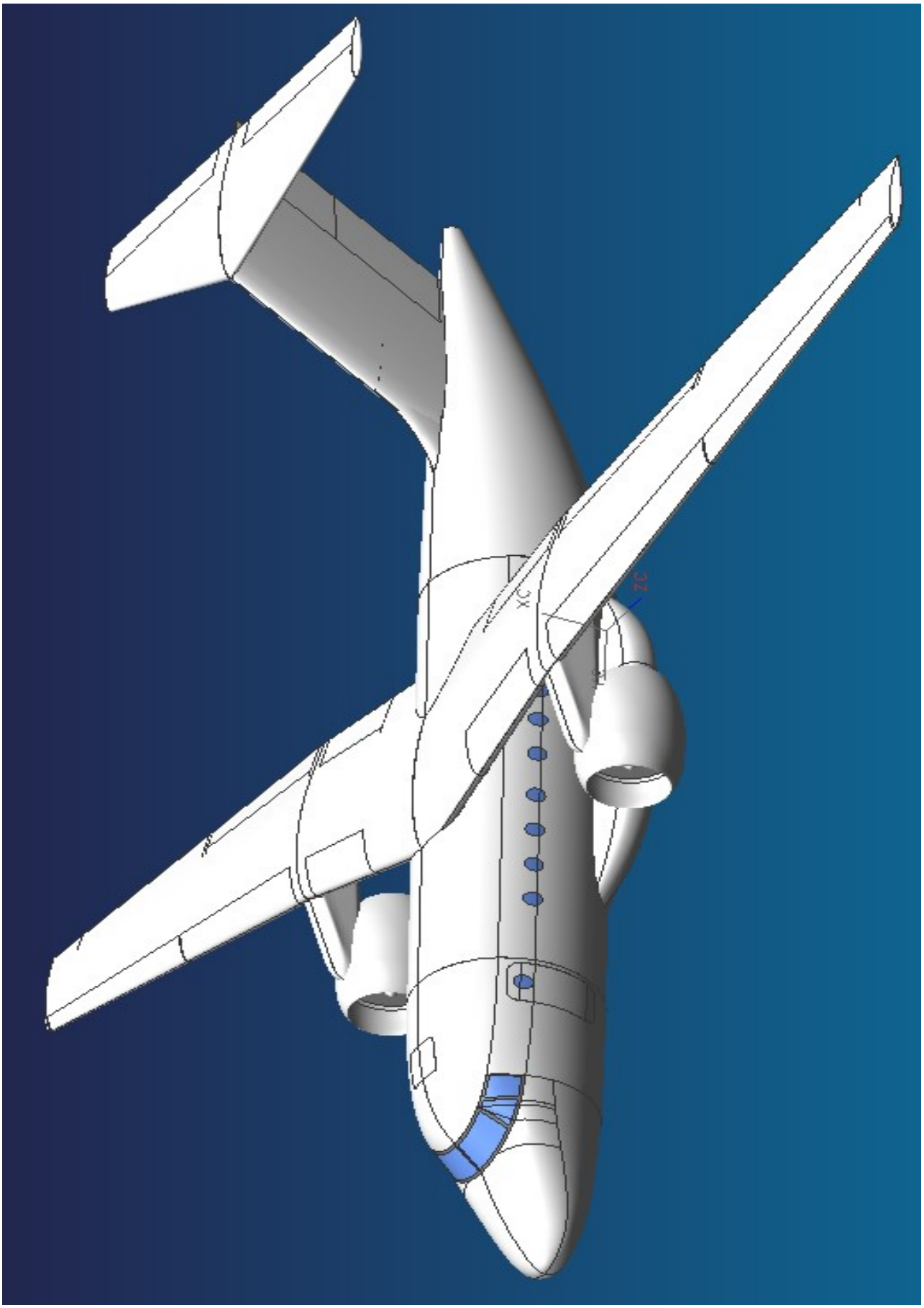


Рисунок 1.8 – Майстер-геометрія літака

1.8. РОЗРОБЛЕННЯ ОБ'ЄМНО-ВАГОВОГО, КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОГО КОМПОНУВАННЯ, ЦЕНТРУВАННЯ ЛІТАКА.

1.8.1 РОЗРОБЛЕННЯ СХЕМИ СИЛОВОГО УВ'ЯЗУВАННЯ ОСНОВНИХ АГРЕГАТІВ АДМІНІСТРАТИВНОГО ЛІТАКА.

1.8.1.1 ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ КРИЛА

Під час вибору конструктивно-силової схеми крила доводиться враховувати безліч чинників [26]:

- необхідність отримання певних аеродинамічних характеристик;
- заданий рівень міцності та жорсткості;
- забезпечення достатнього об'єму для розміщення палива, управління, різного іншого обладнання та агрегатів.

Під час попереднього проектування за основу беруться статистичні дані.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила скористаємося поняттям умовного лонжерона, ширина пояса якого становить 0,6 хорди крила в розрахунковому перерізі. Розрахунок проведемо в кореневому перерізі крила, де значення згинальних моментів досягають свого максимуму. Для інших перерізів конструктивно-силову схему залишаємо незмінною з міркувань спільності конструкції та спрощення технологій виготовлення крила.

Товщину пояса умовного лонжерона визначимо за формулою, наведеною в рекомендаціях [26]:

$$\delta_y = \frac{\left(p_0 \cdot S \cdot z_a - 2m_i \cdot g \cdot z_i - m_{kp} g \cdot z_a\right) \cdot n_p}{0.96 \cdot \overline{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p},$$

Де p_0 = 335 Н/м2 - питоме навантаження на крило під час зльоту;

S = 64,5 м2 - площа крила;

Z_a = 5,174 м - координата САХ щодо площини симетрії літака, м;

m_i - маса вантажу, розташованого на крилі, кг;

$m_{кр}$ = 1857 кг - маса крила;

z_i - координата центру мас вантажу відносно площини симетрії літака, м;

n_p - коеф. розрахункового перевантаження, оскільки літак неманеврений, приймаємо пр = 3,5;

b_0 = 3,95 м - коренева хорда крила;

$\bar{c} = 0{,}15$ - відносна товщина профілю крила;

$\sigma_p = 360\,\text{МПа}$ - директивні напруження пояса лонжерона (як основний матеріал передбачається використовувати алюмінієвий сплав Д16Т).

Конструктивно-силову схему крила можна вибрати також за критерієм інтенсивності моментного навантаження і перерізувальної сили, що діє на крило.

Інтенсивність моментного навантаження для кореневого перерізу визначається співвідношенням:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{\left[\left(p_0 \cdot S - m_{kp} g\right) \cdot z_a - 2 m_i g \cdot z_i\right] \cdot n_p}{1.03 \cdot \left(\bar{c} \cdot b_0\right)^3}$$, де

M - згинальний момент;

H = 0.8 Hmax - розрахункова висота профілю перерізу крила.

З урахуванням маси двигуна і розміщеного в крилі палива отримуємо:

$$\delta_y = \frac{\left[3350 \cdot 64{,}5 \cdot 5{,}174 - 2\left(1400 + \frac{6181}{2}\right) \cdot 9{,}81 \cdot 4 - 1857 \cdot 9{,}81 \cdot 5{,}174\right] \cdot 3{,}5}{0{,}96 \cdot 0{,}15 \cdot 3{,}95^2 \cdot 330 \cdot 10^6} = 0{,}00317 \text{ì}$$

$$\frac{M}{H^3} = \frac{\left[(3350 \cdot 64{,}5 - 1857 \cdot 9{,}81) \cdot 5{,}174 - 2\left(1400 + \frac{6181}{2}\right) \cdot 9{,}81 \cdot 4\right] \cdot 3{,}5}{1{,}03 \cdot \left(0{,}15 \cdot 3{,}95\right)^3} = 10{,}97 \text{Ì Ï à}$$

Оскільки обчислене значення товщини пояса умовного лонжерона становить 3,17 мм, а інтенсивність моментного навантаження перевищує 10 МПа, то найдоцільнішою для цього літака є кесонна схема крила [4]. Така схема крил вельми доцільна для літаків із малими подовженнями, малими відносними товщинами і великим питомим навантаженням. Основною технологічною властивістю кесонної схеми є зручність її панелювання. Така схема дуже доцільна для отримання більшої жорсткості крила на кручення.

Крило кріпиться до фюзеляжу за допомогою фітингових стиків. Силові елементи крила (лонжерони) стикуються з силовими шпангоутами №25 і №32 відповідно. Двигуни кріпляться до нервюр №11, №12. Закрилки кріпляться до силових нервюр №4,8,11,12,16,20,24. Елерон навішується на підшипниках на силові нервюри №28,33,37. Передкрилки кріпляться до нервюр №4,6,9,16,20,24,28,33,37.

З міркування технологічності складання крила, нервюри розташовуються перпендикулярно задньому лонжерону, а в шкарпетці - перпендикулярно передній

кромці крила. Перевагою такого розташування є постійна малка. Відстань між нервюрами дорівнює 350 мм і крок стрингерів 150 мм.

1.8.1.2. ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ФЮЗЕЛЯЖУ

Під час вибору конструктивно-силової схеми фюзеляжу необхідно брати до уваги такі обставини:

– наявність зосереджених сил і необхідність їх плавного розподілу по конструктивних елементах фюзеляжу;

– необхідність забезпечення якомога більшого корисного внутрішнього об'єму.

Вибір КСС фюзеляжу ґрунтується насамперед на вимогах забезпечення заданого внутрішнього об'єму за мінімальної ваги. Найбільший об'єм забезпечує фюзеляж із несучою обшивкою балкового або стрингерно-балкового типу. Обшивка фюзеляжу дюралева зі стрингерним підкріпленням і шпангоутами для забезпечення заданої форми перерізу. Оскільки фюзеляж має бути герметичним, то переріз було обрано оптимальним з погляду живучості, тобто круглим, а також введено два силові герметичні шпангоути: в носі пілотської кабіни - №3, і в хвостовій частині фюзеляжу - №50. Фюзеляж має один вихід для пасажирів - у носовій частині між шпангоутами №10-13 і аварійний люк по правому борту в кормовій частині між шпангоутами №37-39. Основні стійки шасі кріпляться до шпангоутів №27-29, 30-33. Навантаження від носової стійки шасі сприймаються силовою підлогою і силовим шпангоутом №6, зусилля з вертикального оперення сприймаються силовими шпангоутами №50,54. Розташування основних силових елементів фюзеляжу наведено на рис. 1.8.2

1.8.1.3 ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ.

Під час вибору КСС горизонтального оперення також було використано поняття "умовна товщина умовного лонжерона" та "інтенсивність навантаження". Для оперення було обрано лонжеронну КСС із працюючою обшивкою.

Стабілізатор кріпиться до лонжеронів кіля, і його консолі кріпляться між собою діафрагмами.

Носок і закінцівки стабілізатора передбачається виконати на основі композиційних матеріалів. Рулі висоти кріпляться до силових нервюр №3,7,11 симетрично щодо будівельної осі літака.

Конструктивно-силову схему горизонтального оперення представлено на рис. 1.8.3.

1.8.1.4. ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ.

Для вертикального оперення КСС обирали з умов прямого передавання зусиль на силові шпангоути фюзеляжу і зручності кріплення. Для вертикального оперення було обрано лонжеронну схему з несучою обшивкою. Кермо напрямку двосекційне кріпиться на металевих кронштейнах до силових нервюр №1,7,10,13,15,17.

Вертикальне оперення кріпиться за силовими шпангоутами на фюзеляжі (шпангоути №50,54). КСС вертикального оперення представлено на рис. 1.9.

1.8.1.5. ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНІВ.

Для кріплення двигуна було обрано найпоширенішу схему для літаків такого типу - кріплення на пілонах під крилом.

Двигуни кріпляться до двох силових нервюр на крилі (№11,12) за допомогою кесона через демпфери.

КСС кріплення двигунів представлено на кресленні загальної ув'язки силових агрегатів літака.

1.8.2. КОМПОНУВАННЯ ПАСАЖИРСЬКОГО САЛОНУ

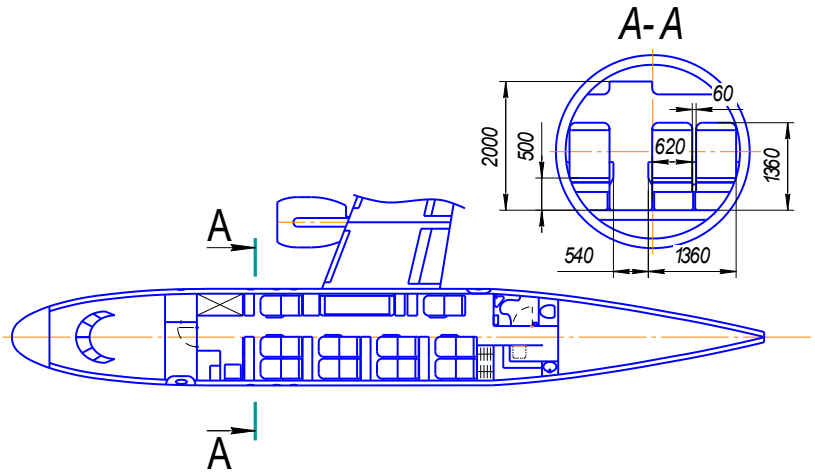


Рисунок 1.9 – Компонування салону адміністративного літака.

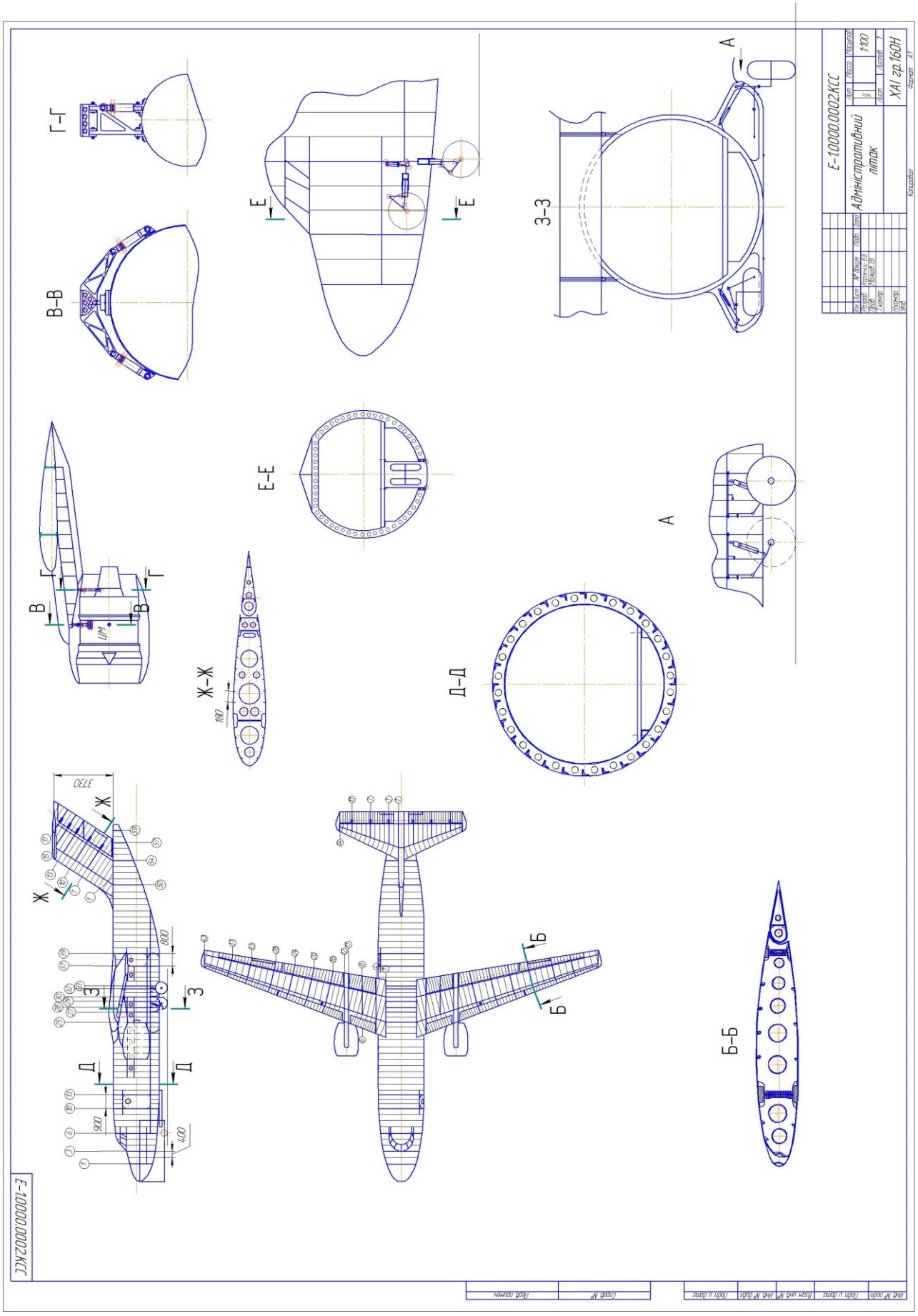


Рисунок 1.10 – Конструктивно-силова схема

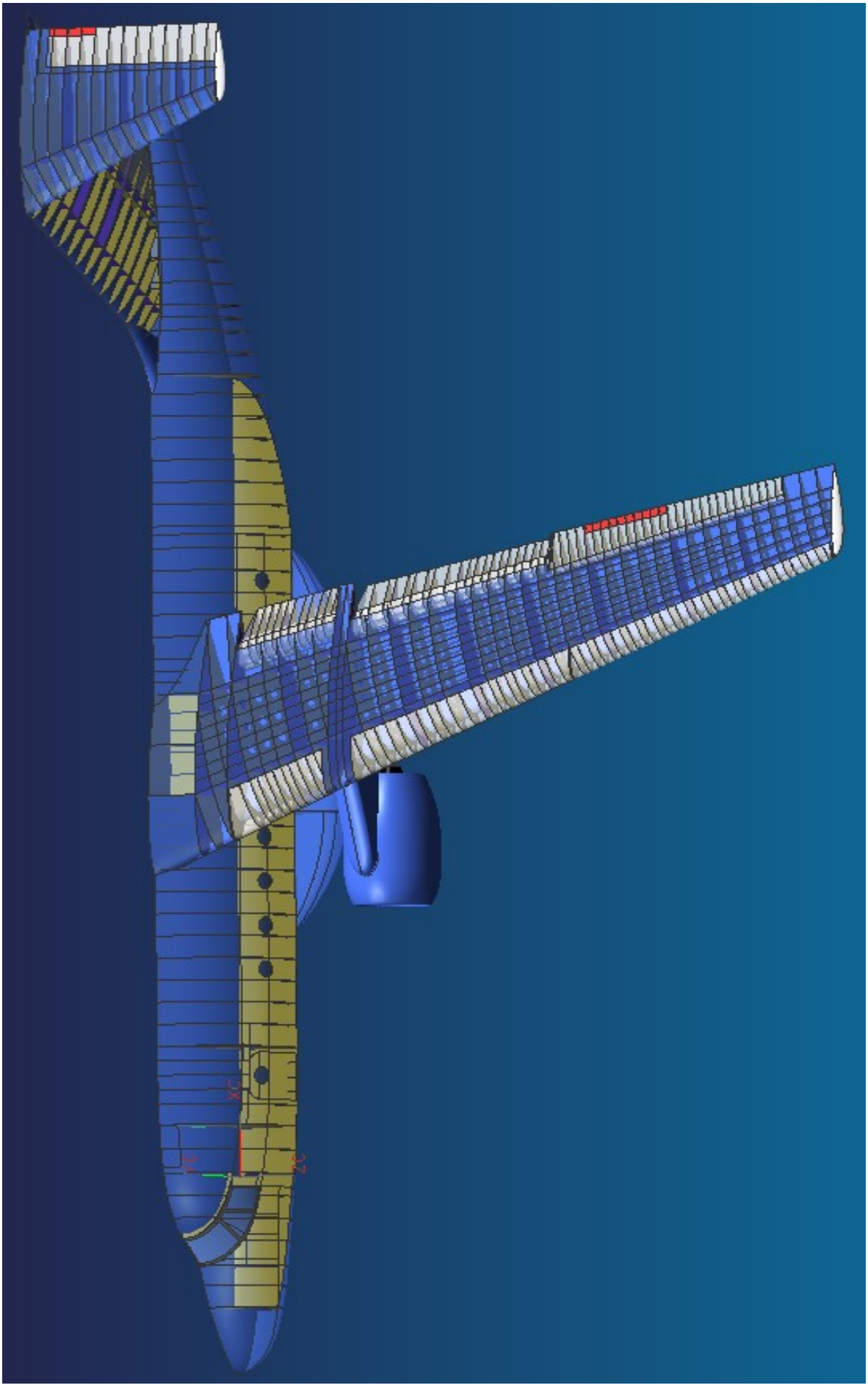


Рисунок 1.11 – Схема крила

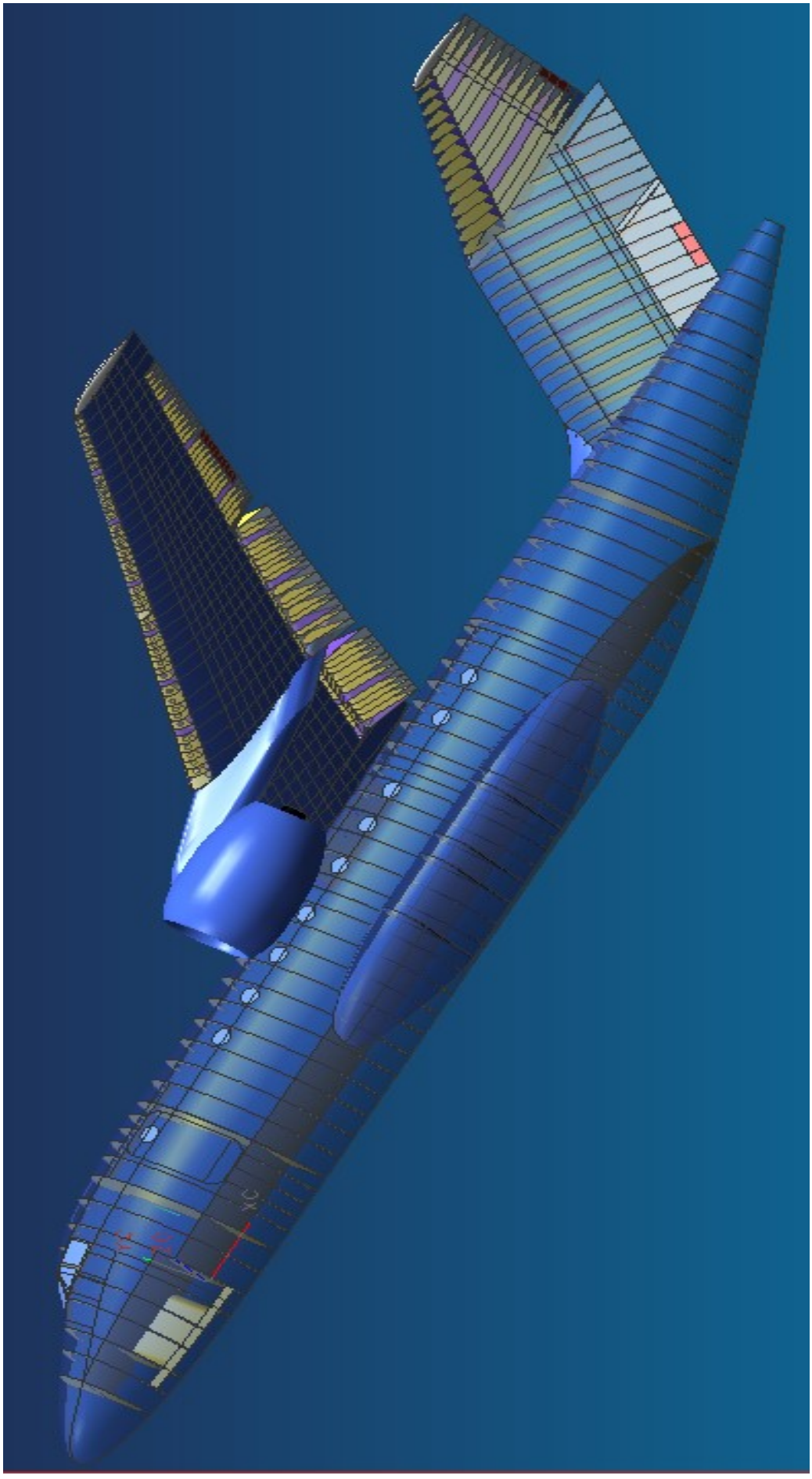


Рисунок 1.12 – Центрування літака

1.8.3. ЦЕНТРУВАННЯ ЛІТАКА

Для розрахунку центрування літака складають центрувальну відомість (вагове зведення) літака. У центрувальну відомість включають маси всіх основних елементів, що складають літак, їхні координати в ухваленій системі та величини статичних моментів відносно початку координат [1]. Координати центру мас літака визначають таким чином: $$x_0 = \frac{\sum m_i \cdot gx_i}{\sum m_i g};\ \ y_o = \frac{\sum m_i \cdot gy_i}{\sum m_i g}.$$

А значення центрування - за формулами:

$$\bar{x}_0 = \frac{x_0 - x_T - x_a}{b_a};\ \ \bar{y}_o = \frac{y_0 - y_a}{b_a}$$

Традиційно величина $\bar{x}_m$ дається у відсотках.

Під час центрувальних розрахунків першого наближення центри мас агрегатів літака можна прийняти таким чином:

Крило: $x_{кр} = 0{,}5b_a + x_t + x_a \quad x_{ткр} = 0.5b_a + x_к + x_a;$ $x_{цт} = 11{,}73$м;

Оперення:

Центри мас ГО і ВО приймають такими, що лежать на 0.5 САХ ГО і ВО відповідно.

$x_{го} = 22{,}941$ м; $x_{во} = 21{,}688м$

Фюзеляж:

Центр мас фюзеляжу і фюзеляжних вантажів наближено приймають на половині фюзеляжу: $x_ф = 12м$

Шасі:

Носова стійка: -випущено - $x_{ш.вып} = 3{,}17$; прибрано - $x_{ш.убр} = 2{,}39м$;

Основна стійка: випущено - $x_{осн.вып} = 12{,}133м$; прибрано - $x_{осн.убр} = 12{,}133м$.

Паливо:

Центри мас палива і паливної системи приймають розташованими в центрах мас площ паливних відсіків крила на плановій проекції літака.

Силова установка:

Приймаємо, що центр мас кожної мотогондоли з двигуном розташовані на 0.6 її довжини.

Розрахунок центрувань проводиться для варіантів :

– паливо 100%, шасі випущено;

– паливо 100%, шасі прибрано;

– паливо 10%, шасі випущено;

– паливо 10%, шасі прибрано;

– паливо 0%, шасі випущено.

Центрувальні відомості для цих варіантів наведено в таблицях (див. Табл.1.8.3.2-Табл.1.8.3.6).

Висновок про статичну стійкість і керованість літака.

Умова стійкості для літака: $\bar{x}_F - \bar{x}_{п.з} = 0{,}04 - 0{,}06$;

де $\bar{x}_{п.з}$ - гранично заднє центрування, $\bar{o}_F$ - положення фокуса

Для проектованого літака значення склали:

– положення фокуса - 0,319

– гранично заднє центрування - 0,285

Таким чином, за результатами розрахунку, можна зробити висновок, що літак статично стійкий і керований в усьому діапазоні режимів польоту, тому що виконується умова: різниця відносних координат аеродинамічного фокуса і гранично заднього центрування склала 0,034.

1.9. СТАНДАРТНА СПЕЦИФІКАЦІЯ ЛІТАКА.

У цьому пункті наведено основні розділи стандартної специфікації в скороченому вигляді без схем і малюнків

Розділ 01. Загальні положення.

1.1 Призначення специфікації та умови договору про продаж.

Специфікація на тип літака визначає основні вимоги до літаків, додається до Договору про продаж і є основним документом для здавання - приймання літака.

1.2 Якість роботи, матеріали і технологія виготовлення.

Під час побудови літака якість роботи, матеріали і технологія виготовлення відповідають вимогам чинних авіаційних стандартів та іншої нормативно-технічної документації.

1.3 Методи контролю і випробувань.

Контроль і випробування в процесі виготовлення літака проводяться відповідно до чинної нормативно-технічної документації.

Розділ 02. Опис літака.

2.1 Загальні положення.

Літак являє собою суцільнометалевий моноплан із високорозташованим крилом, Т-подібним опереннням і трьохопорним шасі з носовою стійкою.

2.2 Призначення літака.

Літак призначений для перевезення пасажирів ВІП класу на регіональних лініях.

2.3 Тип і кількість двигунів.

На літаку встановлено два двигуни Д-436 і газотурбінний двигун ТА-12 допоміжної силової установки, використовуваної для запуску двигунів і живлення бортової електричної мережі літака на землі та в польоті (у разі відмови основних джерел живлення двигунів). Двигуни встановлюються на пілонах під крилом, а двигун ТА-12 у хвостовій частині фюзеляжу.

2.4 Склад екіпажу.

Екіпаж складається з двох осіб льотного складу (командир і другий пілот) і одного бортпровідника.

2.5 Зовнішнє покриття.

Покриття і захисна обробка зовнішніх поверхонь літака, його двигунів і вузлів виконується за чинними нормативами і забезпечує експлуатацію літака в різних кліматичних умовах.

Розділ 03. Характеристики

3.1 Розрахункові ваги.

-максимальна злітна маса - 22020 кг; - маса екіпажу - 240 кг;

- маса комерційного навантаження - 3960 кг.

3.2 Льотні характеристики.

- максимальна швидкість польоту - 920 км/год; - крейсерська швидкість польоту - 850 км/год;

- максимальна висота польоту - 13000 м; - крейсерська висота польоту - 11000 м;

- скоропідйомність - 270 км/год; - посадкова швидкість - 250 км/год;

- дальність - 4000 км.

3.3 Розміри та площі.

3.3.1 Крило:

- площа крила - 64,5 м2;

- розмах крила - 25,4 м;

- коренева хорда - 3,95 м;

- кінцева хорда - 1,13 м.

3.3.2 Фюзеляж:

- діаметр міделя - 3 м;

- довжина - 24 м.

3.3.3 Горизонтальне оперення. - площа ГО - 17,8 м2; - розмах ГО - 7,89м;

- коренева хорда - 3,1 м; - кінцева хорда - 1,41 м.

3.3.4 Вертикальне оперення: - площа ВО - 15,48 м2; - розмах ВО - 3,73 м;

- коренева хорда - 4,15 м; - кінцева хорда - 4,15 м.

3.4 Відомості про двигун.

1. Злітний режим: М=0, Н=0; - тяга, кгс - 6400;

- питома витрата палива, кг/кгс-год - не більше 0,36;

2. Номінальний режим, М=0, Н=0; - тяга, кгс - 4900;

3. максимальний крейсерський режим за Н=11 км, М=0,79; - тяга, кгс - 1500;

- питома витрата палива, кг/кгс-год - 0,62;

Габаритні розміри двигуна

довжина - 3830 мм; - висота - 1930 мм; - ширина - 1784 мм;

Суха маса двигуна - 1400 кг.

3.5 Ресурс.

Загальний технічний (розрахунковий ресурс) - 60000 льотних годин.

Розділ 04. Конструкція планера

Зміст цього розділу докладно викладено в п.1.8.1 дипломного проєкту.

Розділ 05. Силова установка

5.1 Призначення і склад.

Силова установка призначена для створення тяги, приводу електрогенераторів і насосів гідравлічної системи, а також подачі повітря в системи літака. Кожна рухова установка містить у собі двигун Д-436, гондолу двигуна і системи, що забезпечують роботу двигуна.

5.2 Двигуни.

Двигун Д-436 виконаний за тривальною схемою, що складається з трьохкаскадного осьового компресора, кільцевої камери згоряння, тривальної реактивної турбіни, звужуваного нерегульованого сопла і агрегатів, що забезпечують роботу двигуна і систем літака. Двигун забезпечений реверсивним пристроєм, для створення негативної тяги для зменшення довжини пробігу.

5.3 Система керування двигунами.

Система керування двигунами забезпечує керування режимами роботи двигунів, керування зупинкою двигунів і керування реверсом тяги.

Керування режимами - РУДом;

Управління зупинкою двигуна - теж вручну з центрального пульта за допомогою важелів СТОП.

Управління реверсом тяги забезпечує:

- роздільне керування реверсивними пристроями обох двигунів;
- управління режимом роботи кожного двигуна під час реверсу тяги.

Управління реверсом тяги - комбіноване, з використанням електричних, механічних і гідравлічних елементів. Керування реверсом - вручну з центрального пульта.

5.4 Система запуску.

Система запуску двигуна Д-436 повітряна з електричною автоматикою керування.

5.5 Масляна система.

Кожен двигун має автономну циркулюючу під тиском масляну систему, що забезпечує змащування та охолодження його вузлів, що труться. Охолодження оливи - паливом у паливо-масляному агрегаті, встановленому в паливній магістралі низького тиску. Усі агрегати масляної системи змонтовані на двигуні.

Основне мастило в маслосистемах - ИПМ-10 ОСТ 38.012 94-83; резервне ВНИИ НП-50-1-4ф ГОСТ 13076-86. Іноземні марки Castrol 325, Castrol 4000.

Заправлення маслобаків двигунів - через систему централізованого заправляння оливою, а за необхідності - заливні горловини.

5.6 Рівні шуму.

Двигун за рівнем емісії відповідає вимогам ІКАО.

Розділ 06. Паливна система.

6.1 Призначення та склад

Паливна система призначена для подавання палива двигунам і допоміжній СУ. Паливна система складається з паливних баків - кесонів, системи дренажу, системи централізованого заправляння, системи вироблення палива, органів керування і контролю роботи паливної системи.

Застосовувані палива: РТ, ТС-1 (ГОСТ 10227-26).

Баки розташовані симетрично нульовій нервюрі крила і являють собою герметичні відсіки. Середні витратні баки.

6.2 Дренажна система.

Відкрита дренажна система колекторної схеми.

6.3 Система централізованого заправлення.

Заправлення баків паливом здійснюється через штуцер централізованого заправлення, встановлений у правому обтічнику шасі під кришкою люка. Керування централізованим заправленням здійснюється зі щитка, розташованого біля штуцерів заправлення.

6.4 Система вироблення палива.

Система вироблення палива забезпечує примусову подачу палива до двигунів і ЗСУ електричними відцентровими насосами на всіх режимах польоту і на землі. У польоті паливо перекачується з баків першої та другої черги у витратні баки, а звідти подається насосами в двигуни.

Трубопроводи паливної системи - тонкостінні і з'єднані між собою рухомими або жорсткими з'єднаннями.

6.5 Система управління контролю роботи паливної системи.

Керування подачею палива до двигунів може бути автоматичним або ручним і здійснюється з кабіни екіпажу зі щитка керування виробленням палива та блоками керування виробленням системи СУІТ5-5.

Контроль за роботою насосів і положенням кранів здійснюється за загорянням кнопок - табло і світінням ліній мнемосхеми.

Розділ 07. Пожежне обладнання.

7.1 Заходи пожежної безпеки.

Для зменшення небезпеки виникнення і поширення пожежі на літаку вжито таких заходів:

-компонування агрегатів, систем і обладнання, що знижує можливість виникнення пожежі.

- застосування вогнестійких, негорючих, важкозаймистих матеріалів.

- встановлення пожежних перегородок,

- дренаж місць можливого скупчення палива, мастила та інших горючих рідин.

7.2 Склад пожежного обладнання.

Пожежне обладнання складається з: стаціонарної пожежної системи і п'яти переносних ручних вогнегасників.

Розділ 08. Система керування літаком.

8.1 Загальні відомості.

Система керування літаком охоплює системи керування кермами, елеронами, закрилками, передкрилками, дефлекторами стабілізатора, інтерцепторами, стопоріння кермами та елеронами на землі.

8.2 Керування елеронами і рулями.

Керування елеронами здійснюється вручну від штурвалів лівого і правого льотчиків. Механічна проводка - змішана, складається з тросової проводки, жорстких тяг і гойдалок.

Система керування тримером елерона - електродистанційна.

8.3 Системи керування закрилками, передкрилками, інтерцепторами та дефлекторами стабілізатора.

Внутрішні та зовнішні закрилки мають окремі системи керування і механічно розв'язані трансмісії. Трансмісія, що з'єднує підйомники, приводиться в обертання приводом, управління якого - електродистанційне. Секції передкрилків відхиляються за допомогою підйомників, що самогальмуються. Управління передкрилками - двопозиційне. Система керування інтерцепторами - електродистанційна, стежить.

8.4 Система стопоріння рулів і елеронів.

Керування електромеханізмами стопоріння здійснюється важелем на лівій стороні центрального пульта. Важіль зблоковано з важелями керування двигунами.

Розділ 09. Гідравлічна система.

9.1 Загальні відомості.

Гідравлічна система літака складається з двох гідросистем: лівої та правої.

Л іва гідросистема забезпечує:

- збирання і випуск шасі;
- випуск і прибирання внутрішніх і кінцевих закрилів, передкрилків, інтерцепторів;
- реверс лівого і правого двигунів;
- закриття вхідних дверей - трапа.

Права гідросистема забезпечує:

- резервний випуск шасі;
- гальмування коліс;
- дублювання живлення приводу керма тощо.

9.2 Керування прибиранням і випуском шасі.

Система прибирання і випуску шасі складається з гідравлічної мережі основного керування прибиранням - випуском, гідравлічної мережі резервного випуску стійок і закриття стулок, виконавчих органів системи та електросистеми керування і сигналізації.

9.3 Керування склоочисниками.

Механізм кожного склоочисника передніх стекол ліхтаря кабіни екіпажу приводиться в дію автономним гідроприводом і керується своїм дросельним краном.

9.4 Керування реверсом тяги двигунів.

Гідромережа керування реверсом двигунів живиться від лінії нагнітання лівої гідросистеми і забезпечує для кожного двигуна переміщення реверсивного пристрою з положення "Пряма тяга" в положення "Реверс". Керування реверсом двигунів здійснюється з центрального пульта важелями, розташованими на важелях керування двигунів.

Розділ 10. Пневматична система.

10.1 Система наддуву блоків радіоелектронної апаратури.

Система наддуву блоків радіоелектронної апаратури забезпечує:

- відбір стисненого повітря з трубопроводу системи кондиціонування повітря;

- осушення повітря;

- зниження і підтримання тиску повітря в межах 0.9...1.1 кгс/см2 на всіх висотах польоту літака і на всіх режимах роботи двигунів.

Розділ 11. Протизаморожувальна система.

Для захисту від обмерзання при температурі зовнішнього повітря до -20ºС на літаку встановлюються повітряно-теплові та електротеплові протикригові пристрої.

Розділ 12. Система кондиціонування повітря.

Система кондиціювання повітря (СКП) забезпечує оптимальний температурний режим у кабінах літака, їхню вентиляцію, наддув і автоматичне підтримування в них заданого тиску, а також обдув стекол ліхтаря кабіни екіпажу зсередини. Під час роботи СКВ відбір повітря здійснюється від четвертого ступеня КВД двигуна.

СКВ ділиться на такі системи:

- система відбору і подачі повітря;

- система розподілу повітря;

- система автоматичного регулювання тиску;

- система регулювання температури повітря.

Розділ 13. Кисневе обладнання

Кисневе обладнання складається з таких компонентів:

- стаціонарного обладнання, що складається зі стаціонарного балона, трьох комплектів кисневого обладнання для членів екіпажу;
- переносних кисневих балонів КБ-2 з кисневим приладом КП-21 і димозахисною маскою;
- аварійних кисневих блоків пасажирів.

Розділ 14. Побутове та аварійно-рятувальне обладнання.

До складу побутового обладнання літака входить побутове обладнання кабіни екіпажу і пасажирської кабіни. До складу побутового обладнання входять крісла льотчиків, світлофільтри, світлозахисні шторки передніх і бічних стекол ліхтаря, сейф, килимки.

Крім того, до стандартної специфікації входять такі розділи як:

- електротехнічне та світлотехнічне обладнання;
- обладнання;
- приладова дошка, пульти тощо;
- взаємозамінність і замінність;
- технічне обслуговування;
- додатки.

Було розраховано масу літака в трьох наближеннях, визначено геометричні характеристики, здійснено його компонування і центрування

2. АНАЛІЗ ВПЛИВУ ЗМІН ПРОЄКТНИХ ПАРАМЕТРІВ АГРЕГАТІВ ЛІТАКА ПІД ЧАС ЇХ ОПТИМІЗАЦІЇ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ТА МАСОВІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА

Для оцінки льотних якостей літака необхідно знати його аеродинамічні характеристики в широкому діапазоні зміни швидкості, висот і режимів польоту.

У цьому аеродинамічному розрахунку літак розглядають у польотній конфігурації під час усталеного поздовжнього руху без кутів крену і ковзання.

Розрахунок ведеться з використанням ЕОМ за допомогою спеціальної програми, розробленої на кафедрі аеродинаміки та методичного посібника [12].

2.1. ВИЗНАЧЕННЯ ЛОБОВОГО ОПОРУ ЛІТАКА

Лобовий опір літака виникає внаслідок дії на кожен елемент обтічної поверхні аеродинамічних сил, причому дотичні складові аеродинамічних сил визначають опір тертя, а нормальні - опір тиску. Складовими частинами лобового опору є:

- профільний опір, що визначається зміною картини тиску на тілі, спричиненою в'язкістю повітря та опором тертя;
- хвильовий опір, що визначається наявністю стрибків ущільнення на поверхні тіла, що обтікається, і в потоці, які також змінюють картину тиску;
- індуктивний опір, що визначається наявністю підйомної сили й утворенням за тілом просторової вихрової течії.

За дозвукових швидкостей польоту і малих кутів атаки значна частина лобового опору припадає на профільний опір. Для розрахунку профільного опору використовується теорія примежового шару, експериментальні дані та напівемпіричні залежності.

Коефіцієнт лобового опору можна представити у вигляді: $C_{x_a} = C_{x_0} + C_{x_i}$,

Де C_{x_i} - коефіцієнт індуктивного опору;

C_{x0} - коефіцієнт лобового опору за нульової підйомної сили, який визначається як:

$C_{x_0} = C_{x_p} + C_{x_â} + \sum \Delta \tilde{N}_x$,

де $C_{xp}, C_{xв}$ - коефіцієнти профільного і хвильового опорів; за дозвукових швидкостей $C_{x_в} = 0$;

ΔC_x - коефіцієнти опорів від місцевих джерел.

2.1.2. ПРОФІЛЬНИЙ ОПІР ЛІТАКА

Профільний опір літака визначають як суму опорів ізольованих частин з урахуванням інтерференції між ними. Розрахункова формула має вигляд:

$$C_{x_p} = C_{x_{pô}} \cdot \overline{S}_{ì\ ô} + k_T^* \cdot C_{x_{pê}} \cdot \overline{S}_{ê} + k_T \cdot C_{x_{pãî}} \cdot \overline{S}_{ã.î} + C_{x_{pâî}} \cdot \overline{S}_{â.î} +$$
$$+ n \cdot k_{ãä} \cdot C_{x_{ðãä}} \cdot \overline{S}_{ãä} + k_T^* \cdot \Delta C_{x_{pê(ô)}} \cdot \overline{S}_{ê} + k_T \cdot \Delta C_{x_{pãî(ô)}} \cdot \overline{S}_{ãî}, ãäå$$

$C_{x_{pф}}, C_{x_{pк}}, C_{x_{pго}}, C_{x_{pво}}, C_{x_{pгд}}$ - коефіцієнти профільного опору ізольованих фюзеляжу, крила, горизонтального оперення, вертикального оперення і гондол двигуна відповідно;

$\Delta C_{x_{ð\hat{e}(ò)}}, \Delta\tilde{N}_{x_{ðäã(ò)}}$ - коефіцієнти додаткового профільного опору, зумовленого інтерференцією крила і фюзеляжу, горизонтального оперення і фюзеляжу;

$k_{ãä}$ - коефіцієнт інтерференції гондоли двигуна з фюзеляжем або крилом;

$k_ò^*, k_ò$ - коефіцієнти гальмування потоку перед крилом і горизонтальним оперенням відповідно;

$\overline{S}_{мф}$, $\overline{S}_к$, $\overline{S}_{го}$, $\overline{S}_{во}$, $\overline{S}_{гд}$ - відношення площ міделя фюзеляжу, ізольованого крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, міделя гондоли двигуна до характерної площі S.

2.1.3. ПРОФІЛЬНИЙ ОПІР ФЮЗЕЛЯЖУ ТА ГОНДОЛ ДВИГУНІВ

Профільний опір фюзеляжу розглядають як опір еквівалентного тіла обертання. Для врахування конструктивних особливостей фюзеляжу, що відрізняють його від тіла обертання, вводять поправки.

Коефіцієнт профільного опору фюзеляжу визначається за формулою:

$$C_{x_{рф}} = C_{x_{рт.в}} + \Sigma\Delta C_{x_{рф}} .$$

Перший доданок являє собою профільний опір еквівалентного тіла обертання і визначається за формулою: $C_{x_{рт.в}} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_м \cdot \left(\frac{F_{бок}}{S_{м.ф}}\right)$

де C_f - коефіцієнт опору тертя одного боку плоскої пластини в потоці нестисливої рідини за однакового, із заданим фюзеляжем, числа Рейнольдса і положення точки переходу ламінарного примежового шару в турбулентний $\overline{x}_T$.

Визначимо цю величину: $$C_f = \frac{0.087}{(\lg \mathrm{Re} - 1.6)^2} \cdot (1 - \overline{x}_T) + \frac{1.33}{\sqrt{\mathrm{Re}}} \cdot \sqrt{\overline{x}_T} .$$

Число фюзеляжу обчислюється за його довжиною $\ell_ф$ і параметрами польоту V_∞, H:

$$Re = \frac{V_\infty \cdot \ell_ф}{V_\infty = M_\infty \cdot \ell_ф \cdot f(H)}; \qquad f(H) = a_\infty / V_\infty ,$$

Де a_∞ , V_∞ - швидкість звуку і кінематичний коефіцієнт в'язкості повітря на заданій висоті польоту.

$f(H) = 2.33 \cdot (1 - H/12 + H^2/535) \cdot 10^7 (\grave{i}^{-1})$, де H - висота польоту, км.

Величини η_λ і η_i визначають внесок сил тиску та ефекту стисливості в профільний опір фюзеляжу:

$$\eta_\lambda = 1 + \frac{0.5}{\lambda_{\hat{o}}} \cdot \left(2 - \bar{x}_T\right) + \frac{1.5}{\lambda_{\hat{o}}^2};$$

$$\eta_i = \left(\frac{1}{\sqrt{1 + 0.2 \cdot \grave{I}_{\infty}^{2}}} + 0.055 \cdot \bar{x}_T^2 \cdot M_\infty \right) \cdot \left(1 + \frac{2 \cdot \lambda_{\hat{o}} \cdot M_\infty}{\lambda_{\hat{o}}^2 + 1} \right),$$

де $\lambda_{\hat{o}}$ – подовження фюзеляжу.

Орієнтовно положення точки переходу можна визначити за формулою:

$$\bar{x}_T = \left(\frac{\lambda_{н.ч}}{\lambda_ф} + \frac{1.5}{10^{-6} Re + 5} \right) \cdot \left(1 + 0.15 \cdot \sqrt[3]{M_\infty} \right),$$

де $\lambda_{\grave{i}.\div}$ – подовження носової частини фюзеляжу.

Скошена або відігнута кормова частина призводить до виникнення додаткового опору: $\Delta C_{x_{рф}} = \frac{a}{\sqrt{C_{x_{рт.в}}}} \cdot tg^{\frac{3}{2}}(0.5 \cdot \beta^\circ_{хв.ч})$,

де $\beta^\circ_{хв.ч}$- кут відхилення кормової частини щодо осі фюзеляжу;

$a = 0.04$

Вплив ліхтаря кабіни екіпажу оцінюється таким значенням:

$$\Delta C_{x_{рф}} = \frac{0.038}{\sqrt{\lambda_ф}}.$$

Обтічники основних стійок шасі, розташовані на бічній поверхні фюзеляжу, дають: $\Delta C_{x_{рф}} = 0.08 \cdot C_{x_{рт.в}}$.

Розрахувати профільний опір гондоли двигуна можна за формулою:

$$C_{x_{рг.д}} = C_{x_{рт.в.г.д}} + \Sigma \Delta C_{x_{рг.д}}$$

$$C_{x_{рт.в.г.д}} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_м \cdot \left(\frac{F_{г.д}}{S_{г.д}} \right); .$$

Приймаючи, що гондола обтікається повністю турбулентним потоком, значення $C_f, \eta_\lambda, \eta_м$обчислюють обчислюють за наведеною раніше методикою при $\bar{x}_T = 0$ і заміні подовження фюзеляжу $\lambda_ф$ на подовження гондоли $\lambda_{г.д} = \frac{\ell_{г.д}}{d_{г.д}}$.

Число Рейнольдса визначають за довжиною гондоли $\ell_{г.д}$: $Re = M_\infty \cdot \ell_{г.д} \cdot f(H)$.

Площу бічної поверхні беруть без частини поверхні гондоли, що потрапляє в крило: $\frac{F_{г.д}}{S_{г.д}} \approx 4 \cdot \lambda_{г.д}$.

Розрахунки виконано на ЕОМ, результати занесено в табл. 2.

2.1.4. ПРОФІЛЬНИЙ ОПІР КРИЛА ТА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРІННЯ

Профільний опір крила і горизонтального оперення розраховують за одними формулами. Для нормальної аеродинамічної схеми літака насамперед роблять розрахунок крила, потім горизонтального оперення.

Коефіцієнт профільного опору крила (або горизонтального оперення) обчислюють таким чином: $C_{x_p} = 2 \cdot C_f \cdot \eta_c \cdot \eta_i$,

де C_f - коефіцієнт опору тертя одного боку плоскої пластини в потоці нестисливої рідини за умови однакового із заданим крилом (оперенням) числа Рейнольдса та положення точки переходу $\bar{x}_T$; подвоєне значення коефіцієнта враховує обтікання верхньої та нижньої поверхонь; множники η_c та $\eta_м$ визначають внесок опору тиску в профільний опір і враховують вплив стисливості.

Формули для визначення цих коефіцієнтів мають такий вигляд:

$$C_f = \frac{0.087}{(lgRe - 1.6)^2} \cdot (1 - \bar{x}_T) + \frac{1.33}{\sqrt{Re}\sqrt{\bar{x}_T}}; \qquad \eta_c = 1 + 2 \cdot \bar{c} \cdot e^{-2.4 \cdot \bar{x}_m} + 9 \cdot \bar{c}^2 \cdot e^{-4 \cdot \bar{x}_m};$$

$$\eta_м = \left(\frac{1}{\sqrt{1 + 0.2 \cdot M^2}} + 0.055 \cdot \bar{x}_T^2 \cdot M \right) \cdot (1 + 5 \cdot \bar{c}^2 \cdot M)$$

Де M - число M, що відповідає швидкості набігаючого потоку:

$M = M_\infty \cdot \sqrt{k_T^*}$ - перед крилом; $M = M_\infty \cdot \sqrt{k_T}$ - перед горизонтальним оперенням.

Число Рейнольдса обчислюють за середньою хордою $b_{ср}$ консолі крила або оперення і параметрами потоку, що набігає, перед несучою поверхнею:

$$Re = M \cdot b_{ср} \cdot f(H)$$

Відносна товщина профілю $\bar{c}$ обчислюється за формулою: $\bar{c} = \frac{(\bar{c}_б \cdot b_б + \bar{c}_к \cdot b_к)}{2 \cdot b_{ср}}$,

Де $\bar{c}_á$ і $\bar{c}_ê$ - відносні товщини профілів у бортовому і кінцевому перерізах.

Положення точки переходу $\bar{x}_T$ на профілі крила визначається як середня величина між двома значеннями, отриманими для нижньої і верхньої поверхні: $\bar{x}_T = \bar{x}_T^0 \cdot k_\chi \cdot k_i$;

$\bar{x}_T^0 = \frac{\bar{c} \cdot \bar{x}_c}{\bar{c} + 0.02} + \frac{0.95}{10^{-6} Re + 2.4}$; $k_м = 1 + 0.35 \cdot \sqrt{M}$; $k_\chi = (1 - 0.6 \cdot sin^2 \chi_{п.к}) \cdot cos^2 \chi_{п.к}$.

Для горизонтального оперення в нормальній схемі літака, що потрапляє в аеродинамічний слід від крила або в струмінь від двигуна, примежовий шар поверхні буде повністю турбулентним, у цьому випадку $\bar{x}_T = 0$.

Розрахунки виконано на ЕОМ, результати занесено в табл. 2.2; табл. 2.4

2.1.5. КОЕФІЦІЄНТИ ГАЛЬМУВАННЯ ПОТОКУ

Коефіцієнти гальмування потоку враховують відмінність швидкості повітряного потоку, що обтікає крило й оперення в системі літака, від швидкості набігаючого потоку на нескінченності. Коефіцієнт гальмування потоку дорівнює відношенню швидкісного осередненого напору перед агрегатом, що розглядається, до швидкісного напору незворушеної течії.

За дозвукових швидкостей польоту гальмування потоку перед крилом у нормальній схемі відбувається в прикордонному шарі на розташованій попереду частині поверхні фюзеляжу. З огляду на те, що товщина прикордонного шару значно менша за розмах консолі крила або оперення, можна розглядати обтікання передніх несучих поверхонь незворушеним потоком і прийняти $k_T^* = 1$.

У дозвуковому діапазоні швидкостей польоту гальмування потоку перед горизонтальним оперенням у нормальній схемі враховується, якщо воно знаходиться в аеродинамічному сліді від розташованої попереду поверхні, що несе.

Для горизонтального оперення нормальної схемою коефіцієнт гальмування потоку обчислюють наступним чином: $k_T = 1$, якщо$|y_{г.о}| \geq A \cdot b_1$,

Де $A = 0.86 \cdot (1 + 0.2 \cdot M_\infty^2) \cdot \sqrt{C_{x_{рк}} \cdot (\bar{x}_1 + 0.5)}$; $\bar{x}_1 = x_1/b_1$.

Так як вертикальне оперення не потрапляє в супутній струмінь від повітряного гвинта, приймаємо: $k_{Тв.о} = 1$.

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесено до табл. 2.4 – 2.6

2.1.6. ПРОФІЛЬНИЙ ОПІР ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРІННЯ

Профільний опір вертикального оперення обчислюємо за методикою, наведеною для крила та горизонтального оперення при $\bar{x}_T = 0$.

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесені до табл.2.7

2.1.7. ДОДАТКОВИЙ ПРОФІЛЬНИЙ ОПІР ЛІТАКА, ОБУМОВЛЕННИЙ ІНТЕРФЕРЕНЦІЄЮ РІЗНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА

Джерелами додаткового опору є місця зчленування несучих поверхонь (крила, горизонтального оперення) з фюзеляжем та розташування гондол двигунів на крилі. Формули для розрахунку коефіцієнтів додаткового опору від взаємного впливу крила та оперення мають такий вигляд:

$$\Delta C_{x_{pк(ф)}} = k_{инт} \cdot C_{x_{pк}} \cdot \left(\frac{\Delta S_к}{S_к}\right);$$

$$\Delta C_{x_{pг.о(ф)}} = k_{инт} \cdot C_{x_{pг.о}} \cdot \left(\frac{\Delta S_{г.о}}{S_{г.о}}\right),$$

де $k_{инт} = 0.075$ - Коефіцієнт інтерференції для високоплану з фюзеляжем круглого перерізу;

$C_{x_{рк}}$ і $C_{x_{рг.о}}$ - коефіцієнти профільного опору ізольованого крила та горизонтального оперення;

$\Delta S_к$ і $\Delta S_{г.о}$ - підфюзеляжні частини площі крила (разом із площею, зайнятою гондолами двигунів) та горизонтального оперення.

При розміщенні гондоли на крилі величина: $k_{г.д} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3$,

де $k_1 = 1 + \frac{0.05}{(6 \cdot h^2 + 1)} + 8.6 \cdot h^2 \cdot e^{-4 \cdot h^2}$;

$k_2 = 1$ (оскільки на одній консолі розташований тільки один двигун);

$k_3 = 1 + \frac{0.6 \cdot \lambda_{г.д}}{(\lambda_{г.д}^2 + 16 \cdot \bar{x}_{г.д}^2)}$.

$h = \frac{H}{d_{г.д}}$ - відношення усунення гондоли двигуна вгору (вниз) від хорди крила до діаметра гондоли;

$\bar{x}_{г.д} = x_{г.д} / \ell_{г.д}$ - відношення усунення гондоли вздовж хорди крила до довжини гондоли.

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесено до табл. 2.8 – 2.10

2.1.8. КОЕФІЦІЄНТИ ОПОРУ ВІД РІЗНИХ МІСЦЕВИХ ДЖЕРЕЛ

До місцевих джерел додаткового опору літака відносяться дрібні конструктивні елементи та надбудови, що виступають у потік, нерівності та стики листів обшивки, а також щілини на крилі в місці розташування механізації або органів управління на опереннні.

У сумарному балансі опору літака місцеві опори можуть досягати 20% від вихідної величини. Тому одним із шляхів зниження опору літака є покращення якості обтічної поверхні, скорочення кількості зовнішніх надбудов та конструктивних елементів, проведення інших конструктивно-технологічних заходів.

У цьому розрахунку задаємося величиною додаткового опору від місцевих джерел величиною:

$$\sum \Delta C_x = 0.05 \cdot C_{x_p} \ .$$

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесено до табл. 2.11

2.1.9. КРИТИЧНЕ ЧИСЛО МАХА ЛІТАКА І ЙОГО ІЗОЛЬОВАНИХ ЕЛЕМЕНТІВ

Критичне число визначає верхню межу дозвукових швидкостей польоту. Основними елементами, що впливають на величину літака, є поверхні та фюзеляж.

Для оцінки величини ізольованого крила, горизонтального та вертикального оперень можна скористатися формулою:

$$M_* = 1 - \frac{m \cdot \lambda^2 \cdot \sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2 + 1} \cdot cos\, \chi_c,$$

де $m = 0{,}7$ – для класичних профілів;

λ - подовження несучої поверхні;

$\bar{c}$ - відносна товщина профілю несучої поверхні;

χ_c - стріловидність по лінії максимальної товщини.

Розрахувати величину M_* фюзеляжу можна за такою формулою:

$$M_{*ф} = 1 - \frac{1}{\lambda_ф + 2 \cdot \lambda_{ґ.п}}.$$

За величину M_* літака приймають менше значення ізольованих частин, яке з урахуванням інтерференції має бути зменшено на 5%.

Таким чином, для літака загалом:

$$M_* = 0{,}95 \cdot min\{M_{*ф}, M_{*к}, M_{*г.о}, \dots\}.$$

Розрахунки виконані на ЕОМ, занесені до табл. 2.12 – 2.13

2.2. ПІДЙОМНА СИЛА, ІНДУКТИВНИЙ ОПІР І ПОЛЯРА ЛІТАКА

2.2.1. СКЛАДНІ ПІДЙОМНІ СИЛИ

Для здійснення горизонтального польоту і різних маневрів літак повинен мати необхідну величину підйомної сили. У загальному випадку підйомна сила створюється крилом, фюзеляжем, горизонтальним оперенням, силовою установкою та іншими елементами, що входять до аеродинамічного компонування літака.

Підйомна сила літака з крилом великого подовження визначається переважно підйомною силою ізольованого крила з підфюзеляжною частиною. При цьому передбачається, що у підйомній силі, що припадає на підфюзеляжну частину, побічно враховується внесок інших елементів літака.

Таким чином, в діапазоні льотних кутів атаки, виключаючи область поблизу максимальної підйомної сили, коефіцієнт підйомної сили літака можна уявити в наступному вигляді:

$$C_{y_a} = C_{y_{абг.о}} + C_{y_{аг.о}} = C^{\alpha}_{y_a} \cdot (\alpha - \alpha_0) + \Delta C_{y_a},$$

де $C_{y_{абг.о}}$- відноситься до характеристики літака без горизонтального оперення;

$C_{y_{аг.о}}$– є параметром горизонтального оперення.

Для літака, що має подовження крила $\lambda > 3$, слід прийняти нелінійну добавку $\Delta C_{y_a} = 0$.

2.2.2. ВИРОБНИЧА КОЕФІЦІЄНТА ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ЛІТАКА ЗА КУТОМ АТАКИ

Вважаємо, що підйомна сила літака створюється крилом, фюзеляжем, горизонтальним оперенням та гондолами двигунів. Виділяючи із загальної суми горизонтальне оперення можна записати:

$$C^{\alpha}_{y_a} = C^{\alpha}_{y_{абг.о}} + C^{\alpha}_{y_{аг.о}} \cdot \bar{S}_{г.о}, \qquad C^{\alpha}_{y_{абг.о}} = C^{\alpha}_{y_{аф}} \cdot \bar{S}_{ф} + C^{\alpha}_{y_{ак}} \cdot \bar{S}_{к} + n \cdot C^{\alpha}_{y_{аг.д}} \cdot \bar{S}_{г.д}.$$

Тут $C^{\alpha}_{y_{ак}}$ і $C^{\alpha}_{y_{аг.о}}$ - характеристики крила та горизонтального оперення в системі літака;

$C^{\alpha}_{y_{аф}}$ і $C^{\alpha}_{y_{аг.д}}$ - характеристики ізольованого фюзеляжу та гондоли двигуна;

n – кількість гондол.

Для нормальної схеми:

$$C^{\alpha}_{y_{ак}} = k^{*}_{T} \cdot C^{\alpha}_{y_{аиз.к}} \cdot (K_{\alpha} + \Delta K_{\alpha})_{к}, \qquad C^{\alpha}_{y_{ак}} = k_{T} \cdot (1 - \varepsilon^{\alpha}) \cdot C^{\alpha}_{y_{аиз.г.о}} \cdot (K_{\alpha} + \Delta K_{\alpha})_{г.о}$$

,

Де $C^{\alpha}_{y_{аиз.к}}$ і $C^{\alpha}_{y_{аиз.г.о}}$ - характеристики ізольованого крила та горизонтального оперення, складеного з консолей;

K_{α} і ΔK_{α} є коефіцієнтами інтерференції крила або оперення з фюзеляжем: перший з них визначає вплив фюзеляжу на крило (оперення), другий – вплив крила (оперення) на фюзеляж;

ε^{α} - похідна враховує скіс потоку перед опереннням від системи крило-фюзеляж у нормальній схемі.

2.2.3. ВИРОБНИЧИЙ КОЕФІЦІЄНТ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ІЗОЛЬОВАНОГО ФЮЗЕЛЯЖУ І ГОНДОЛИ ДВИГУНА ЗА КУТОМ АТАКИ

Підйомну силу фюзеляжу обчислюють сумою підйомних сил носової, циліндричної та хвостової частин:

$$C^{\alpha}_{y_{аф}} = C^{\alpha}_{y_{ан.ч}} + C^{\alpha}_{y_{ац.ч}} + C^{\alpha}_{y_{ахв.ч}}.$$

У випадку на дозвукових швидкостях незалежно від швидкості польоту з огляду на те, що носова частина немає центрального тіла можна приймати: $C^{\alpha}_{y_{ан.ч}} = 2$.

У дозвуковому потоці при малих кутах атаки циліндрична частина фюзеляжу не створює підйомної силы: $C^{\alpha}_{y_{ац.ч}} = 0$.

Для хвостової частини, незалежно від її форми, у дозвуковому потоці справедлива залежність: $C^{\alpha}_{y_{ахв.ч}} = -2 \cdot \xi_к \cdot (1 - \eta^2_{хв.ч})$

де $\xi_к = 0{,}2$- для хвостової частини, що сильно звужується;

$\eta_{хв.ч}$- звуження хвостової частини.

Наведені вище співвідношення можуть бути використані для розрахунку похідної $C^{\alpha}_{y_{аг.д}}$гондоли двигуна та різних зовнішніх підвісок.

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесено до табл. 2.14

2.2.4. ВИРОБНИЧИЙ КОЕФІЦІЄНТ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ІЗОЛЬОВАНОГО КРИЛА І ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРІННЯ ЗА КУТОМ АТАКИ

Формула до розрахунку аналізованих величин у діапазоні дозвукових швидкостей має вид:

$$C^{\alpha}_{y_a} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \left(1 - 0.27 \cdot \sqrt[4]{\bar{c}}\right)}{E + 2 \cdot \left(1 - 0.27 \cdot \sqrt[4]{\bar{c}}\right)} \cdot \lambda \, .$$

Параметр Eдорівнює добутку подовження крила (оперення) щодо півпериметра контуру крила (оперення) у плані до розмаху. Зокрема, для несучої поверхні трапецієподібної форми у плані з урахуванням поправки на стисливість:

$$E = 0{,}5 \cdot \left(\sqrt{z_1^2 + W_0^2} + \sqrt{z_1^2 + W_1^2}\right) + 2/(\eta + 1) \;, \qquad z_1 = 2 \cdot \lambda^2 / \left(\lambda^2 + 1\right) \;;$$

$$W_0 = W + 2 \cdot (\eta - 1)/(\eta + 1) \;; \qquad W_1 = W - 2 \cdot (\eta - 1)/(\eta + 1) \;; \qquad W = \lambda \cdot tg\chi_{0{,}5} \;.$$

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесено до табл. 2.15; 2.16

2.2.5. КУТИ АТАКИ НУЛЬОВОЇ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ЛІТАКА ТА ОКРЕМИХ ЙОГО ЕЛЕМЕНТІВ

Значення кута атаки при нульовій підйомній силі обчислюються за формулами:

$$\alpha_0 = \frac{1}{C_{y_a}^{\alpha}} \cdot \left(\alpha_{0_{бг.о}} \cdot C_{y_{абг.о}}^{\alpha} + \alpha_{0_{г.о}} \cdot C_{y_{аг.о}}^{\alpha} \cdot \bar{S}_{г.о}\right);$$

$$\alpha_{0_{бг.о}} = \frac{1}{C_{y_{абг.о}}^{\alpha}} \cdot \left(\alpha_{0_к} \cdot C_{y_{ак}}^{\alpha} \cdot \bar{S}_к + \alpha_{0_ф} \cdot C_{y_{аф}}^{\alpha} \cdot \bar{S}_ф + \alpha_{0_{г.д}} \cdot C_{y_{аг.д}}^{\alpha} \cdot \bar{S}_{г.д} \cdot n\right),$$

де $\alpha_{0_к}$, $\alpha_{0_{а.і}}$, $\alpha_{0_ф}$, $\alpha_{0_{г.д}}$ - кути атаки нульової підйомної сили крила, горизонтального оперення, фюзеляжу та гондоли двигуна в системі літака.

Кути атаки для крила та горизонтального оперення з системою літака нормальної схеми визначаються:

$$\alpha_{0_к} = -\left(\varphi_к - \alpha_{0_{из.к}}\right) \cdot \left[\frac{(K+\Delta K)}{(K_\alpha+\Delta K_\alpha)}\right]_к \quad \alpha_{0_{г.о}} = -\frac{1}{1-\varepsilon^\alpha} \cdot \left\{\left(\varphi_{г.о} - \alpha_{0_{из.г.о}}\right) \cdot \left[\frac{(K+\Delta K)}{(K_\alpha+\Delta K_\alpha)}\right]_{г.о} - \varepsilon_0\right\},$$

де $\alpha_{0_{из.к}}$ і $\alpha_{0_{из.г.о}}$ - кути атаки нульової підйомної сили ізольованого крила та оперення;

$\varphi_к$ і $\varphi_{г.о}$ - кути установки крила та оперення щодо осі фюзеляжу;

ε_0 - кут скосу потоку в області задньої несучої поверхні.

Кути атаки для фюзеляжу та гондоли двигуна з системою літака нормальної схеми визначаються: $\alpha_{0_ф} = \alpha_{0_{из.ф}} = 1.25 \cdot \left[\beta_{н.ч} \cdot \left(\frac{\lambda_{н.ч}}{\lambda_ф}\right) + 0.1 \cdot \beta_{хв.ч} \cdot \left(\frac{\lambda_{хв.ч}}{\lambda_ф}\right)\right]$;

$\alpha_{0_{г.д}} = \varphi_{0_{г.д}}$ тобто дорівнює куту установки гондоли.

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесено до табл. 2.17; 2.18

2.2.6. КОЕФІЦІЄНТИ ІНТЕРФЕРЕНЦІЇ НЕСУЧИХ ПОВЕРХНІВ І ФЮЗЕЛЯЖУ

$K_\alpha = K_\alpha^0 \cdot \nu_1 \cdot \nu_2 \cdot \nu_3$; $\Delta K_\alpha = \Delta K_\alpha^0 \cdot \nu_1 \cdot \nu_2 \cdot \nu_3 \cdot \nu_4$; $K_\varphi = K_\varphi^0 \cdot \nu_1 \cdot \nu_2 \cdot \nu_3$;

$\Delta K_\varphi = \Delta K_\varphi^0 \cdot \nu_1 \cdot \nu_2 \cdot \nu_3 \cdot \nu_4$,

Де K_α і ΔK_α- коефіцієнти, що належать до схем, у яких плоске крило (оперення) з симетричним профілем і розташоване паралельно осі фюзеляжу;

K_φ і ΔK_φ- коефіцієнти, що належать до схем, що враховує додаткові ефекти, пов'язані з наявністю несиметричного профілю, кута установки, геометричної крутки поверхні, що несе.

K_α^0, ΔK_α^0, K_φ^0, ΔK_φ^0 - теоретичні значення коефіцієнтів інтерференції, що залежать тільки від форми поперечного перерізу системи фюзеляж - поверхня, що несе.

Для крила (оперення) на фюзеляжі круглого перерізу: $K_\alpha^0 = \frac{1+\sigma\cdot\sqrt{1-h^2}}{1+\sigma^2\cdot h^2}$,

де $\sigma = d_\phi/\ell$; $h = \frac{2\cdot H}{d_\phi}$;

H - Зміщення несучої поверхні вгору (вниз) щодо осі фюзеляжу.

$\Delta K_\alpha^0 = K_\alpha^0 \cdot (K_\alpha^0 - 1)$; $K_\varphi^0 = 1$; $\Delta K_\phi^0 = K_\alpha^0 - 1$.

Для розрахунку множників ν_1, ν_2, ν_3, ν_4 використовують формули:

$\nu_1 = 1+\sigma\cdot(1-\sigma)\cdot(\eta-1)\Big/\left[\eta\cdot(1+\sigma)^2\right]$; $\nu_2 = 1$;

$\nu_3 = 0.6 + 0.4\cdot(1 - 0.8\cdot e^{-0.25\cdot\bar{x}_н})$; $\bar{x}_н = x_н \cdot \frac{1}{d_\phi}$, (3.2.1.6.8) де

$x_н$ - відстань від носіння фюзеляжу до середини бортової хорди крила (оперення); $\nu_4 = 1$

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесено до табл. 2.19; 2.20

2.2.7. СКОС ПОТОКУ ЗА СИСТЕМОЮ «НЕСУЧА ПОВЕРХНЯ – ФЮЗЕЛЯЖ»

Скос потоку враховується при розрахунку коефіцієнтів підйомної сили, індуктивного опору та моменту тангажу задньої поверхні, що несе: горизонтального оперення в нормальній схемі.

У межах лінійної теорії малих збурень, кут скосу потоку визначається за такою формулою:

$\varepsilon = \varepsilon^\alpha \cdot \alpha + \varepsilon_0$, де $\varepsilon^\alpha = \frac{C_{y_a}^\alpha}{\pi\cdot\lambda}\cdot k_1\cdot k_2\cdot k_3\cdot k_4$; $\varepsilon_0 = -\varepsilon^\alpha\cdot\alpha_0\cdot k_5$.

Визначення коефіцієнтів у наведених вище формулах докладно розглядається в навчальному посібнику.

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесено до табл. 2.21

2.2.8. МАКСИМАЛЬНА ПІДЙОМНА СИЛА ЛІТАКА

Максимальна підйомна сила літака та відповідний їй критичний кут атаки відносяться до параметрів, що визначають льотно-технічні якості літака. За величиною максимальної підйомної сили можна судити про безпечну швидкість зльоту та посадки, про граничні навантаження та межі початку тряски.

Точні значення $C_{y_{amax}}$ і $\alpha_{кр}$ в даний час можуть бути отримані лише експериментальним шляхом, однак можна наближено визначити їх величини за такими залежностями: $C_{y_{a\max}} = C_{y_{a\max}}^0 \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot k_3$

Де $C_{y_{a\max}}^0 = a\cdot\bar{c}\cdot e^{-8\cdot\bar{c}} + 10\cdot\bar{f}\cdot e^{-190\cdot(\bar{c}-0.06)^2}$; $a = 37$ - для несиметричних профілів.

Множники k_i враховують вплив форми профілю, кута стріловидності, звуження крила та числа Маху польоту: $k_1 = 0.9 + 0.4 \cdot th\left[2.5(2 - 22 \cdot \bar{c})\right] \cdot \sin^2 \chi_{\bar{i}\hat{e}}$;

$k_2 = 0.86 + 0.26 \cdot (1.2 - \bar{\eta}_к) \cdot \bar{\eta}_к$; $\bar{\eta}_{\hat{e}} = 1/\eta_{\hat{e}}$;

$k_3 = 1 - \frac{4 \cdot \bar{c} + 0.02}{\bar{c} + 0.04} \cdot [(\bar{c} - 0.06) + (0.16 - \bar{c}) \cdot M_\infty] \cdot M_\infty$.

Критичний кут атаки літака визначають так:

$$\alpha^\circ_{кр} = 57.3 \cdot \left(\frac{C_{y_a max}}{C^{\alpha}_{y_a}}()_0\right).$$

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесено до табл. 2.22

2.2.9. ІНДУКТИВНИЙ ОПІР І ПОЛЯРА ЛІТАКА

Виникнення індуктивного опору пов'язане з утворенням вихрової завіси за тілом за наявності підйомної сили.

Загальний вираз для коефіцієнта індуктивного опору літака можна подати у вигляді: $C_{x_i} = A \cdot C^2_{y_a} + B \cdot C_{y_a} + C_{x_{i0}}$,

де перший доданок відноситься до літака, основні елементи якого, що створюють підйомну силу, мають горизонтальні площини симетрії і поверхні, що несуть під нульовим кутом до осі фюзеляжу;

C_{xi0} - індуктивний опір при нульовій підйомній силі.

Для польотної конфігурації літака додаткові доданки, зазвичай, роблять незначний внесок у індуктивне опір і початковому етапі проектування ними можна знехтувати, тобто прийняти $B = 0$ і $C_{x_{i0}} = 0$.

Без урахування додаткових доданків у формулі для індуктивного опору поляра літака має вигляд:

$C_{x_a} = C_{x_0} + A \cdot C^2_{y_a}$

де A - Коефіцієнт відвалу поляри і визначається за формулою: $A = \frac{1+\delta}{\pi \cdot \lambda_{\hat{e}\eth}} \cdot \frac{\gamma_{\tilde{a}.\hat{i}}}{m_{\hat{e}}}$, $\delta = 0.114 \cdot m \cdot (1 + 0.225 \cdot m) \cdot [0.35 \cdot \bar{\eta}^2_к + (6 \cdot \bar{\eta}_к + 1)^{-3}]$;

$$m = \sqrt{z_1^2 + W^2} \Big/ 2 \cdot \pi \cdot \left(1 - 0.27 \cdot \sqrt[4]{\bar{c}}\right)$$

$$z_1 = \lambda_к \cdot \sqrt{1 - M^2_\infty}.$$

Множник $\gamma_{г.о}$ враховує внесок горизонтального оперення в індуктивне опір:

$\gamma_{г.о} = \frac{(1+\xi \cdot \bar{S}_{г.о})}{(1+1.27 \cdot \bar{\ell}_{г.о} \cdot \bar{y}_{г.о} \cdot \xi)}$; $\xi = \bar{\ell}_{г.о} \cdot e^{-2 \cdot \bar{y}_{г.о}} \cdot \left[1 - (1 - e^{-2 \cdot \bar{y}_{г.о}}) \cdot \bar{\ell}^3_{г.о}\right]$.

Уточнений вираз для розрахунку поляри має вигляд:

$$C_{x_a} = C_{x_0} + A \cdot C_{y_a}^2 + \Sigma\Delta C_{x_i}$$

$\Sigma\Delta C_{x_i}$ де - сума додаткового індуктивного опору місцевих джерел, облік яких призводить до характерного розгалуження поляр, побудованих щодо різних чисел М.

Збільшення коефіцієнта профільного опору зі збільшенням кутів атаки оцінюється так:

$$\Delta C_{x_i} = 0.04 \cdot \left(1 - \sqrt[4]{1 - \left(\frac{C_{y_a}}{C_{y_{amax}}}()^3\right)}()\right).$$

Аеродинамічна якість літака розраховується за такою формулою:

$$k = \frac{C_{y_a}}{C_{x_a}}.$$

Максимальна аеродинамічна якість літака виглядає так:

$$k \frac{C_{y_{amax}}}{C_{x_a} \frac{0{,}5}{\sqrt{A \cdot C_{x_0}}_{max}}}$$

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесено до табл. 2.23 – 2.27

2.3. ПОДОЛЬНИЙ МОМЕНТ І РОЗМІЩЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО ФОКУСУ ЛІТАКА

При русі у вертикальній площині існує лише момент тангажу (поздовжній момент) і при фіксованих органах управління – фокус по кутку атаки.

Розмір моменту залежить від положення поздовжньої осі, відносної якої він обчислюється – у розрахунках прийнято, що вісь проходить через передню точку носової частини фюзеляжу.

У зв'язку з цими приймають припущення:

- момент створюється не повної аеродинамічної силою, а тільки підйомною силою;
- підйомна сила несучих поверхонь у системі літака і додаткова підйомна сила на фюзеляжі, що виникає від впливу поверхні, що несе, розташовані у фокусі ізольованого крила або ізольованого оперення.

Коефіцієнт моменту тангажу може бути представлений у такому вигляді:

$$m_z = m_{z_0} + \left(\frac{m_z^\alpha}{C_{y_a}^\alpha}\right) \cdot C_{y_a};$$

$$m_z^\alpha = m_{z_{бг.о}}^\alpha + m_{z_{г.о}}^\alpha \quad .$$

Погрішності, які вносяться цими припущеннями, у дозвуковому потоці незначні.

2.3.1. ВИРОБНИЧІ КОЕФІЦІЄНТИ МОМЕНТУ ТАНГАЖУ ЗА КУТОМ АТАКИ ЛІТАКА

Необхідні величини визначаються за формулами:

$$m^{\alpha}_{z_{бг.о}} = m^{\alpha}_{z_{ф}} \cdot \bar{S}_{ф} + m^{\alpha}_{z_{к}} \cdot \bar{S}_{к} + m^{\alpha}_{z_{г.д}} \cdot \bar{S}_{г.д} = -\left[C^{\alpha}_{y_{аф}} \cdot \bar{x}_{F_{ф}} \cdot \bar{S}_{ф} + C^{\alpha}_{y_{ак}} \cdot \left(\bar{x}_{к} + \bar{x}_{F_{к}}\right) \cdot \bar{S}_{к} + n \cdot C^{\alpha}_{y_{аг.д}} \cdot \bar{x}_{г.д} \cdot \bar{S}_{г.д}\right];$$

;

$$m^{\alpha}_{z_{г.о}} = -C^{\alpha}_{y_{аг.о}} \cdot \bar{S}_{г.о} \cdot \left(\bar{x}_{г.о} + \bar{x}_{F_{г.о}}\right),$$

Де $\bar{x}_{к}$ і $\bar{x}_{г.о}$ - координати, що визначають відстань від носка фюзеляжу до передньої кромки бортової хорди крила і горизонтального оперення;

$\bar{x}_{F_{к}}$ і $\bar{x}_{F_{г.о}}$- положення фокусу ізольованих несучих поверхонь (крила та оперення) щодо носіння бортової хорди;

$\bar{x}_{F_{ф}}$ - Положення фокусу ізольованого фюзеляжу;

$\bar{x}_{г.д}$- плече моменту підйомної сили гондоли двигуна.

Усі відносні величини виражені у частках довжини фюзеляжу.

2.3.2. ПОЛОЖЕННЯ ФОКУСУ ІЗОЛЬОВАНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ЛІТАКА

Фокус несучих поверхонь (крила, горизонтального оперення) обчислюють за такими формулами: $\bar{x}_{F} = [(a+b) + (a-b) \cdot (1 - e^{-z})] \cdot \frac{b}{\ell_{ф}}$, $z = \lambda \cdot \sqrt{M^2 - 1}$;

$$a = \frac{1}{6 \cdot \eta} \cdot \left(\frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta + 1} + \frac{\eta + 2}{4} \cdot \lambda \cdot tg\chi_{п.к}\right); \quad b = 0.5 \cdot \bar{x}_{F_{\infty}} \cdot \left(1 - 4 \cdot \frac{\eta - 1}{3 \cdot \pi \cdot \eta}\right) + \frac{n+1}{6 \cdot \pi \cdot \eta} \cdot \lambda \cdot tg\chi_{п.к};$$

$$\bar{x}_{F_{\infty}} = 0.25 \cdot (1 - 1.6 \cdot \bar{c}^2).$$

Розрахунок ведеться за геометричними параметрами консолей крила чи горизонтального оперення.

Положення фокусу фюзеляжу в частках його довжини обчислюють так:

$$\bar{x}_{F_{ф}} = \frac{1}{C^{\alpha}_{y_{аф}}} \cdot \left(C^{\alpha}_{y_{ан.ч}} \cdot \bar{x}_{F_{н.ч}} + C^{\alpha}_{y_{ац.ч}} \cdot \bar{x}_{F_{ц.ч}} + C^{\alpha}_{y_{ахв.ч}} \cdot \bar{x}_{F_{хв.ч}}\right), \quad \bar{x}_{F_{н.ч}} = \frac{1}{3} \cdot \frac{\lambda_{н.ч}}{\lambda_{ф}};$$

$\bar{x}_{F_{ц.ч}} = 0$ - у дозвуковому потоці; $\bar{x}_{F_{хв.ч}} = 1 - 0.5 \cdot \frac{\lambda_{хв.ч}}{\lambda_{ф}}$.

2.3.3. ПОЛОЖЕННЯ ФОКУСУ ЛІТАКА

Положення аеродинамічного фокусу літака загалом і літака без горизонтального оперення щодо носіння фюзеляжу у частках його довжин визначають так:

$$\bar{x}_{F} = -\frac{m^{\alpha}_{z}}{C^{\alpha}_{y_{a}}}; \; \bar{x}_{F_{бг.о}} = -\frac{m^{\alpha}_{z_{бг.о}}}{C^{\alpha}_{y_{абг.о}}}.$$

У задачах динаміки польоту положення фокусу прийнято обчислювати щодо носіння середньої аеродинамічної хорди крила, вираженого в частках САХ:

$$\bar{x}_{F_A} = [\bar{x}_F - (\bar{x}_к + \bar{x}_A)] \cdot \frac{\ell_ф}{b_A}; \qquad \bar{x}_{F_{Абг.о}} = \left[\bar{x}_{F_{бг.о}} - (\bar{x}_к + \bar{x}_A)\right] \cdot \frac{\ell_ф}{b_A},$$

Де b_A і x_A- середня аеродинамічна хорда крила і відстань від шкарпетки САХ до передньої кромки бортової хорди, $\bar{x}_A = \frac{x_A}{\ell_ф}$.

За цими формулами можна оцінити вплив горизонтального оперення зміщення фокусу літака: $\Delta\bar{x}_{F_A} = \bar{x}_{F_A} - \bar{x}_{F_{Абг.о}} = \left(\bar{x}_F - \bar{x}_{F_{бг.о}}\right) \cdot \frac{\ell_ф}{b_A}$.

2.3.4. ПОДОЛЬНИЙ МОМЕНТ ПРИ НУЛЬОВІЙ ПІДЙОМНІЙ СИЛІ

Формули визначення коефіцієнта моменту тангажу при нульової підйомної силі літака загалом і горизонтального оперення можна як:

$$m_{z_0} = m^*_{z_0} + m_{z_{0ф}} + m_{z_{0к}} + m_{z_{0г.д}} + m_{z_{0г.о}};$$

$$m_{z_{0бг.о}} = m^*_{z_0} + m'_{z_{0ф}} + m'_{z_{0к}} + m'_{z_{0г.д}}, m^*_{z_0} = m_{z_{0из.к}} \cdot \bar{S}_к + m_{z_{0ф(к)}} \cdot \bar{S}_ф \cdot \frac{\ell_ф}{b_A}.$$

Складові коефіцієнта моменту визначають за такими формулами (за характерну довжину прийнято САХ крила):

$$m_{z_{0ф}} = -\left(\bar{x}_F - \bar{x}_{F_ф}\right) \cdot C^{\alpha}_{y_{аф}} \cdot \alpha_{0ф} \cdot \bar{S}_ф \cdot \frac{\ell_ф}{b_A}; \qquad m_{z_{0к}} = -\left[\bar{x}_F - \left(\bar{x}_к + \bar{x}_{F_к}\right)\right] \cdot C^{\alpha}_{y_{ак}} \cdot \alpha_{0к} \cdot \bar{S}_к \cdot \frac{\ell_ф}{b_A};$$

$$m_{z_{0г.д}} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_{г.д}) \cdot n \cdot C^{\alpha}_{y_{аг.д}} \cdot \alpha_{0г.д} \cdot \bar{S}_{г.д} \cdot \frac{\ell_ф}{b_A}; \qquad m_{z_{0г.о}} = -\left[\bar{x}_F - \left(\bar{x}_{г.о} + \bar{x}_{F_{г.о}}\right)\right] \cdot C^{\alpha}_{y_{аг.о}} \cdot \alpha_{0г.о} \cdot \bar{S}_{г.о} \cdot \frac{\ell_ф}{b_A}$$

Для ізольованого крила з класичним профілем без геометричної крутки та для фюзеляжу в системі з крилом коефіцієнта моменту обчислюють наступним чином:

$$m_{z_{0из.к}} = -2.8 \cdot \bar{f} \cdot \left(1 - \sqrt{1 - 2 \cdot \bar{x}_f}\right);$$

$$m_{z_{0ф(к)}} = 1.8 \cdot \left(1 - 2.5 \cdot \bar{S}_ф \cdot \frac{d_ф}{b_A}\right) \cdot \alpha_{0бг.о}.$$

Розрахунки виконані на ЕОМ, результати занесено до табл. 2.31

Графічні залежності аеродинамічних характеристик літака та окремих його частин представлені на рисунках 2.3.1 – 2.3.7

2.4. ВПЛИВ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ.

Як досліджувані параметри виберемо подовження крила і кут його стріловидності.

2.4.1. ВПЛИВ ДОВЖЕННЯ КРИЛА НА КОЕФІЦІЄНТ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ПРИ ВІДРИВУ І НА ЯКІСТЬ ЛІТАКА З ТРД ПРИ ВІДРИВУ

Формула для визначення коефіцієнта підйомної сили під час зльоту літака має вигляд

$$C_{y\ \ отр} = C_{y\ кр}^{отр}\left(1 + \Delta\overline{C}_y \frac{\delta_{з\ \ взл}}{\delta_{з\ \ табл}} \cdot \frac{\overline{b}_з}{\overline{b}_{з\ \ табл}} \cdot \overline{S}_{мех}^{отр} \cdot cos^2\chi_{0,75}\right) + \Delta C_{y\ \ зем} + \Delta C_{y\ \ обд}\ .$$

(2.4.1)

Тут коефіцієнт підйомної сили крила при відриві без використання механізації.

$$C_{y\ кр}^{отр} = C_y^{\alpha} \cdot \alpha_{отр} \tag{2.4.2}$$

Похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки визначається так:

$$C_y^{\alpha} = \frac{0.11 - 0.029\sqrt[4]{\overline{c}}}{\frac{0.775}{cos\,\chi_{0.5}} + \frac{1.5}{\lambda}} \tag{2.4.3}$$

Приріст коефіцієнта підйомної сили рахунок впливу близькості грунту визначається по формуле:

$$\Delta C_{y\ \ зем} = 0.313 - 0.237\overline{h} + 0.0572\overline{h}^2\ . \tag{2.4.4}$$

Відносна площа консолі крила, що обслуговується механізацією

$$\overline{S}_{мех}^{отр} = \left[\frac{2\eta - \overline{\ell}_з(\eta - 1)}{\eta + 1} + k_з\right]\overline{\ell}_з + k_{пр}\overline{\ell}_{пр}\ . \tag{2.4.5}$$

Приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок обдування крила гвинтами для літаків з гвинтовими двигунами визначається за формулою

$$C_{y\ \ пос} = C_{y\ кр}^{пос}\left(1 + \Delta\overline{C}_y \frac{\delta_{з\ \ пос}}{\delta_{з\ \ табл}} \cdot \frac{\overline{b}_з}{\overline{b}_{з\ \ табл}} \cdot \overline{S}_{мех}^{пос} \cdot cos^2\chi_{0,75}\right) + \Delta C_{y\ \ зем} + \Delta C_{y\ \ обд}$$

(для всіх інших літаків $\Delta C_{y\ \ обд} = 0$). $\Delta C_{y\ \ обд} = 1.13\overline{S}_{обд}$

(2.4.6)

Коефіцієнт підйомної сили при посадці літака може бути визначений за формулою:

$$C_{y\ \ пос} = C_{y\ кр}^{пос}\left(1 + \Delta\overline{C}_y \frac{\delta_{з\ \ пос}}{\delta_{з\ \ табл}} \cdot \frac{\overline{b}_з}{\overline{b}_{з\ \ табл}} \cdot \overline{S}_{мех}^{пос} \cdot cos^2\chi_{0,75}\right) + \Delta C_{y\ \ зем} + \Delta C_{y\ \ обд},$$

де $C_{y\ кр}^{пос} = C_y^{\alpha} \cdot \alpha_{пос}$; (2.4.7) $\alpha_{пос}$ – кут атаки крила при посадці (у першому наближенні можна приймати $\alpha_{пос} \approx \alpha_{отр}$);

$\delta_{з\ \ пос}$- Кут відхилення закрилка (щитка) при посадці;

$\overline{S}_{мех}^{пос}$- Відносна площа консолі крила, що обслуговується механізацією при виконанні посадки.

Аеродинамічна якість літака при відриві визначається за формулою

$$K = \frac{C_{y\ \ отр}}{C_{x\ \ отр}}. \tag{2.4.8}$$

Тут: $C_{x\ \ отр} = C_{x_0 отр} + \Delta C_{x_ш} + \Delta C_{x\ \ закр} + A_{зем} \cdot C_{y}^{2}{}_{\ \ отр}$, (2.4.9)

де $C_{x_0 отр}$- коефіцієнт лобового опору літака при нульовій підйомній силі ($C_y = 0$) для числа Маха, що відповідає швидкості відриву ($M_{отр}$) при зльоті;

$\Delta C_{x\ \ ш}$ - приріст коефіцієнта лобового опору літака від випущеного шасі;

$\Delta C_{x\ \ закр}$ - приріст коефіцієнта лобового опору літака від випущених закрилків (щитків);

$A_{зем}$ - коефіцієнт відвалу поляри з урахуванням впливу близькості землі.

$$C_{x_0 отр} = k_o C_{\text{х кр } отр} + \frac{P}{k_{мид}} C_{x\ ф\ отр}\ ; \tag{2.4.10}$$

$$C_{\text{х кр } отр} = \frac{0.174\left(1+2\overline{c}+9\overline{c}^{2}\right)}{\left(lgRe_{кр\ отр} - 1.6\right)^{2}}\left(1 - k_{инт}\overline{S}_{Ф}\right) + 0.001\overline{\ell}_{щ}; \tag{2.4.11}$$

$$Re_{кр\ отр} = 2.34 \cdot 10^{7} \cdot M_{отр}\sqrt{\frac{m_{ком}}{\lambda K_{отд} P}}\ ; \tag{2.5.12}$$

$$C_{\text{х ф отр}} = 0.01 + 0.07\lambda_{Ф}; \tag{2.5.13}$$

$$\Delta C_{x\ \ закр} = \overline{S}_{мех}^{отр}\left(6\overline{b}_{закр} - 0.22\right)\left(6.34 \cdot 10^{-4}\delta_{з\ \ взл} + 2.44 \cdot 10^{-5}\delta_{з}^{2}{}_{\ \ взл}\right); \tag{2.4.14}$$

$$A_{зем} = \frac{2.78k_2\left(1+\overline{S}_{Ф}\right)}{k_1\lambda\left(\overline{\ell}+7.4\right)}; \tag{2.5.15}$$

$$k_1 = 1 + 6.667 \cdot 10^{-4}\chi_{0.25}^{0} - 7.778 \cdot 10^{-5}(\chi_{0.25}^{0})^{2}\ ; \quad k_2 = 1.02\ ; \tag{2.4.16}$$

$$\overline{S}_{ф} = \frac{P \cdot K_{отд} \cdot d_{ф}}{m_{ком}}\left(\frac{2\eta}{\eta+1}\sqrt{\frac{m_{ком}}{P \cdot K_{отд} \cdot \lambda}} - \frac{d_{ф}}{\lambda} \cdot \frac{\eta-1}{\eta+1}\right). \tag{2.4.17}$$

За результатами обробки статистичних даних сучасних літаків можна прийняти –

$$\Delta C_{\text{х ш}} = 0.012 + 0.1\,C_{\text{х 0 отр}} \tag{2.4.18}$$

Графік впливу подовження крила коефіцієнт підйомної сили при відриві представлений на рис. 1.5.1.

Графік впливу подовження крила якість при відриві представлений на рис. 1.5.3.

2.4.3. ВПЛИВ СТРІЛОВІДНОСТІ КРИЛА НА КОЕФІЦІЄНТ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ ПРИ ВІДРИВІ ТА НА ЯКІСТЬ ЛІТАКА З ТРД ПРИ ВІДРИВІ

Коефіцієнт підйомної сили під час зльоту визначається за формулою:

$$C_{yoot} = C_{Yкк}^{отр} \cdot (1 + \Delta\overline{C}_{Y} \cdot \frac{\delta_{з.взл}}{\delta_{з.табл}} \cdot \frac{\overline{b}_{з}}{\overline{b}_{з.табл}} \cdot \overline{S}_{мех}^{отр} \cdot \cos^{2}\chi_{0.75}) + \Delta C_{Yззе} + \Delta C_{yооб}\ . \tag{2.4.19}$$

Знайдемо всі невідомі величини у цій формулі. Тут коефіцієнт підйомної сили крила при відриві літака обчислюємо за такою формулою:

$$C_{Y_{кр}}^{отр} = C_Y^{\alpha} \cdot \alpha_{отр}, \quad (2.4.20)$$

де $\alpha_{отр}$- кут атаки при відриві;

C_Y^{α} - похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки, знайдемо цю величину за формулою:

$$C_Y^{\alpha} = \frac{0,11-0,029\sqrt[4]{\bar{c}}}{\frac{0,775}{\cos\chi_{0,5}}+\frac{1,5}{\lambda}}, \quad (2.4.21)$$

де $\bar{c}$ - Відносна товщина профілю крила;

$\chi_{0,5}$ - стрілоподібність крила по 0,5 хорди;

λ - подовження крила.

Визначимо величини, що залишилися, з формули (1.3):

$\Delta\overline{C_Y}$ - приріст коефіцієнта підйомної сили рахунок використання механізації крила;

$\delta_{з.взл}$ - Кут відхилення закрилків при зльоті, град;

$\delta_{з.табл}$ - кут відхилення закрилка згідно з таблицею, град;

$\bar{b}_з$ - відносна хорда закрилка, встановленого літаком;

$\bar{b}_{з.табл}$ - відносна хорда закрилка згідно з таблицею;

$\bar{S}_{мех}^{отр}$ - відносна площа консолі крила, що обслуговується механізацією, визначається за такою формулою:

$$\bar{S}_{мех}^{отр} = \left[\frac{2\cdot\eta-\bar{l}_з\cdot(\eta-1)}{\eta+1} + \kappa_з\right]\cdot\bar{l}_з + \kappa_{пр}\cdot\bar{l}_{пр}, \quad (2.4.22)$$

де η - звуження крила;

$\kappa_з$ - якість закрилка;

$\kappa_{пр}$ - якість передкрилка;

$\bar{l}_з$ - відносна довжина закрилка;

$\bar{l}_{пр}$ - відносна довжина передкрилка;

$\cos\chi_{0,5}$ - стрілоподібність крила по 0,75 хорди у районі механізації;

$\Delta C_{Yззе}$ - приріст підйомної сили рахунок впливу близькості землі, що можна визначити за формулою:

$$\Delta C_{Yзем} = 0,313 - 0,237\cdot\bar{h} + 0,0572\cdot(\bar{h})^2, \quad (2.4.23)$$

Де $\bar{h} = h/b_{сах}$ - відносна висота розташування крила.

Тут – середня аеродинамічна хорда крила; - Відстань від законцювання крила до землі.

Аеродинамічна якість літака при відриві визначається за такою формулою:

$$k_{отр} = \frac{C_{уоот}}{C_{хотр}} \tag{2.4.24}$$

Тут $C_{хотр} = C_{x_{0.отр}} + \Delta C_{x_ш} + \Delta C_{x_{закр}} + A_{зем} \cdot C^2_{y_{отр}}$, (2.4.25)

де $C_{хотр}$ - коефіцієнт лобового опору літака при нульовій підйомній силі для числа Маха, що відповідає швидкості відриву при зльоті;

$\Delta C_{x_ш}$ - приріст коефіцієнта лобового опору від випущеного шасі;

$\Delta C_{x_{закр}}$ - приріст коефіцієнта лобового опору рахунок випущених закрылков;

$A_{зем}$ - коефіцієнт відвалу поляри з урахуванням впливу близькості землі.

За результатами обробки статистичних даних сучасних літаків можна прийняти:

$$\Delta C_{x_ш} = 0{,}012 + 0{,}1 \cdot C_{x_{о.отр}}; \tag{2.4.26}$$

$$C_{x_{о.отр}} = k_0 \cdot C_{x_{кр.отр}} + \frac{p}{k_{мид}} \cdot C_{x_{ф.отр}}; \tag{1.11}$$

$$C_{x_{кр.отр}} = \frac{0{,}174 \cdot (1 + 2 \cdot \bar{c} + 9 \cdot \bar{c}^2)}{(\lg \mathrm{Re}_{кр.отр} - 1{,}6)^2} \cdot (1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_ф) + 0{,}001 \cdot \bar{l}_щ \ ; \tag{2.4.27}$$

$$\mathrm{Re}_{кр.отр} = 2{,}34 \cdot 10^7 \cdot M_{отр} \cdot \sqrt{\frac{m_{ком}}{\lambda \cdot k_{отд} \cdot p}} \ ; \tag{2.4.28}$$

$$C_{x_{ф.отр}} = 0{,}01 + 0{,}07 \cdot \lambda_ф \ ; \tag{2.4.29};$$

$$\Delta C_{x_{закр}} = \bar{S}^{отр}_{мех} \cdot (6 \cdot \bar{b}_з - 0{,}22) \cdot (6{,}34 \cdot 10^{-4} \cdot \delta_{з.взл} + 2{,}44 \cdot 10^{-5} \cdot \delta^2_{з.взл}) \tag{2.4.30}$$

$$A_{зем} = \frac{2{,}78 \cdot \kappa_2 \cdot (1 + \bar{S}_ф)}{\kappa_1 \cdot \lambda \cdot (\bar{l} + 7.4)} \ ; \tag{2.4.31}$$

$$k_1 = 1 + 6{,}667 \cdot 10^{-4} \cdot \chi^{\circ}_{0,25} - 7{,}778 \cdot 10^{-5} \cdot (\chi^{\circ}_{0,25})^2; \tag{2.4.32}$$

$$k_2 = 1{,}02;$$

$$\bar{S}_ф = \frac{p \cdot k_{отд} \cdot d_ф}{m_{ком}} \cdot \left(\frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} \cdot \sqrt{\frac{m_{ком}}{p \cdot \lambda \cdot k_{отд}}} - \frac{d_ф}{\lambda} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right); \tag{2.4.33}$$

У формулах прийнято такі позначення:

k_0 - коефіцієнт, що враховує збільшення лобового опору за рахунок оперення;

$k_{мид}$ - навантаження на мідель, дан/м2;

p - питоме навантаження на крило, дан/м2;

$k_{инт}$ - коефіцієнт інтерференції між крилом та фюзеляжем;

$\bar{c}$ - середня відносна товщина профілю крила;

$\bar{S}_{ф}$ - відносна площа крила, зайнята фюзеляжем;

$\bar{l}_{щ}$ - відносна довжина щілин, утворених елеронами, закрилками, передкрилками, інтерцепторами;

$M_{отр}$ - число Маха, що відповідає швидкості відриву під час зльоту;

$m_{ком}$ - маса комерційного навантаження, що перевозиться літаком, кг;

$k_{отд}$ - коефіцієнт корисної віддачі літака;

$\lambda_{ф}$ - подовження фюзеляжу;

k_1 - коефіцієнт, що враховує вплив подовження крила на величину індуктивного опору літака;

k_2 - коефіцієнт, що враховує вплив стріловидності крила на величину індуктивного опору літака;

$\bar{l} = l/h$ - відносний розмах крила (l-розмах крила; h-висота від землі до закінчування крила);

$\chi^{\circ}_{0,25}$ - стрілоподібність крила по 0,25 хорди, град.

Результати розрахунку на ЕОМ наведено у додатках:

Графік впливу стріловидності крила на коефіцієнт підйомної сили при відриві наведено на рис. 1.5.2

Графік впливу стріловидності крила на якість при відриві наведено на рис. 1.5.4

3. ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ КРИЛА ПРОЕКТОВАНОГО ЛІТАКА

3.1. РОЗРОБКА МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЇ КРИЛА

Майстер-геометрія представлена в додатку.

3.2. ВИЗНАЧЕННЯ НАВАНТАЖЕНЬ, ЩО ДІЮТЬ НА КРИЛО

На крило впливають розподілені по поверхні повітряні сили і масові сили від конструкції крила, від розташованого в крилі палива і СУ.

Злітна маса $m_{вз} = 22020$кг. Коефіцієнт максимального експлуатаційного перевантаження $n_y{}^{Э}{}_{max}$. Розрахунковий випадок А. Профіль NACA 2212; $\alpha = 21°$, $C_y = 1.60$, $C_x = 0.203$, $C_д = 0.268$; Середня відносна товщина профілю $\bar{c} = 15\%$. $b_0 = 3{,}95$м - коренева хорда; $b_K = 1.13$м - кінцева хорда; $l = 25{,}4$ м - розмах крила; $\lambda = 10$ м - подовження крила; $\eta = 3.5$ - звуження крила; $S = 64{,}5$ м^2; $\chi_{П.К.} = 21^0$ - стрілоподібність крила по передній кромці; $G_{вз} = 216016{,}2$Н - злітна вага літака; $G_{кр} = 18217{,}17$ Н - вага крила;

$\rho = 0.365$кг/м^3 - густина повітря на висоті Н=11 км; $f = 1.5$ - коефіцієнт безпеки;

$$n_y{}^{p} = f \cdot n_y{}^{Э} = 1.5 \cdot 2.5 = 3.75$$

Лонжерони в крилі розташовуємо: - перший лонжерон на відстані 25% хорди від носка крила; - другий лонжерон на відстані 75% хорди від носка крила.

Паливні баки розташовуємо в міжлонжеронній частині крила.

Для обчислення ваги і центру ваги паливного бака скористаємося такими формулами:

$$G_{ТБ} = \frac{1}{3} \cdot \gamma \cdot h \cdot \left(S_i + S_{i+1} + \sqrt{S_i \cdot S_{i+1}}\right),$$

де $\gamma = 8 \frac{кН}{м^3}$.

$$. \; Z_{Ц.Т.} = \frac{1}{4} h \cdot \frac{S_i + 3 \cdot S_{i+1} + 2 \cdot \sqrt{S_i \cdot S_{i+1}}}{S_i + S_{i+1} + \sqrt{S_i \cdot S_{i+1}}}$$

Тоді для першого паливного бака: $S_1 = 0{,}851$ì ^{2}, $S_2 = 0{,}672$ì ^{2}, h=1,802 м.

Отже: $G_{ТБ} = \frac{1}{3} \cdot 8 \cdot 1{,}802 \left(0{,}851 + 0{,}672 + \sqrt{0{,}851 \cdot 0{,}672}\right) = 10{,}952кН;$

$$Z_{Ц.Т.} = \frac{1}{4} \cdot 1{,}802 \cdot \frac{0{,}851+3 \cdot 0{,}672+2 \cdot \sqrt{0{,}851 \cdot 0{,}672}}{0{,}851+0{,}672+\sqrt{0{,}851 \cdot 0{,}672}} = 0{,}866м.$$

Для другого паливного бака: $S_1 = 0{,}647$ì ^{2}, $S_2 = 0{,}368$ì ^{2}, h=3,495 м.

$$G_{ТБ} = \frac{1}{3} \cdot 8 \cdot 3{,}495 \left(0{,}647 + 0{,}368 + \sqrt{0{,}647 \cdot 0{,}368}\right) = 14{,}008кН;$$

$$Z_{Ц.Т.} = \frac{1}{4} \cdot 3{,}493 \cdot \frac{0{,}647+3 \cdot 0{,}368+2 \cdot \sqrt{0{,}647 \cdot 0{,}368}}{0{,}647+0{,}368+\sqrt{0{,}647 \cdot 0{,}368}} = 1{,}585м.$$

Для третього паливного бака: $S_1 = 0{,}368м^2$, $S_2 = 0{,}144м^2$, h=3,94 м.

$$G_{ТБ} = \frac{1}{3} \cdot 8 \cdot 3{,}94 \left(0{,}368 + 0{,}144 + \sqrt{0{,}368 \cdot 0{,}144}\right) = 7{,}798кН;$$

$$Z_{Ц.Т.} = \frac{1}{4} \cdot 3{,}94 \cdot \frac{0{,}368+3 \cdot 0{,}144+2 \cdot \sqrt{0{,}368 \cdot 0{,}144}}{0{,}368+0{,}144+\sqrt{0{,}368 \cdot 0{,}144}} = 1{,}673м.$$

$G_{тб1} = 10{,}952$ кН - вага палива, розташованого в першому паливному баку;

$G_{тб2} = 14{,}008$кН - вага палива, розташованого в другому паливному баку;

$G_{тб3} = 7{,}798$ кН - вага палива, розташованого в третьому паливному баку;

$G_{дв} = 13{,}734$ кН - вага двигуна.

Підйомну силу і складову уздовж осі від рівнодійного масового навантаження конструкції крила визначаємо за формулами:

$$Y = n^P \cdot G_{вз};$$

$$P_{кр} = n^P \cdot G_{кр},$$

$$P_{агр} = n^P \cdot G_{агр},$$

де $n^P = 3.75;$

Тоді

$$Y = 3{,}75 \cdot 216{,}0162 = 810{,}061 \text{ кН};$$

$$P_{кр} = 3{,}75 \cdot 44145 = 68{,}314 \text{ кН};$$

$$P_{тб1} = 3{,}75 \cdot 10{,}952 = 41{,}07 \text{ кН};$$

$$P_{тб2} = 3{,}75 \cdot 14{,}008 = 52{,}53 \text{ кН};$$

$$P_{тб3} = 3{,}75 \cdot 7{,}798 = 29{,}24 \text{ кН};$$

3.2.1. РОЗПОДІЛ ПОВІТРЯНОГО НАВАНТАЖЕННЯ ПО ДОВЖИНІ КРИЛА.

По довжині крила навантаження Y розподіляється за законом відносної циркуляції:

$$q_y^B = \frac{n^p \cdot G_{вз}}{L} \cdot \Gamma,$$

де Γ - відносна циркуляція.

Отримані дані заносимо в таблицю 1.

3.2.2. РОЗПОДІЛ МАСОВОГО НАВАНТАЖЕННЯ КОНСТРУКЦІЇ КРИЛА.

У наближених розрахунках можна вважати, що погонне навантаження масових сил крила пропорційне хордам. Отже, для розрахунків можна користуватися формулою:

$$q_y^{КР} = \frac{n^p \cdot G_{кр}}{S_{кр}} \cdot b(z)\ ,$$

де $b(z)$ - хорда крила.

Сумарне погонне навантаження на крило знаходимо за формулою: $q = q_y^B - q_y^{КР}$.

Отримані дані заносимо в таблицю 1.

Таблиця 1.

i	2z/l	Гпл	b (z), м	qy в, кН/м	qy кр, кН/м	q, кН/м
0	0	1,3435	3,95	39,9906	3,9047	36,0859
1	0,05	1,3367	3,809	39,7882	3,7653	36,0229
2	0,1	1,3298	3,668	39,5828	3,6259	35,9569
3	0,2	1,2908	3,386	38,4219	3,3471	35,0748
4	0,3	1,2228	3,104	36,3978	3,0684	33,3295
5	0,4	1,1484	2,822	34,1833	2,7896	31,3937
6	0,5	1,0570	2,54	31,4626	2,5108	28,9518
7	0,6	0,9571	2,258	28,4890	2,2321	26,2569
8	0,7	0,8538	1,976	25,4142	1,9533	23,4609
9	0,8	0,7430	1,694	22,1161	1,6746	20,4416
10	0,9	0,6090	1,412	18,1275	1,3958	16,7317
11	0,95	0,4593	1,271	13,6715	1,2564	12,4151
12	1	0	1,13	0,0000	1,1170	-1,1170

Будуємо епюру функції (Додаток 1).

3.2.3. ПОБУДОВА ЕПЮР ПОПЕРЕЧНИХ СИЛ, ЗГИНАЛЬНИХ І НАВЕДЕНИХ МОМЕНТІВ.

Під час визначення закону розподілу поперечних сил і згинальних моментів по довжині крила спочатку знаходимо функції Q(z) і M(z) від впливу розподіленого навантаження q(z). Для цього табличним способом обчислюємо інтеграли:

$Q = \int_{l/2}^{Z} q(z)dz$, $\mathrm{M} = \int_{l/2}^{\mathrm{Z}} \mathrm{Q(z)dz}$, методом трапецій. Початкове значення $\Delta Q_{10} = \frac{2}{3} \cdot q_{10} \cdot \Delta Z_{11}$, $\Delta \mathrm{Q}_{10} = \mathrm{Q}_{10}$.

Далі розрахунок проводимо за такими формулами:

$$\Delta Q_i = \frac{q_{i+1}+q_i}{2} \cdot \Delta Z_i \quad Q_i = Q_{i+1} + \Delta Q_i; .$$

Аналогічно розраховуємо величини згинальних моментів:

Початкове значення $\Delta M_{10} = \frac{1}{2} \cdot Q_{10} \cdot \Delta Z_{11}$, $\Delta M_{10} = M_{10}$. Далі розрахунок проводимо за такими формулами: $\Delta M_i = \frac{Q_{i+1}+Q_i}{2} \cdot \Delta Z_i$; $M_i = M_{i+1} + \Delta M_i$.

Отримані результати заносимо в таблицю 2:

Таблиця 2

i	Zi	Δ Zi	q, кН/м	Δ Q, кН	Q, кН	Δ M, кНм	M, кНм
0	0	-	36,0859	-	344,6613	-	1833,5345
1	0,05	0,635	36,0229	22,8946	321,7667	211,5909	1621,9435
2	0,1	0,635	35,9569	22,8536	298,9131	197,0659	1424,8777
3	0,2	1,27	35,0748	45,1051	253,8080	350,9779	1073,8998
4	0,3	1,27	33,3295	43,4367	210,3713	294,7538	779,1459
5	0,4	1,27	31,3937	41,0992	169,2721	241,0735	538,0724
6	0,5	1,27	28,9518	38,3194	130,9527	190,6427	347,4296
7	0,6	1,27	26,2569	35,0576	95,8952	144,0484	203,3812
8	0,7	1,27	23,4609	31,5708	64,3243	101,7394	101,6419
9	0,8	1,27	20,4416	27,8781	36,4463	63,9893	37,6525
10	0,9	1,27	16,7317	23,6050	12,8413	31,2976	6,3549
11	0,95	0,635	12,4151	9,2541	3,5871	5,2160	1,1389
12	1	0,635	-1,1170	3,5871	0	1,1389	0,0000

Будуємо епюри функцій Q, M в одній системі координат і в одному масштабі. Епюри згинальних моментів будують на розтягнутому волокні.

Обчислимо P і M від впливу агрегатів, розташованих на крилі:

$P_{агр} = G_{агр} \cdot n^p$, $M_{агр} = P_{агр} \cdot l_{агр}$.

$P_{дв} = 13{,}734 \cdot 3{,}75 = 51{,}5$ кН; $M_{дв.} = 51{,}5 \cdot 3{,}57 = 183{,}86$кНм;

$P_{тб1} = 3{,}75 \cdot 10{,}952 = 41{,}07$кН; $M_{тб1} = 41{,}07 \cdot 2{,}512 = 103{,}168$кНм;

$P_{тб2} = 3{,}75 \cdot 14{,}008 = 52{,}53$ кН; $P_{тб2} = 3{,}75 \cdot 14{,}008 = 52{,}53$кНм;

$P_{тб3} = 3{,}75 \cdot 7{,}798 = 29{,}24$кН; $M_{тб3} = 29{,}24 \cdot 9{,}018 = 263{,}686$кНм.

Будуємо епюри від впливу зосереджених масових сил. Потім будуємо епюри Q^z, M^z. (Додаток).

При побудові епюри наведених моментів спочатку задаємося положенням осі приведення. Будуємо епюру погонних моментів m_Z від впливу розподілених навантажень q_n^B і q_n^{KP}. q_n^B і q_n^{KP} знаходимо за формулами:

$$q_n = q_Y^B \cdot \frac{cos(\theta-\alpha)}{cos\,\theta}, \; q_n = q_Y^{KP} \cdot \frac{cos(\theta-\alpha)}{cos\,\theta}.$$

Для погонних моментів: $m_Z = q_n^B \cdot e - q_n^{KP} \cdot d$,

де $\theta = arctg\frac{C_X}{C_Y}$,

Тоді $\theta = arctg\frac{0.203}{1.6} = 7.23^o$,

e, d - відстані до точок прикладання навантажень q_n^B, q_n^{KP} до осі приведення,

e = z i · tg γ + 0,268·b i ; d = const = z i · tg γ + 0,4·b 0.

Інтегруючи епюру m_Z, отримуємо приведені моменти M_Z від впливу розподілених навантажень. Схема розрахунку має вигляд:

Початкове значення$\Delta M_{Z10} = \frac{2}{3} \cdot m_{Z10} \cdot \Delta Z_{11}$, $\Delta M_{Z10} = M_{Z10}$.

Далі розрахуємо за такими формулами: $\Delta M_{Zi} = \frac{m_{Zi+1}+m_{Zi}}{2} \cdot \Delta Z_i$;

$M_{Zi} = M_{Zi+1} + \Delta M_{Zi}$.

Отримані результати заносимо в таблицю 3:

Таблиця 3

i	Zi	Δ Zi	$q_i^{\hat{a}}$, кН/м	*e*, м	$q_i^{\hat{e}\eth}$, кН/м	*d*, м	m_z, кН	Δ Mz	
0	0	-	39,1525	1,0586	3,8228	1,5800	35,4068	-	435,9962
1	0,05	0,635	38,9544	1,0907	3,6864	1,5935	36,6143	22,8667	413,1295
2	0,1	0,635	38,7533	1,1229	3,5499	1,6070	37,8094	23,6295	389,4999
3	0,2	1,27	37,6167	1,1871	3,2770	1,6341	39,3002	48,9646	340,5353
4	0,3	1,27	35,6351	1,2514	3,0041	1,6611	39,6022	50,1030	290,4323
5	0,4	1,27	33,4669	1,3156	2,7311	1,6881	39,4188	50,1783	240,2540
6	0,5	1,27	30,8033	1,3799	2,4582	1,7151	38,2880	49,3439	190,9102
7	0,6	1,27	27,8920	1,4441	2,1853	1,7422	36,4720	47,4726	143,4375
8	0,7	1,27	24,8816	1,5084	1,9124	1,7692	34,1471	44,8431	98,5944
9	0,8	1,27	21,6526	1,5726	1,6395	1,7962	31,1065	41,4360	57,1584
10	0,9	1,27	17,7476	1,6369	1,3665	1,8233	26,5589	36,6175	20,5409
11	0,95	0,635	13,3850	1,6690	1,2301	1,8368	20,0801	14,8079	5,7330
12	1	0,635	0,0000	1,7011	1,0936	1,8503	-2,0235	5,7330	0,0000

Будуємо епюри m_Z, M_Z.

Наведений момент від впливу зосереджених мас знаходимо за формулою:

$$M_{Zi}^{агр} = \pm n^p \cdot G_i^{агр} \cdot \frac{cos(\theta-\alpha)}{cos\,\theta} \cdot r_i,$$

де r_i - відстань від центру ваги і-того агрегату до осі приведення, м,

$\frac{cos(\theta-\alpha)}{cos\,\theta} = \frac{cos(7.23-21)}{cos\,7.23} = 0.979$.

$M_{дв}$=-3,75-13,734-0,979-(-0,2475)=12,4792 кНм;

$M_{тб1} = -3{,}75 \cdot 10{,}952 \cdot 0{,}979 \cdot 1{,}975 = -79{,}41$кНм;

$M_{тб2}$=-3,75-14,008-0,979-1,975=-101,5681 кНм;

$M_{тб3} = -3{,}75 \cdot 7{,}798 \cdot 0{,}979 \cdot 1{,}975 = -56{,}5411$кНм.

Будуємо епюру$M_{Zi}^{агр}$ (Додаток 1).

3.2.4. ПЕРЕВІРКА В КОРЕНЕВОМУ ПЕРЕРІЗІ.

Значення поперечної сили, згинального і приведеного моментів у кореневому перерізі перевіряють за формулами:

$$Q_{корн}^{\Sigma} = n_p \cdot (\frac{1}{2} \cdot (G_{вз} - G_{кр}) - \sum_к G_к^{агр}) \quad ;$$

$$M_{корн}^{\Sigma} = n_p \cdot (\frac{1}{2} \cdot (G_{вз} - G_{кр}) \cdot C - \sum_к G_к^{агр} \cdot C_к) \; ;$$

$$M_{Zкорн}^{\Sigma} = n_p \cdot (\frac{1}{2} \cdot G_{вз} \cdot e - \frac{1}{2} \cdot G_{кр} \cdot d - \sum_к G_к^{агр} \cdot r_к),$$

де C - відстань від кореневого перерізу до точки прикладання рівнодійного повітряного навантаження;

$C_к$- відстань від кореневого перерізу до центру ваги *k*-того агрегату;

e, d - відстані від осі приведення до точок перетину площини $Z = C$ з лінією центрів тиску і з лінією центрів ваги; *e* = 1,275м; *d* = 1,975м.

$r_к$ відстань від осі приведення до центру ваги k-того агрегату.

Значення C знаходимо за формулою:

$$C = \frac{l}{6} \cdot \frac{2+\eta}{1+\eta} \quad ,$$

де $\eta = \frac{b_{корн}}{b_{конц}} = 3{,}5.$

Тоді $C = \frac{25{,}4}{6} \cdot \frac{2+3{,}5}{1+3{,}5} = 5{,}1741.$

Отже,

$Q_{корн}^{\Sigma} = 3{,}75 \cdot (\frac{1}{2} \cdot (216{,}016 - 18{,}217) - 13{,}734 - 10{,}952 - 14{,}008 - 7{,}798) = 196{,}53$ кН

$$M^{\Sigma}_{корн} = 3{,}75 \cdot (\frac{1}{2} \cdot (216{,}016 - 18{,}217) \cdot 5{,}1741 - 13{,}734 \cdot 3{,}56 - 10{,}952 \cdot 2{,}512 -$$

$$-14{,}008 \cdot 5{,}363 - 7{,}798 \cdot 9{,}018) = 1086{,}991 кНм$$

$$M^{\Sigma}_{Zкорн} = 3{,}75 \cdot (\frac{1}{2} \cdot 216{,}016 \cdot 1{,}275 - \frac{1}{2} \cdot 18{,}217 \cdot 1{,}975 - 13{,}734 \cdot (-0{,}248) -$$

$$-(10{,}952 + 14{,}008 + 7{,}798) \cdot 1{,}975) = 219{,}11 кНм$$

Погрішності обчислення величин Q^{Σ} , M^{Σ} , M^{Σ}_{Z} :

$$\Delta Q = \frac{Q^{\Sigma}_{пров} - Q^{\Sigma}_{граф}}{Q^{\Sigma}_{граф}} \cdot 100\frac{0}{0} = \frac{|196{,}53 - 175{,}7|}{175{,}7} \cdot 100\frac{0}{0} = 11{,}8\% ;$$

$$\Delta M = \frac{M^{\Sigma}_{пров} - M^{\Sigma}_{граф}}{M^{\Sigma}_{граф}} \cdot 100\frac{0}{0} = \frac{|1087 - 1001|}{1001} \cdot 100\frac{0}{0} = 8{,}6\frac{0}{0} ;$$

$$\Delta M_z = \frac{M^{\Sigma}_{Zпров} - M^{\Sigma}_{Zграф}}{M^{\Sigma}_{Zграф}} \cdot 100\frac{0}{0} = \frac{|219{,}1 - 211|}{211} \cdot 100\frac{0}{0} = 3{,}8\frac{0}{0}$$

3.2.5. ВИЗНАЧЕННЯ ПОЛОЖЕННЯ ПОПЕРЕЧНОЇ СИЛИ В РОЗРАХУНКОВОМУ ПЕРЕРІЗІ.

Вибираємо розрахунковий переріз $\bar{z} = 0{,}2$ (див. додаток 2). Тоді для розрахункового перерізу $S_{отс} = 22{,}941$м2.

Інші параметри беремо з креслення відповідно до масштабу.

Знаючи поперечну силу в розрахунковому перерізі, визначимо точку прикладання поперечної сили по хорді крила розрахункового перерізу:

$$x_H = \frac{M_z}{Q} = \frac{340{,}53}{253{,}81} = 1{,}3417\text{м}.$$

3.3. ВИБІР МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ КРИЛА.

Правильний вибір матеріалів багато в чому визначає успіх спроектованої конструкції. Під час вибору матеріалів необхідно враховувати такі чинники: механічні характеристики; умови роботи конструкції (види навантаження і характеристики зовнішнього середовища); втомні характеристики матеріалу (швидкість розвитку тріщин, залишкова міцність тощо); вартість матеріалу; технологічність, тобто можливість оброблення матеріалу тим чи іншим технологічним методом без додаткових витрат; ступінь освоєння технології одержання цього матеріалу.

Оскільки крило є ресурсним агрегатом, то під час вибору марки конструкційних матеріалів необхідно звертати увагу на його втомні характеристики та використовувати систему заходів щодо підтримання заданого ресурсу.

У таблиці 3 наведено марки конструкційних матеріалів, які використовують для елементів конструкції ОЧК і їхні механічні характеристики [17].

Механічні властивості матеріалів, що застосовуються в конструкції ОЧК

Таблиця 3..

Найменування елемента поздовжнього набору крила	Матеріал	Механічні властивості			Стан
		$\sigma_в$, МПа	$\sigma_р$, МПа	$\sigma_т$, МПа	Е, МПа
Верхні панелі ОЧК	В95	617	320	548	$0{,}712 \cdot 10^5$
Нижні панелі ОЧК	Д16Т	440	270	300	$0{,}71 \cdot 10^5$
Стінки лонжеронів	Д16Т	440	270	300	$0{,}71 \cdot 10^5$
Верхні пояси лонжеронів	В95	617	320	548	$0{,}712 \cdot 10^5$
Нижні пояси лонжеронів	Д16Т	440	270	300	$0{,}71 \cdot 10^5$

3.4. ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК ПОПЕРЕЧНОГО ПЕРЕРІЗУ КРИЛА.

3.4.1 ЗАГАЛЬНІ ЗАЛЕЖНОСТІ.

Товщину обшивки в першому наближенні знаходимо за формулою: $\delta = \frac{q_0}{\tau_{разр}}$, де

q_0 - дотичне зусилля від впливу крутного моменту,

$\tau_{разр}$- руйнівна дотична напруга, $\tau_{разр}$=1/3$\sigma_в$.

Припускаючи, що крутний момент сприймається зовнішнім контуром без хвостової частини, для дотичного зусилля можна записати: $q_0 = \frac{M_{кр}}{\Omega} = \frac{d \cdot Q}{\Omega}$.

де $\Omega = 45{,}887$м2 - подвоєна площа зовнішнього контуру,

d = 0,635м - відстань від точки прикладання перерізуючої сили до центру жорсткості перерізу.

За наявності стрингерного підкріплення обшивки руйнівну дотичну напругу, що руйнує, можна прийняти рівною: $\tau_{разр} = \frac{1}{3}\sigma_B = \frac{1}{3} \cdot 440 = 146.67$ МПа.

Тоді: $\delta = \frac{d \cdot Q_y}{\Omega \cdot \tau_{разр}} = \frac{0{,}635 \cdot 253810}{45{,}887 \cdot 146.67 \cdot 10^6} = 0{,}24 \cdot 10^{-4}$м.

Відстань між стрингерами t знаходять з умови отримання хвилястості поверхні крила не вище певного значення. Величина повинна задовольняти нерівності:

$$\frac{\delta}{t} \geq \sqrt[3]{\frac{(1-\mu^2)P_0}{32E \cdot \bar{y}}} .$$

Тут $P_0 = P_н$, $P_0 = P_в$ - тиск у горизонтальному польоті на нижній і верхній поверхнях крила;

$\mu = 0{,}3$ - коефіцієнт Пуансона;

E - модуль пружності першого роду.

Наближено величини $P_н$ і $P_в$ вважаємо рівними

$$P_H = \frac{1}{3} \cdot \frac{G}{S} = \frac{1}{3} \cdot \frac{216{,}016}{64{,}5} = 0{,}00112 \text{ МПа}, \qquad P_B = \frac{2}{3} \cdot \frac{G}{S} = \frac{2}{3} \cdot \frac{216{,}016}{64{,}5} = 0{,}00223 \text{МПа}.$$

Параметр $\bar{y}$ є відносним прогином, рекомендоване значення якого не більше $\bar{y} = 0{,}002$.

З міркування технологічності виберемо стандартну товщину листа: $\delta_в = 2$мм і $\delta_н = 1{,}5$мм.

Прийнявши у формулі знак рівності, знайдемо максимально допустимі відстані між стрингерами:

$$t_H = \delta \cdot \sqrt[3]{\frac{32E \cdot \bar{y}}{(1-\mu^2)P_H}} = 1{,}5 \cdot \sqrt[3]{\frac{32 \cdot 0.71 \cdot 10^5 \cdot 0.002}{(1-0.3^2) \cdot 0.00126}} = 246{,}9 \text{ мм},$$

$$t_B = \delta \cdot \sqrt[3]{\frac{32E \cdot \bar{y}}{(1-\mu^2)P_B}} = 2 \cdot \sqrt[3]{\frac{32 \cdot 0{,}71 \cdot 10^5 \cdot 0{,}002}{(1-0{,}3^2) \cdot 0{,}00223}} = 261{,}6 \text{мм}.$$

Задаємося кроком ребер $t_H = t_B = 241$мм.

Остаточно отримаємо: $n_H^{стр} = n_B^{стр} = 7$.

Під час підбору поздовжніх силових елементів спочатку знайдемо зусилля, що сприймаються верхньою і нижньою половинками поперечного перерізу крила. Середню висоту перерізу визначимо за формулою:

$$H_{ср} = \frac{1}{2}(H_1 + H_2)\mu$$

де H_1, H_2 - висоти профілю в місцях розташування першого і другого лонжеронів, коефіцієнт $H_{ср} = 0{,}95$ враховує, що відстань між центрами тяжіння полиць лонжеронів менша за теоретичну висоту профілю в місцях встановлення лонжеронів.

Тоді: $H_{ср} = \frac{1}{2}(477{,}6 + 297{,}3)0{,}95 = 368 мм$

Сили, що діють на нижню і верхню панелі, визначимо за формулами:

$$P_{пан} = \frac{M_x}{H_{ср}} = \frac{1000{,}8}{0{,}368} = 2719{,}6 \text{ кН}.$$

Зусилля, що сприймається кожною половиною перерізу, можна представити як суму зусилля, що навантажує лонжерони, і зусилля, що сприймається стрингерами й

обшивкою. Введемо коефіцієнт $\eta = 0,4$, що визначає частку зусилля, яке сприймають стрингери та обшивка. Тоді:

$$P_{со} = \eta \cdot P_{пан} = 0,4 \cdot 2,7196 \cdot 10^6 = 1,0878 \cdot 10^6 \text{ Н};$$

$$P_{лонж} = P_{пан} - P_{со} = (2,7196 - 1,0878) \cdot 10^6 = 1,6318 \cdot 10^6 \text{Н}.$$

3.4.2. ПІДБІР ПОЗДОВЖНЬОГО СИЛОВОГО НАБОРУ В РОЗТЯГНУТІЙ ЗОНІ.

Зусилля $P_{со}^{р}$ в розтягнутій зоні визначається рівністю: $P_{со}^{р} = n\sigma_{стт}^{р}\left(\kappa_2 F_{стр}^{р} + \kappa_3 \varphi^{р} \delta_н t_н\right)$

де n - кількість стрингерів у розтягнутій зоні;

$\sigma_{стр}^{р} = \sigma_д$ - розрахункова руйнівна напруга стрингера в розтягнутій зоні;

$F_{стр}^{р}$ - площа поперечного перерізу одного стрингера;

$\delta_н$ і $t_н$ - товщина обшивки і відстань між стрингерами в розтягнутій зоні;

$\varphi^{р}$ =1 - коефіцієнт;

$к_2$=1 - коефіцієнт, що враховує ослаблення поперечного перерізу стрингера отворами під заклепки,

$к_3$=1 - коефіцієнт, що враховує ослаблення обшивки отворами під заклепки в місцях кріплення до обшивки нервюр і стрингерів і відмінності в коефіцієнтах пружності листів і профілів через недосконаліть натягу обшивки під час клепки.

Площа стрингера в розтягнутій зоні дорівнює:

$$F_{стр}^{р} = \frac{P_{со}^{р} - n\sigma_{стр}^{р} к_3 \phi^{р} \delta_н t_н}{n\sigma_{стр}^{р} к_2} \quad ,$$

$$\boldsymbol{F_{стр}^{р} = \frac{1087800 - 7 \cdot 320 \cdot 10^6 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 0,0015 \cdot 0,241}{7 \cdot 320 \cdot 10^6 \cdot 1} = 0,000124 м^2 = 1,24 см^2} \ .$$

Підберемо із сортаменту необхідний профіль: бульбокутник Д16-Т-ПР-102-10.

F = 1,261 см2 ; x_0 = 4,29; y_0 = 14,88; J_x = 2,012; J_y = 0,333;

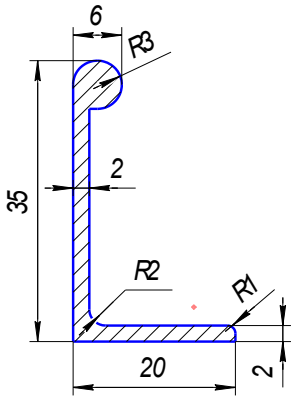


Рис. 3.1. Стрингер у розтягнутій зоні

Зусилля $P_л^p$, що сприймається полицями лонжеронів у розтягнутій зоні, знаходимо за формулою: $P_л^p = \sigma_л^p \cdot F_л^p \cdot \kappa_2$

Звідси: $F_л^p = \frac{P_л^p}{\sigma_л^p \cdot \kappa_2}$,

де $\sigma_л^p$ - розрахункова руйнівна напруга розтягнутої полиці.

$$\boldsymbol{F_л^p = \frac{1{,}6318 \cdot 10^6}{440 \cdot 10^6} = 0{,}003709 м^2 = 37{,}09 см^2.}$$

Площу $F_л^p$ розподілимо між розтягнутими полицями переднього і заднього лонжеронів.

$$\boldsymbol{\frac{F_{лп}^p}{F_{лз}^p} = \frac{H_1^2}{H_2^2} = 1{,}352}\ ,\ \boldsymbol{\frac{F_{лп}^p}{F_{лз}^p} = \frac{H_1^2}{H_2^2} = \frac{477{,}6^2}{297{,}3^2} = 2{,}58}$$

$$\boldsymbol{F_{лп}^p + F_{лз}^p = 37{,}09 см^2}\ .$$

$$\boldsymbol{F_{зл}^p = \frac{37{,}09}{3{,}58} = 10{,}36 см^2};\quad \boldsymbol{F_{пл}^p = 10{,}36 \cdot 2{,}58 = 26{,}73 см^2}$$

Розв'язуючи ці два рівняння, отримуємо $\boldsymbol{F_{лз}^p = 10{,}36 см^2}$,$\boldsymbol{F_{лп}^p = 26{,}73 см^2}$.

3.4.3. ПІДБІР ПОЗДОВЖНЬОГО СИЛОВОГО НАБОРУ В СТИСНУТІЙ ЗОНІ.

Зусилля $\boldsymbol{P_{со}^c}$ в стиснутій зоні визначається рівністю:

$$P_{со}^c = n\sigma_{стт}^c\left(F_{стр}^c + F_{обш}\right),$$

де n - кількість стрингерів у стиснутій зоні, n = 7;

$\sigma_{стр}^c$ - розрахункове руйнівне напруження стрингера в стиснутій зоні,

$\sigma_{стр}^c = 0{,}9 \cdot \sigma_{в\ стр}$

$\sigma_{стр}^c = 0{,}9 \cdot 617 = 555{,}3 МП$

$F_{стр}^c$ - площа поперечного перерізу одного стрингера в стиснутій зоні;

$F_{обш}$ - приєднана площа обшивки, що працює разом із напруженнями стрингера. У першому наближенні приймаємо площу приєднаної обшивки рівну

$F_{обш} = 30\delta_в^2 = 30 \cdot 2^2 = 120 мм^2 = 0{,}00012 м^2$.

Площа поперечного перерізу одного стрингера в стиснутій зоні дорівнює

$$F_{стр}^c = \frac{P_{со}^c - n\sigma_{стр}^c F_{обш}}{n\sigma_{стр}^c} = \frac{1{,}0878 \cdot 10^6 - 7 \cdot 555{,}3 \cdot 10^6 \cdot 0{,}00012}{7 \cdot 555{,}3 \cdot 10^6} = 0{,}00016 м^2 = 1{,}6 см^2.$$

Підберемо зі сортаменту необхідний профіль: бульбокутник В-95-ПР-102-11.

F = 1,825 см2 ; x0 = 5,56; y0 = 16,33; Jx = 3,746; Jy = 0,796;

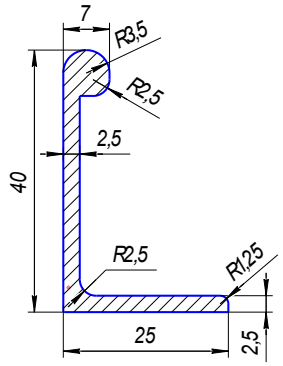


Рис. 3.2. Стрингер у стиснутій зоні

Критичні напруження стійкості стрингера визначають за формулою:

$$\sigma_{крстр} = \sigma_{встр}\frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2}\ , \qquad \text{де } \nu = \sigma_{встр}/\sigma_э\ ;$$

$\sigma_{встр}$ - межа міцності матеріалу стрингера;

$\sigma_э$ - ейлерове критичне напруження, що визначається за формулами будівельної механіки для стрижнів і пластин.

У разі місцевої втрати стійкості стрингера величина:

$$\boldsymbol{\sigma_э = \frac{к \cdot E}{\left(в/\delta\right)^2}.}$$

Тут $в$ і δ - ширина і товщина стінки стрингера, що втрачає стійкість як пластина; $К$ - коефіцієнт, що враховує умови закріплення граней стінки.

$\sigma_э = \frac{4 \cdot 0{,}712 \cdot 10^{11}}{\left(\frac{40}{2{,}5}\right)^2} = 1112{,}5 МПа$; $\qquad \sigma_э = \frac{4 \cdot 0{,}712 \cdot 10^{11}}{\left(\frac{25}{2{,}5}\right)^2} = 2848 МПа$

$\boldsymbol{\nu = \frac{617}{1112{,}5} = 0{,}555}$, $\qquad \sigma_{кр\ \ стр} = 617 \cdot \frac{1+0{,}555}{1+0{,}555+0{,}555^2} = 515 МПа.$

Ширина приєднаної обшивки 2с, що працює з напруженнями стрингера, визначається за формулою:

$$\sigma_{стр} = \sigma^c_{стр}\ ; \qquad 2c = 1{,}9 \cdot \delta_в \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_{стр}}} = 1{,}9 \cdot 2 \cdot \sqrt{\frac{0{,}712 \cdot 10^5}{555{,}3 \cdot 10^6}} = 0{,}043 м$$

Уточнивши значення $\boldsymbol{P^c_{со}}$, можна знайти зусилля $P^c_л$, що сприймається полицями лонжеронів у стиснутій зоні. Сумарну площу полиць лонжеронів у стиснутій зоні отримуємо з рівняння: $F^c_л$; $\qquad P^c_л = \sigma^c_л \cdot F^c_л \qquad \sigma^c_л = \sigma_{вл}$

$$F^c_л = \frac{P^c_л}{\sigma^c_л} = \frac{1631800}{617 \cdot 10^6} = 0{,}002645 м^2 = 26{,}45 см^2.$$

Знайдена площа $F^c_л$ розподіляється між переднім і заднім лонжеронами.

$\frac{F^c_{лп}}{F^c_{лз}} = \frac{H_1^2}{H_2^2} = \frac{477{,}6^2}{297{,}3^2} = 2{,}58$, $\qquad F^c_{лп} + F^c_{лз} = 26{,}45 см^2$;

$F^c_{зл} = \frac{26{,}45}{3{,}58} = 7{,}39 см^2$; $\qquad F^c_{пл} = 7{,}39 \cdot 2{,}58 = 19{,}07 см^2$

Отримуємо: $F_{лз}^{c} = 7{,}39см^2$, $F_{лп}^{c} = 19{,}07см^2$.

3.4.4. ПІДБІР ТОВЩИНИ СТІНОК ЛОНЖЕРОНА.

Під час наближеного розрахунку можна записати, що центр жорсткості поперечного перерізу крила лежить у центрі ваги жорсткостей лонжеронів на вигин, тобто можна записати: $в = \frac{aE_2I_2}{E_1I_1+E_2I_2}$,

де E_1 і E_2 - модулі пружності матеріалу полиць лонжерона;

a - міжлонжеронна відстань, a = 1,975 м;

I_1 і I_2 - моменти інерції переднього і заднього лонжеронів щодо відповідних центральних осей. Під час обчислення моментів інерції I_1 і I_2 вплив стінок лонжеронів не враховуємо, вважаючи, що останні працюють тільки на зсув.

I_1 = 1,1685-10-6 м4; I_2 = 0,1755-10-6 м4;

$$\hat{a} = \frac{1{,}975 \cdot 0{,}71 \cdot 10^{11} \cdot 0{,}1755 \cdot 10^{-6}}{0{,}71 \cdot 10^{11}\left(1{,}1685 \cdot 10^{-6} + 0{,}1755 \cdot 10^{-6}\right)} = 0{,}183\grave{i}$$

Переносячи поперечну силу Q зі статичним нулем у центр жорсткості, при цьому вона еквівалентна двом силам:

$$Q_1 = Q\frac{a-в}{a} = 253{,}81 \cdot 10^3 \frac{1{,}975-0{,}183}{1{,}975} = 230{,}3 \cdot 10^3 H,$$

$$Q_2 = Q\frac{в}{a} = 253{,}81 \cdot 10^3 \frac{0{,}183}{1{,}975} = 23{,}5 \cdot 10^3 H.$$

Сили Q_i викликають потоки дотичних зусиль q_i в стінках лонжеронів. Якщо припустити, що крутний момент сприймається тільки зовнішнім контуром перерізу крила, то цей момент урівноважується потоком дотичних зусиль q_0. Отже, товщину стінок лонжеронів δ_1 і δ_2 можна знайти з рівнянь

$$\tau_{разр}\delta_1 H_1 = Q_1 , \qquad \tau_{разр}\delta_2 H_2 = Q_2 + q_0 H_2 ,$$

де H_i (i = 1,2) - висота стінки і-го лонжерона;

$\tau_{разр}=(0{,}25\ldots0{,}35)\sigma_в$ - руйнівна напруга зсуву.

Отримуємо: $\delta_1 = \frac{Q_1}{H_1} \cdot \tau_{разр} = \frac{230{,}3 \cdot 10^3}{0{,}4776 \cdot 0{,}25 \cdot 440 \cdot 10^6} = 4{,}4 \cdot 10^{-3} м = 4{,}4мм$,

$$\delta_2 = \frac{Q_2 - q_0 H_2}{\tau_{разр} H_2} = \frac{23{,}5 \cdot 10^3 - \frac{211 \cdot 10^3}{45{,}887} \cdot 0{,}2973}{0{,}2973 \cdot 0{,}25 \cdot 440 \cdot 10^6} = 0{,}0007м = 1мм$$

3.4.5. ВИЗНАЧЕННЯ ВІДСТАНІ МІЖ НЕРВЮРАМИ.

Відстань між нервюрами визначається з умови рівноміцності за умови місцевої втрати стійкості стрингера і за умови загальної втрати стійкості стрингера з приєднаною обшивкою.

Критичні напруження загальної втрати стійкості визначаються за формулою:

$$\sigma^{э}_{кр.общ} = \frac{\pi^2 EI}{(F_{стр}+F_{общ})(\mu l)^2},$$

де Е - модуль пружності стрингера;

I - момент інерції перерізу, що проходить через центр тяжіння цього перерізу, і паралельної площині обшивки;

L - відстань між нервюрами;

μ - коефіцієнт, що враховує умову спирання на кінцях ділянки стрингера, довжиною

l. $\sigma^{э}_{кр.стр} = \sigma_{э}$.

Відстань між нервюрами дорівнює:

$$l = \sqrt{\frac{\pi^2 EI}{\sigma_{э}(F_{стр} + F_{общ})}} \cdot \frac{1}{\mu} = \sqrt{\frac{3{,}14^2 \cdot 0{,}71 \cdot 10^{11} 0{,}793 \cdot 10^{-7}}{1112{,}5 \cdot 10^{6}(0{,}000126 + 0{,}00012)}} \cdot \frac{1}{1} = 0{,}451м$$

Приймаємо відстань між нервюрами рівну 450 мм.

3.5. ПРОГНОЗУВАННЯ РЕСУРСУ АГРЕГАТУ В РЕГУЛЯРНИХ І НЕРЕГУЛЯРНИХ ЗОНАХ

3.5.1. ВПЛИВ ТИПУ ЗАКЛЕПОК І ЧИСЛА ЇХНІХ РЯДІВ НА ДОВГОВІЧНІСТЬ ЗРІЗНИХ ЗАКЛЕПУВАЛЬНИХ З'ЄДНАНЬ

Необхідно провести розрахунок довговічності і побудувати базові криві пластин із матеріалу 1163АТВ з отворами, заповненими незавантаженими заклепками ОСТ1 34052-85 і ОСТ1 34040-79.

Розрахунок довговічності провести на ЕОМ для двох варіантів виконання однозрізних з'єднань внапуск за постановки заклепок ОСТ1 34052-85 і ОСТ1 34040-79 для двох значень кількості рядів заклепок за різних віднульованих напружень у перерізі "брутто", які визначають навантаженням, що розтягує, на з'єднання [18].

Провести розрахунок втомної довговічності за заданих напружень із використанням експериментального виразу для кривої втоми з'єднання, отриманого в ХАІ.

За результатами розрахунків побудувати криві втоми незавантаженого з'єднання за різних типів заклепок, завантаженого з'єднання за різних типів заклепок і різного числа рядів і криву втоми трирядного з'єднання.

Провести аналіз результатів розрахунку. Зробити висновки про вплив типу заклепок і числа рядів у з'єднанні на його втомну довговічність.

Ескіз варіантів виконання з'єднань планера літака з ексцентриситетом передачі навантаження показано на рис. 3.5.1.

У разі руйнування з'єднання в зоні аркуша, ослабленої отворами під заклепки, його довговічність можна оцінити за методикою Стебенева з використанням виразу для наведених напружень, записаного з урахуванням напружень вигину:

$$\sigma_0 = k_{см} \cdot \sigma_{см} + \sigma_л + 0{,}5\sigma_и, \quad (3.7.1)$$

Де σ_0 - номінальна напруга в пластині з отвором, заповненим заклепкою, встановленою за тією самою технологією, що й у з'єднанні, яке ми розглядаємо;

$\sigma_{см}$і $\sigma_л$- номінальні напруження, зумовлені силою, що сприймається заклепками розглянутого ряду $P_{кэ1}$, і силою (P-$P_{кэ1}$), яка проходить листом до решти рядів заклепок $\sigma_{см}$= $P_{кэ1}$/dS; $\sigma_л$= (P-$P_{кэ1}$)/Bs;

B та s - ширина й товщина аркуша,

d - діаметр отвору під заклепку;

$\sigma_и$ - номінальні напруження в перерізі деталей за віссю отворів, зумовлені дією згинального моменту, що сприймається елементами, які з'єднуються;

$k_{см}$ - коефіцієнт, що дорівнює відношенню

$k_{эф.см}/k_{эф.л}$, де $k_{эф.см}$та $k_{эф.л}$- ефективні коефіцієнти концентрації напружень, відповідно, в однорядного з'єднання і в з'єднання з ненавантаженою на зріз заклепкою.

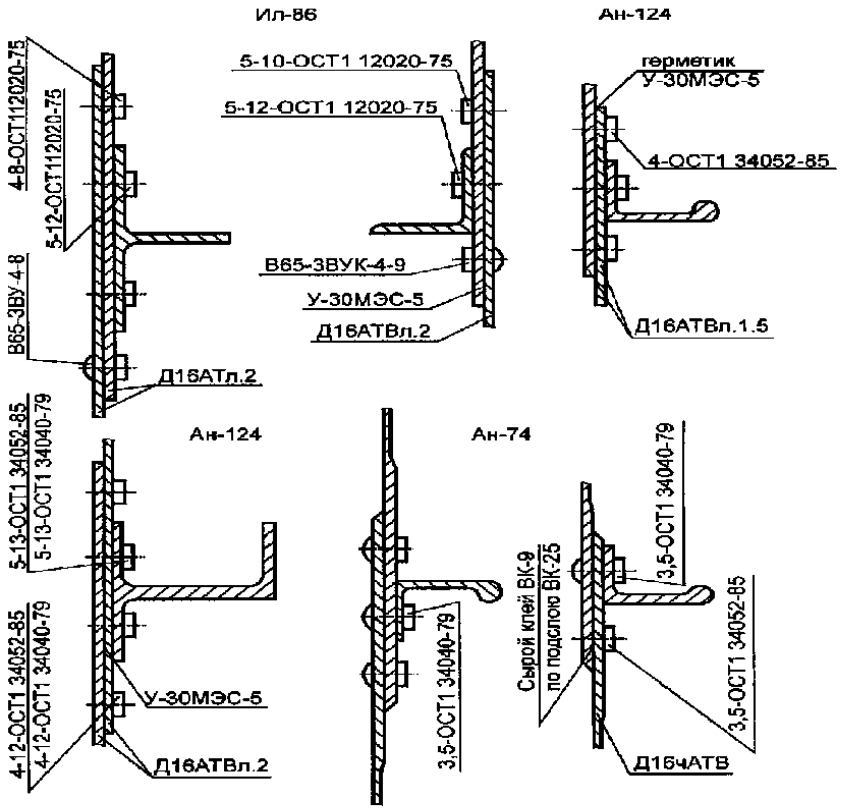


Рис. 3.3 Варіанти виконання однозрізних з'єднань внахлестку в конструкції планера сучасних літаків

Якщо для цієї технології відомі базові криві втоми для з'єднань із ненавантаженими на зріз заклепками та залежність $k_{см} = f(N)$, розрахунок стику зводиться до визначення розподілу зусилля по рядах кріпильних елементів, номінальної напруги від дії згинального моменту та кривої втоми з'єднання.

Проведені в ХАІ втомні випробування дають змогу записати відповідно вирази для базових кривих пластин зі сплаву Д16АТ із заклепками (ОСТ1 34052-85 і ОСТ1 34040-79) у такому вигляді:

$$N\sigma_{бpp0}^{4,833} = 1{,}794 \cdot 10^{16}, \qquad \text{або} \quad \sigma_{бpp0} = 2{,}3059 \cdot 10^{3} \cdot N^{-0{,}2069};$$

$$N\sigma_{бpp0}^{4,415} = 5{,}8536 \cdot 10^{16}, \qquad \text{або} \quad \sigma_{бpp0} = 3{,}724 \cdot 10^{3} \cdot N^{-0{,}2265},$$

де $\sigma_{бpp0}$- віднульові напруження за перерізом "брутто" від розтягувального навантаження, що діє на з'єднання, МПа;

N - циклічна довговічність, цикл.

Коефіцієнт $k_{см}$ за даними ЦАГІ можна записати у вигляді: $k_{см} = 0{,}063 \cdot N^{0{,}153}$.

Величина згинальних напружень у деталях однозрізного з'єднання може бути оцінена з урахуванням зміни його пружної осі в процесі навантаження за методикою, наведеною в роботі [4].

Знаючи вираз базової кривої втоми для пластини із заповненим незавантаженим отвором і всі складові величини правої частини залежності (3.5.1), можна розрахунковим або графічним методом оцінити довговічність зрізного з'єднання, яке розглядають, з ексцентриситетом передавання навантаження.

Точність розрахунку довговічності з'єднань за наведеною методикою можна порівняти з проведеними в ХАІ втомними випробуваннями трирядних з'єднань із заклепками (ОМТ1 34052-85) діаметром 4 мм. Експериментальний вираз для кривої втоми такого з'єднання має вигляд:

$$N\sigma_{брр0}^{3,4623} = 1{,}1493 \cdot 10^{12} \quad \text{або} \quad \sigma_{брр0} = 3{,}0437 \cdot 10^{3} \cdot N^{-0{,}2888}.$$

Результати розрахунку з'єднань і побудовані за ними криві втоми в Додатку.

Висновки:

- проведено розрахунок довговічності однозрізних з'єднань пластин з листа 1163АТВ, з'єднаних за допомогою заклепок ОСТ1 34040-79 і ОСТ1 34052-85 діаметром 4 мм, розташованих на нахлестке в один і три ряди.
- показано, що збільшення числа рядів потайних заклепок з одного до трьох сприяє підвищенню довговічності в 1,18... 1,2 раза на рівнях циклічного навантаження 90 ... 134 МПа, у разі застосування непотайних заклепок відповідне підвищення довговічності відбулося в 1,183 раза.
- показано, що дані розрахунку довговічності з'єднань задовільно узгоджуються з результатами експерименту.

3.5.2. ВПЛИВ ВИРІЗІВ НА ДОВГОВІЧНІСТЬ ПАНЕЛЕЙ КРИЛА

Необхідно дослідити вплив конструктивних параметрів зони посиленого вирізу на його довговічність і масу; вибрати параметри зони посилення з умов заданої довговічності та мінімальної маси [7].

Вихідними даними для проєктування зони посиленого вирізу в панелі є її товщина в регулярній зоні, крок підкріплювальних елементів, руйнівний та експлуатаційний рівень напружень у панелі, величина заданої довговічності, а також геометричні параметри вирізу.

Концентрацію напружень у панелі, викликану вирізом у ній, під час розрахунків довговічності можна врахувати за допомогою ефективних коефіцієнтів концентрації напружень, а сам розрахунок довговічності проведено з використанням втомної кривої гладкого зразка.

Однак наявність, як правило, двовісного напруженого стану і відносно великі розміри вирізу вимагають розроблення спеціальних методик розрахунку. Розрахунок довговічності елементів конструкцій із геометричними концентраторами, що перебувають в умовах складного напруженого стану, характеризується тим, що локальний напружено-деформований стан (НДС) у точці, від якої починається втомне руйнування, можна вважати одновісним. Найприйнятнішою для розрахунку довговічності в цьому разі є методика ЦАГІ ГЕКОН, що дає змогу врахувати деформаційні властивості матеріалу та їхню зміну в процесі циклічного навантаження. Розрахунок втомної довговічності ведеться за локальними деформаціями в небезпечних точках і ґрунтується на кривих втоми в координатах ε - N.

Тангенціальні напруження і деформації, що діють на вільній поверхні концентратора напружень у найбільш навантаженій точці, визначають із системи рівнянь: $\sigma_a \varepsilon_a = (k_f \sigma_{аном})^2 / E$ (3.5.2) , $\varepsilon_a = \sigma_a / E + (\sigma_a / k)^n$ (3.5.3)

де σ_a, ε_a - амплітуди локальних напружень і деформацій;

$\sigma_{аном}$ - амплітуда номінальних напружень у перерізі "нетто";

E - модуль пружності матеріалу;

k_f - ефективний коефіцієнт концентрації напружень;

k, n - константи матеріалу.

Момент виникнення тріщини обчислюють на основі степеневої апроксимації повної діаграми втоми за залежністю: $R = \delta / \varepsilon_{а.экв}^m$, (3.5.5) $\varepsilon_{а.экв}^m = \varepsilon_a^{1-\chi} (\sigma \chi_{max}$;

де R - довговічність до виникнення втомної тріщини, виражена в напівциклах;

$\sigma_{а.экв}$- амплітуда еквівалентної за довговічністю деформації симетричного циклу;

σ_{max} - максимальні напруження реального циклу;

δ, m, χ - константи матеріалу.

Для проведення розрахунків за методикою ГЕКОН необхідно знати коефіцієнти *k* і *n* циклічної кривої деформації матеріалу (3.5.3) і константи δ, m і χ повної діаграми втоми гладкого зразка, отриманої під час регулярного навантажування, а також слідкувати, щоб номінальні напруження в перерізі "нетто" не перевищували межу пропорційності.

Ефективний коефіцієнт концентрації напружень може бути знайдений через теоретичний з використанням залежності: $k_f = C_f \alpha_\sigma$, де величина коефіцієнта Cf

приймається рівною 0,907 для діапазону значень довговічності 10^4-10^6 і різних напівфабрикатів сплавів на основі Д16Т і В95Т.

Для обчислення довговічності зони посиленого вирізу за методикою ГЕКОН необхідно розв'язати систему рівнянь (3.5.2) і (3.5.3) щодо величини амплітуди деформацій у найбільш навантаженій точці на контурі вирізу і визначити руйнівну кількість циклів із рівняння (3.5.4). Визначення амплітуди деформації ведеться через величину напружень у цій точці з урахуванням пластичної поведінки матеріалу.

Зупинимося на визначенні величини локальних напружень у небезпечній точці. Одним із найточніших є метод скінченних елементів (МСЕ), що дає змогу врахувати всі конструктивні особливості, геометрію вирізу, форму підсилення, наявність елементів, що підкріплюють і підсилюють. Однак, з огляду на велику трудомісткість проведення розрахунків за МСЕ і неможливість його використання для проєктувальних розрахунків, у цій роботі пропонуються апроксимувальні вирази для розрахунку геометричних коефіцієнтів концентрації залежно від геометрії вирізу та параметрів посилення для найпростіших випадків: круглого непідкріпленого й підкріпленого вирізів, еліптичного підкріпленого вирізу та прямокутного з округленими кутами підкріпленого вирізу (рис. 3.5.3 - 3.5.5). Залежності, що апроксимують, наведено в табл. 3.5.1.

Таким чином, локальні напруження в найбільш навантаженій точці на контурі вирізу розраховують за номінальними головними напруженнями в панелі, які визначають у перерізі "брутто" за залежністю:

$$\sigma_{лок} = k_f(\sigma_1 + \tfrac{1}{3}\sigma_2).$$

Систему рівнянь (3.5.2) і (3.5.3) можна перетворити в одне нелінійне рівняння відносно σ_a, яке розв'язується методом послідовних наближень. Як перше наближення використовується рівняння для пружного деформованого стану у вигляді:

$$\sigma_a^{(0)} = k_f \sigma_{a.ном}\ .$$

Якщо $\sigma_a^{(0)} < \sigma_{пц}/2$ (де $\sigma_{їд}$ - межа пропорційності матеріалу), то ε_a обчислюють із рівняння (3.5.2). В іншому разі ε_a визначають із рівняння (3.5.3), а за ним $\sigma_a^{(2)}$ - у другому наближенні. Процес повторюється до досягнення моменту точності $\Delta = 10^{-4}$. Після досягнення збіжності амплітуду деформації розраховують із рівняння (3.5.2).

Розглянута методика й апроксимувальні залежності, представлені в табл. 3.5.1, дають змогу розрахувати довговічність зон посиленого вирізу в панелях крила у випадках виникнення втомних тріщин на кромці вирізу.

Проектувальний розрахунок зони посиленого вирізу виконується за формулою:

$$(B-d)\delta_0+(\delta-\delta_0)(D-d)\geq B\delta_0\ , \qquad (3.5.5)$$

де В - ширина панелі в розглянутій зоні.

Параметри посилення, розраховані з використанням формули (3.5.5), забезпечують статичну міцність панелі в перерізі за віссю вирізу, проте потребують перевірки за критерієм втоми. Визначення втомної довговічності зони виконується за вищевикладеною методикою, і розрахункове значення довговічності порівнюється із заданим. Якщо розрахункове значення довговічності перевищує задане, то процес проєктування зони вирізу можна вважати завершеним. Однак сучасні вимоги щодо ресурсу літака, як правило, не можуть бути задоволені під час розрахунків тільки на статичну міцність. Зону посиленого вирізу необхідно змінювати для забезпечення вимог щодо ресурсу.

Конструктивними параметрами, що впливають на довговічність і масу зони вирізу, є товщина панелі в зоні посилення і ширина посилення, які задають величини δ, D, a і b (див. рис. 3.5.3 - 3.5.5).

Для розрахунку впливу конструктивних параметрів зони посилення на її довговічність і масу вважатимемо, що виріз має задану форму в плані та може мати монолітне одно- або двостороннє посилення по контуру, обмежене еквідистантою вирізу кривою. Запишемо масу посилення для кожного варіанта форми вирізу:

- круглий посилений виріз:

$$m=\frac{\pi}{4}\rho(\delta-\delta_0)(D^2-d^2);$$

- еліптичний посилений виріз:

$$m=\frac{1}{2}\pi\rho(a_1b_1-ab)(\delta-\delta_0);$$

- прямокутний виріз із закругленими кутами:

$$m=\left\{b_1a_1-ba-4(1-\frac{\pi}{4})\left[\left(R+\frac{a_1-a}{2}\right)-R^2\right]\right\}\rho(\delta-\delta_0)$$

де m - маса матеріалу, витраченого на виконання посилення вирізу;

ρ - щільність матеріалу панелі;

δ_0 - товщина полотна панелі в регулярній частині;

δ - товщина полотна панелі в зоні посилення;

b, a - велика і мала осі еліптичного вирізу (див. рис. 3.5.4) або довжина і ширина прямокутного вирізу (див. рис. 3.5.5);

D - зовнішній діаметр посилення круглого вирізу;

b_1, a_1 - велика і мала осі посилення еліптичного вирізу (див. рис. 3.5.4) або довжина і ширина посилення прямокутного вирізу (див. рис. 3.5.5);

R - радіус заокруглення кутів прямокутного вирізу.

Висновок:

Вибір параметрів посилення вирізу в панелі крила здійснюємо таким чином. За заданою геометрією вирізу і напруженим станом у панелі крила з умови забезпечення статичної міцності в перерізі, що проходить по осі вирізу, розраховуємо параметри посилення в першому наближенні. Наступним етапом є розрахунок довговічності на кромці посиленого вирізу. Якщо параметри посилення, визначені з умов статичної міцності, забезпечують задану довговічність, то процес проєктування можна вважати завершеним. В іншому разі виріз необхідно посилити, змінюючи параметри посилення відповідно до їхнього впливу на довговічність і масу, перевіряючи виконання умов щодо забезпечення заданої довговічності. Зауважимо, що зміна зовнішнього розміру посилення вирізу більш сприятлива за критерієм довговічність - маса, ніж зміна товщини панелі в зоні посилення. Процес повторюється доти, доки не буде забезпечено задану довговічність, а з альтернативних варіантів слід вибрати той, який, окрім забезпечення вимог статичної міцності та заданої довговічності, має мінімальну масу.

Досліджено вплив зміни різних параметрів крила на відносні маси конструкції і масу літака в цілому. За результатами розрахунків було побудовано креслення та електронні моделі літака

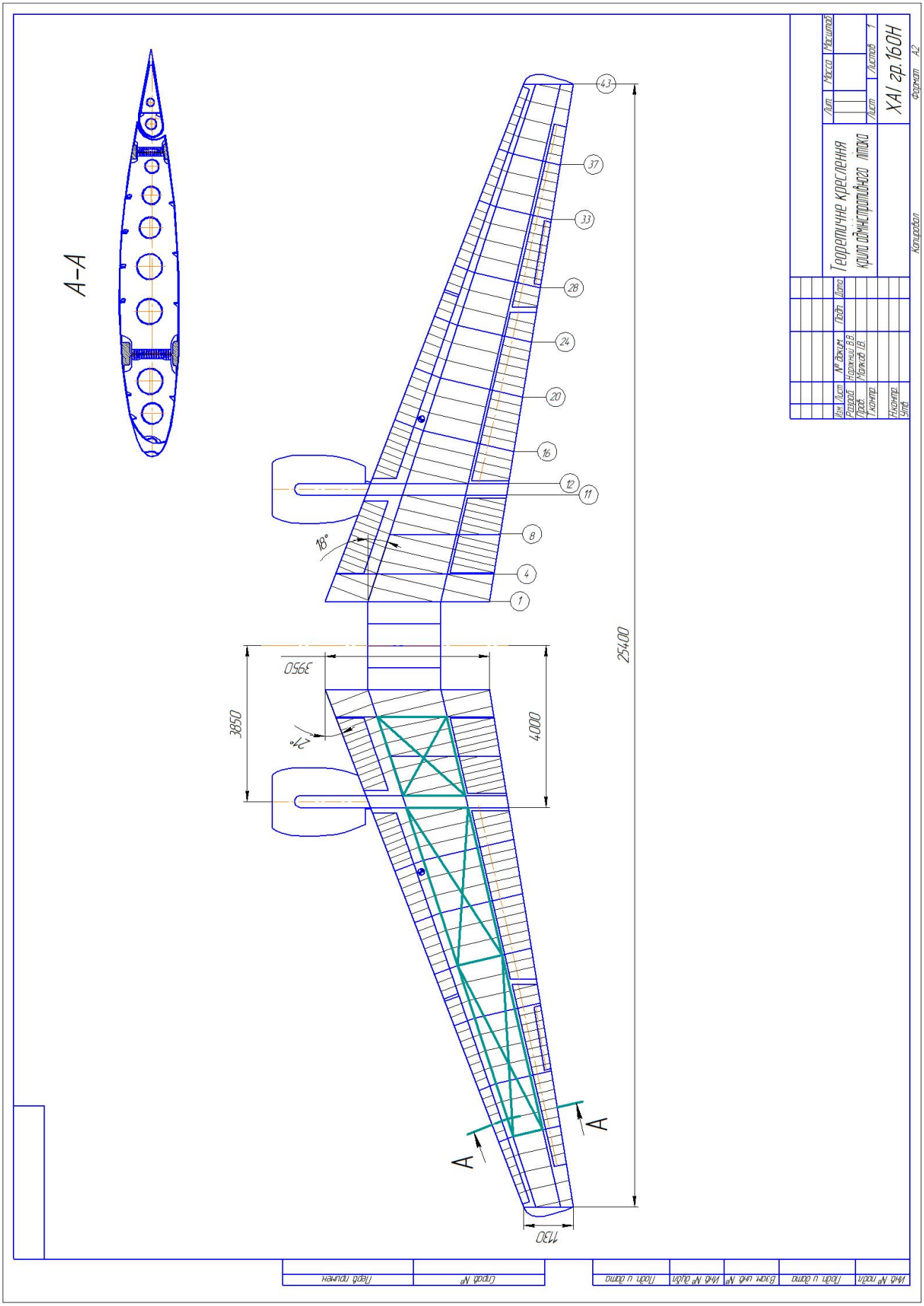


Рисунок 3.4 – Схема технічної частини крила

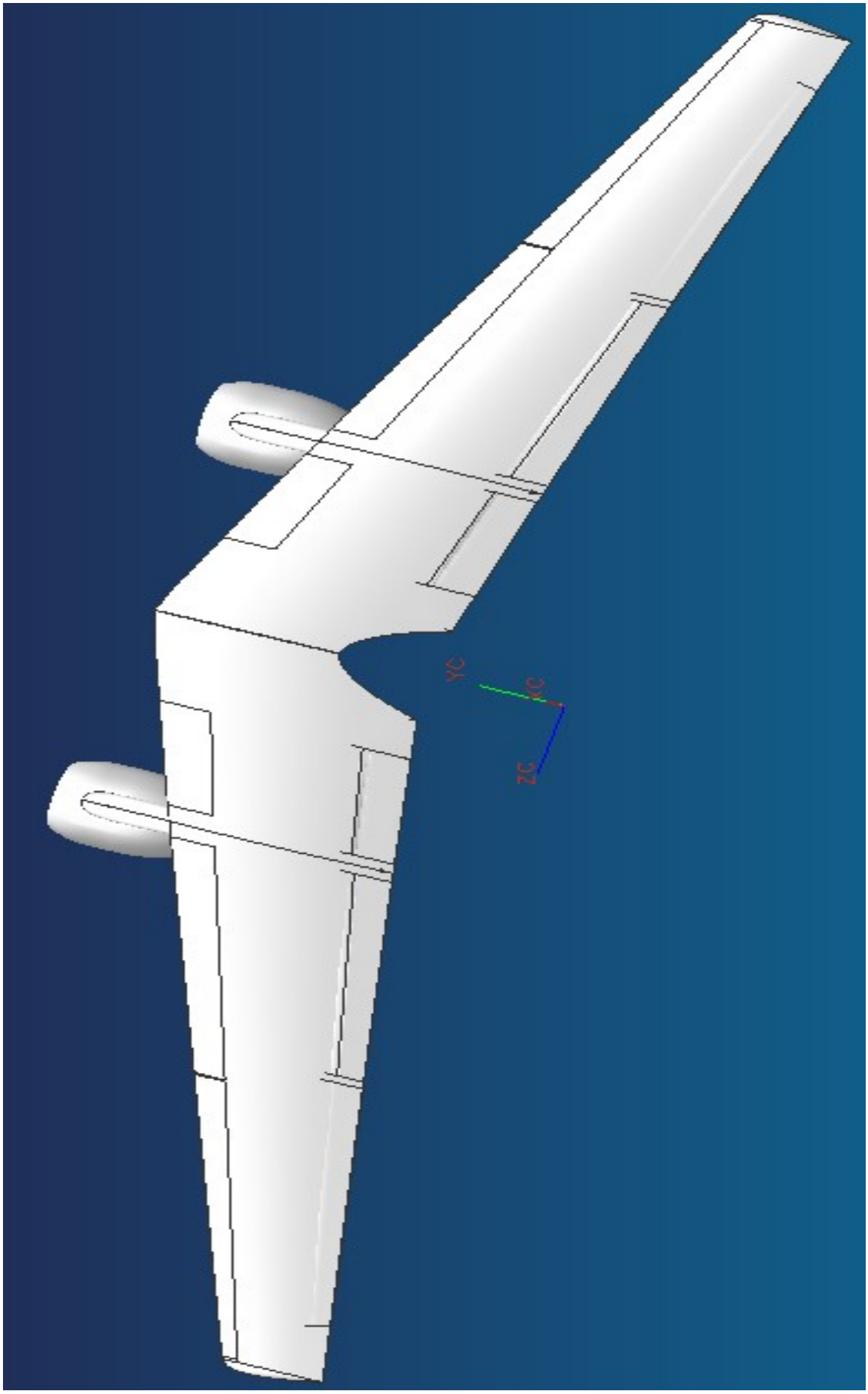


Рисунок 3.5 – Майстер геометрія крила

4. ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМ ЛІТАКА.
ПРОЕКТУВАННЯ І МОДЕЛЮВАННЯ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.

Призначення паливної системи - забезпечити подачу палива до двигунів на всіх можливих режимах польоту (за висотою, швидкістю і перевантаженнями) в потрібній кількості і з необхідним тиском. Паливна система сучасного літака містить такі основні елементи: паливні баки, трубопроводи, насоси, клапани, крани, фільтри, систему різних датчиків, вимірювальних приладів тощо.

4.1. ВИЗНАЧЕННЯ ЗАПАСУ ПАЛИВА, СХЕМИ РОЗМІЩЕННЯ ПАЛИВНИХ БАКІВ, СХЕМИ ПОДАЧІ ПАЛИВА ДО ДВИГУНІВ.

У проектованій силовій установці обраний тип баків - баки-кесони.

Використання відсіків, утворених елементами конструкції крила, як паливного бака набуло широкого поширення у зв'язку з поширенням паливних герметиків, зварних конструкцій і великими потребами запасу палива.

Переваги: гарне використання об'єму, що виділяється для пального; хороші масові характеристики; не потрібні монтажні та демонтажні роботи; у разі втрати герметичності баки-кесони виконують роль сигналізатора.

Серед недоліків основним є складність.

Визначаємо необхідний запас палива виходячи з годинної витрати палива:

$q_{час} = P \cdot C_e$, де P=1,5 тс - крейсерська тяга, кг/кгс год $Ce = 0{,}62$- питома витрата палива.

$$q_{час} = 1{,}5 \cdot 0{,}62 = 0{,}93 \text{ т/год.}$$

Маючи величину дальності польоту і середню крейсерську швидкість, визначимо час типового польоту:

$t = \frac{L}{V} = \frac{4000}{850} = 4{,}7$ год - середня тривалість польоту.

Масу палива в першому наближенні можна визначити за формулою:

$$m_T = m_{ОП} + m_{10\%},$$

де $m_{оп}$ - маса палива, використаного в основному польоті,

$m_{10\%}$ - десятивідсотковий запас палива, до якого входить паливо, що витрачається під час кермування літака, а також аварійний запас палива і залишок, який не виробляється.

m_T = 2-0,93-4,7+0,1-2-0,93-4,7 = 9,62 т.

4.1.1. РОЗРАХУНОК ЄМНОСТІ БАКІВ.

У першому наближенні об'єм баків з урахуванням об'єму повітряних подушок можна визначити: $V = 1{,}05\frac{m_T}{\rho}$, де ρ = 0,775г/см - густина застосовуваного палива ТС-1.

Об'єм бака буде $V = 1{,}05 \cdot \frac{9620}{775} = 13{,}03$ м .

4.1.2. ПЕРЕВІРКА ОБ'ЄМУ КОНСОЛЕЙ.

Крило розділимо на дві консолі та приймемо середню товщину кожної, визначимо їхній об'єм як об'єм усіченої піраміди:

$$V = \frac{1}{3}h(S_1 + S_2 + \sqrt{S_1 + S_2})$$

.

$$V_1 = \frac{1}{3}1{,}8(0{,}851 + 0{,}672 + \sqrt{0{,}851 + 0{,}672}) = 1{,}65 \text{ м};$$

$$V_2 = \frac{1}{3}7{,}45(0{,}647 + 0{,}368 + \sqrt{0{,}647 + 0{,}368}) = 5{,}02 \text{ м}.$$

Загальний об'єм баків дорівнюватиме: V = 2-(1,65+5,02) = 13,34 м^3 , що задовольняє наші вимоги.

Існують дві основні схеми паливної системи: з витратним баком і без.

Схема з витратним баком має такі переваги:

1) підвищена надійність;

2) один бак простіше обладнати спеціальними пристроями для забезпечення живлення під час від'ємних перевантажень;

3) один бак простіше обладнати пристроями, що забезпечують певний порядок вироблення палива з баків;

4) перемикання різних кранів не впливає на систему подачі палива до двигунів;

5) видатковий бак дає змогу забезпечити посадковий резерв палива, знизити та виробити температуру палива;

6) один бак простіше обладнати дегазацією палива;

7) схема менша, ніж без баку.

Недоліком цієї схеми є її мала живучість.

Схему з витратним баком наведено на рис.4.1

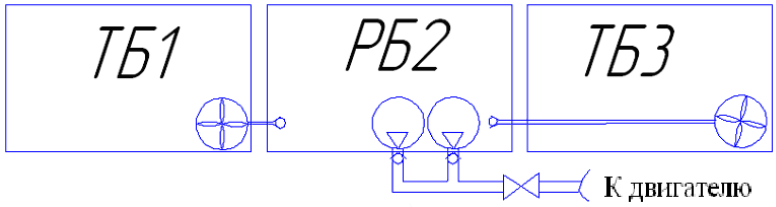


Рисунок 4.1

З огляду на те, що в силову установку входить два двигуни і два витратні баки, паливна система матиме схему автономного живлення з краном перехресного живлення (КПП) - рис.4.2

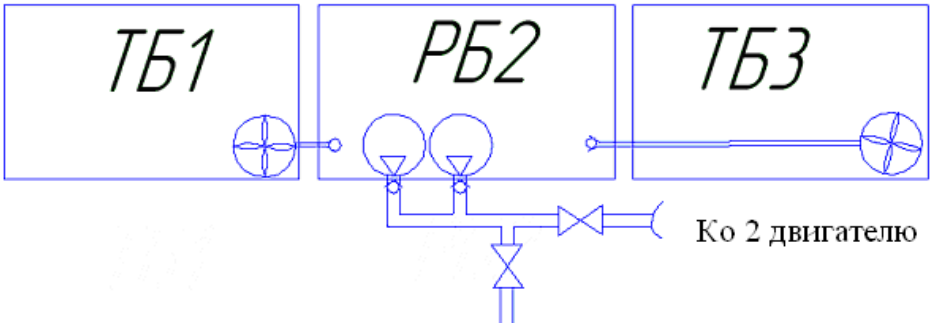


Рисунок 4.2

Принципова схема подачі палива однієї консолі має вигляд - рис.4.3.

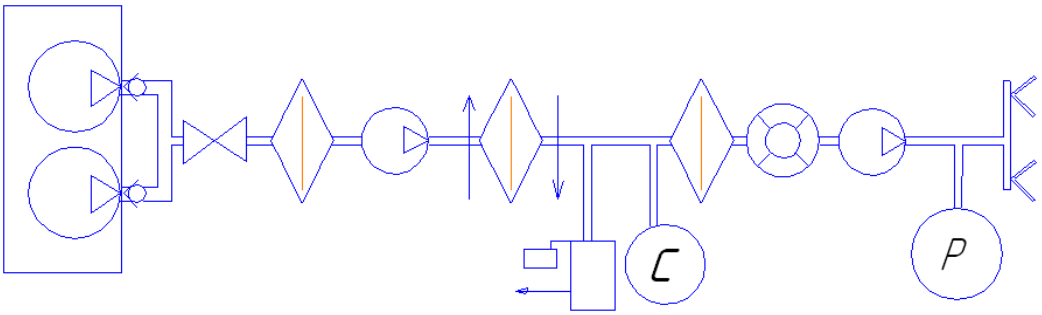


Рисунок 4.3

Умовні позначення див. на кресленні.

4.1.3. СХЕМА СИСТЕМИ ДРЕНАЖУ ПАЛИВНИХ БАКІВ.

Завдання дренажної системи - підтримання тиску всередині бака в заданих межах на всіх режимах, що забезпечує надійне живлення двигуна, заправлення і зливання палива.

Дренажна система, що з'єднує повітряний простір бака з атмосферою називається відкритою, в іншому разі - закритою. Під час вироблення палива з бака за недостатньої

роботи дренажної системи в паливному баку утворюється розрядження, і як наслідок - бак може зім'ятися. При закритій заправці бак може розірвати при недостатній роботі дренажної системи.

Вимоги до дренажної системи:

1) забезпечення однакового тиску в баках;

2) забірники дренажу не повинні піддаватися обмерзанню і засміченню;

3) має бути відсутній викид палива через дренаж.

Для проектованої паливної системи виберемо дренаж колекторної схеми з паралельним з'єднанням рис. 4.4.

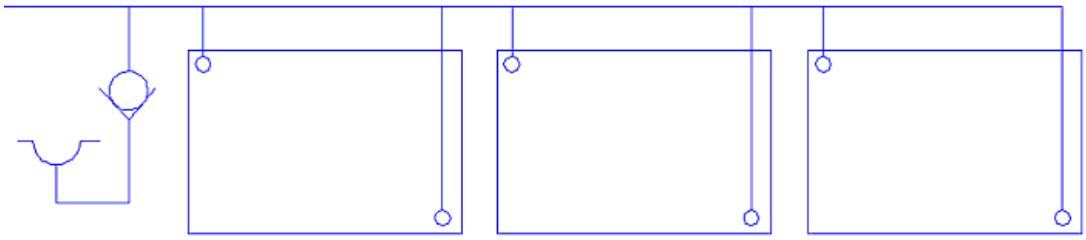


Рисунок 4.4.

Розрахунковими випадками дренажної системи є:

1) пікірування (круте планування для важких пасажирський літаків);

2) аварійний злив палива (витрати палива з бака великі, необхідно вчасно заповнити бак повітрям);

3) закрите заправлення (необхідно забезпечити нормальний дренаж, щоб повітря своєчасно виходило з бака).

4.1.4. РОЗРАХУНОК ПАЛИВНОЇ СИСТЕМИ НА ВИСОТНІСТЬ.

Висотність - найбільша висота польоту, до якої паливна система забезпечує безперебійну подачу палива у двигун.

Висота польоту і швидкопідйомність літака сильно впливають на роботу паливної системи. У насосах, трубопроводах можуть виникати кавітаційні явища, що призводять до розривів потоку, парогазових пробок потоку, пульсацій тиску, перебоїв у роботі насосів і до зупинки двигуна.

Кавітація - процес утворення в рідині парогазових бульбашок у зоні низького тиску і подальшого їх скорочення в зоні високого тиску.

Розрахункові випадки:

1) Політ на висоті з Vmax - нижче за стелю на 2..3 км. При цьому змінюється густина і зростає величина тиску насичених парів палива.

2) Перевірочний розрахунок на стелі.

3) Політ на режимі, що відповідає максимальній витраті палива. Це максимальний злітний режим. При цьому небезпечні великі гідравлічні опори. Зазвичай на цьому режимі робиться підбір НПС. При цьому витрата палива береться при відмові донного НПС.

Шляхи збільшення висотності:

1) Брати паливо з невеликим тиском пружності парів, тобто тиск має бути якомога меншим.

2) Оберігати паливо від перегрівання:

3) теплоізоляція баків;

4) заправка холодним паливом;

5) певний порядок вироблення палива.

6) Скорочення довжини паливних магістралей.

7) Прокладання трубопроводів із великими радіусами згину.

8) Перехід від відкритої дренажної системи до витіснювальної.

9) Застосування насосів з хорошими кавітаційними характеристиками.

10) Сепарація (дегазація) палива - відокремлення повітря з палива за допомогою повітровіддільника.

11) Встановлення дублювальних насосів у видатковому баку.

4.1.6. СХЕМА ЗАПРАВКИ ПАЛИВОМ.

На сучасних літаках застосовують різні схеми заправлення паливом. На цивільних літаках з кількістю баків більше одного застосовується централізована схема заправки. Принципова схема зображена на рис.4.5.

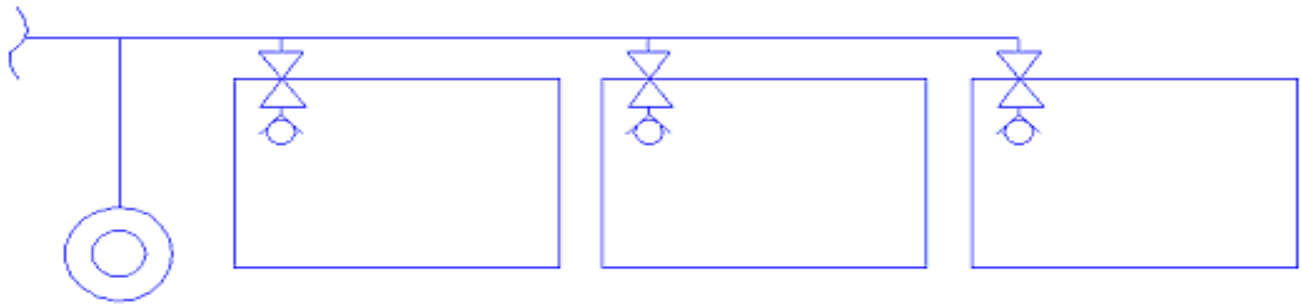


Рисунок 4.5 – Принципова схема

4.1.7. СХЕМА АВАРІЙНОГО ЗЛИВУ ПАЛИВА.

Аварійний злив палива застосовується:

1) коли посадкова вага літака більша від допустимої з умови міцності шасі літака;

2) в аварійних випадках для зміни центрування;

3) перед вимушеною посадкою (відмова двигуна, шасі);

4) посадка на аеродром із недостатньою довгою посадковою смугою;

5) для використання маневрених якостей літака під час зльоту.

Вимоги до системи аварійного зливу:

1) Час аварійного зливу.

2) Паливо під час зливу не повинно потрапляти на небезпечні в пожежному відношенні місця і в зону відходу вихлопу.

3) Центрування літака має перебувати в певних межах під час аварійного зливу.

4) Дренаж паливної системи повинен забезпечити злив і необхідний тиск у баках, щоб не відбувалося їх зім'яття.

Злив може проходити: самопливом, витісненням або за допомогою насоса.

Система зливу має бути такою, щоб можливо було припинити його в будь-який момент.

Оскільки схема встановлення крила проєктованого літака - високоплан, то приймемо паралельну схему аварійного зливання (рисунок 4.6).

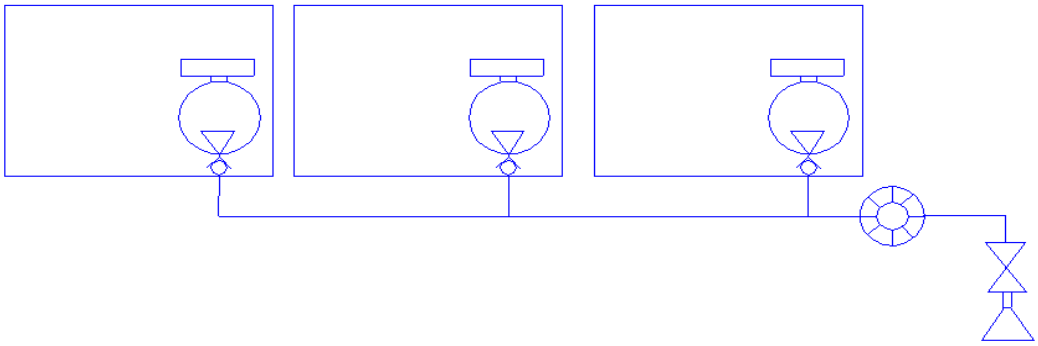


Рисунок 4.6 – Схема аварійного зливання

4.2. ПРОЕКТУВАННЯ МАСЛОСИСТЕМИ.

Призначення:

1) Забезпечення змащення поверхонь, що труться;

2) Участь у відведенні тепла від поверхонь, що труться;

3) Винос твердих включень, які утворюються між поверхнями, що труться;

4) Забезпечення роботи різних автоматичних пристроїв.

Оливосистема силової установки поділяється на оливосистему двигуна і зовнішню оливосистему.

Завдання зовнішньої оливосистеми:

1) Забезпечити надійну подачу мастила до двигуна за будь-яких можливих умов роботи двигуна і систем літака;

2) Забезпечити подачу оливи під достатнім тиском при певній температурі і в'язкості (за тиском оливи судять побічно про кількість оливи, яка надходить у двигун; за температурою судять про теплонапруженість двигуна);

3) Відведення оливи (повне) від двигуна (щоб не було скупчування, що може призвести до барботажу);

4) Повинно бути забезпечено охолодження і очищення масла, що виходить з двигуна.

5) Можливість прискореного прогріву масла;

6) Запас мастила повинен забезпечити необхідний час польоту;

7) На ЛА з декількома двигунами кожен двигун має свою автономну зовнішню оливосистему;

8) Має бути забезпечено виділення з оливи повітря і газів;

9) Має бути забезпечене надійне очищення оливи від домішок;

10) Має бути забезпечений зручний підхід до агрегатів системи з погляду їх обслуговування;

11) Мала маса.

Масляна система зображена на кресленні.

Для забезпечення подачі оливи окремо в кожен двигун використовуємо двох контурну оливну систему (рисунок 4.7). У даній системі масло подається з масляного бака 1 за допомогою тиску, створюваного підкачувальним насосом 2, в основний контур циркуляції масла. В основному контурі масло за допомогою нагнітального насоса 4 подається в двигун через фільтр тонкого очищення 5. За допомогою відкачувального насоса 12 масло відкачується через фільтр тонкого очищення і подається в повітровіддільник 6 (центрифуга). У повітровідділювачі з оливи відокремлюється повітря, яке подається в маслобак, а олива подається на паливомасляний радіатор 8, де масло охолоджується паливом. З паливомасляним радіатором паралельно під'єднаний в основний контур перепускний клапан 7, що пропускає масло в разі забивання паливомасляного радіатора.

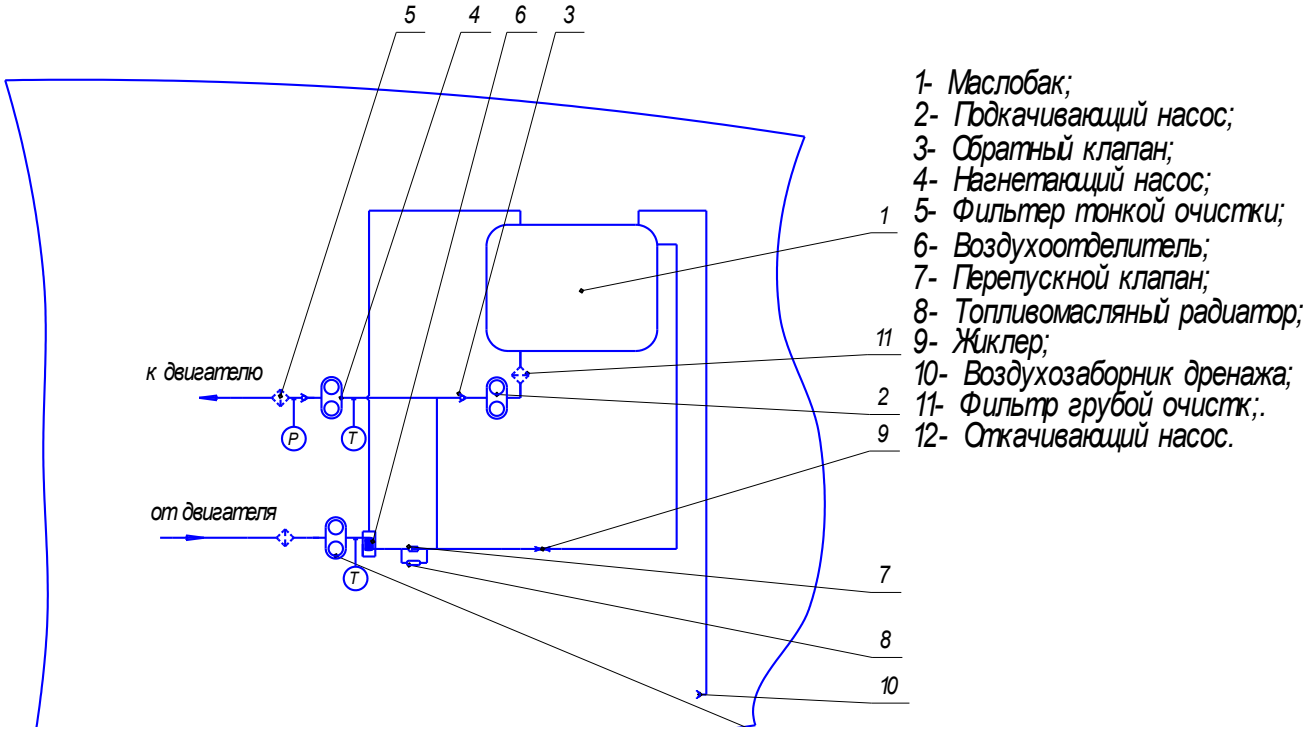


Рисунок 4.7 – Схема масляної системи.

В основному контурі олива після паливомасляного радіатора надходить на нагнітальний насос, приблизно 90%. Зворотний клапан 3 перешкоджає надходженню цієї частини оливи в додатковий контур. Інша частина оливи повертається в маслобак через жиклер 9 по додатковому контуру.

Фільтр грубого очищення 11 фільтрує мастило від включень, що його забруднюють. Фільтри тонкого очищення необхідні для очищення оливи від стружки при руйнуванні підшипників кочення або шестерень масляних насосів, що обслуговують двигун.

Відкачувальний насос має більшу потужність, ніж нагнітальний насос, оскільки він відкачує повітряно-масляну емульсію.

Повітрозабірник дренажу розташований в утепленому місці.

Дана схема мастилосистеми має такі переваги, по відношенню до інших схем:

- прискорений нагрів масла;
- зменшена витрата ресурсу двигуна;
- скорочує час підготовки до польоту;
- підвищує висотність масляної системи.

Запас оливи в маслобаку становить 25 літрів.

4.3. ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНА.

Система кріплення двигуна призначена для надійного приєднання двигуна зі встановленими на ньому агрегатами та обладнанням (насосами, генераторами, повітряним гвинтом, гондолою з капотами) до силових вузлів, наприклад, шпангоутів, лонжеронів або балок планера літака.

4.3.1. РОЗРОБКА СХЕМИ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНА.

На сучасних літаках двигуни часто розташовують на пілонах під крилом. Таке розташування двигунів раціональне з погляду аеродинаміки, тому що в цьому разі значно зменшується інтерференція між гондолою двигуна і крилом.

Переваги розташування двигунів на пілонах під крилом:

1) розвантаження крила в польоті;

2) двигуни є протифлаттерними вантажами;

3) двигуни демпфують коливання під час польоту в турбулентній атмосфері (у бовтанку);

4) поліпшуються умови обслуговування двигунів;

5) є можливість заміни одного двигуна іншим (наприклад, з більшим ступенем двоконтурності);

6) підвищена пожежна безпека;

7) зменшується шум у кабіні;

8) є можливість вибору оптимального розміру мотогондоли.

Серед недоліків основними є збільшення опору, виникнення великого розгортаючого моменту в разі відмови одного з двигунів, підвищена пожежна небезпека під час посадки із прибраним шасі, можливість потрапляння пилу, піску і бруду з поверхні ЗПС.

Пілон - основна проміжна ланка між двигуном і крилом. Пілон кріпиться до силових елементів крила. Деталі основного каркаса пілона виконуються з титанових сплавів або високоміцної сталі. Це відповідає вимогам високої міцності та вогнетривкості за малої маси.

До систем кріплення висуваються такі основні вимоги:

1) здатність сприймати всі навантаження від двигуна в будь-яких умовах польоту. Корпус двигуна при цьому не повинен входити в силову схему ЛА;

2) забезпечення заданої міцності та жорсткості за мінімальної ваги;

3) здатність поглинати вібрації двигуна таким чином, щоб вони не передавалися на конструкцію літака;

4) можливість компенсувати температурні переміщення частин двигуна, не викликаючи додаткових навантажень на двигун і конструкцію літака;

5) мати високу живучість і заданий ресурс;

6) забезпечувати виконання основної вимоги аеродинаміки - мінімально можливий опір літака;

7) мати експлуатаційну технологічність (можливість нівелювання, хороші доступи до агрегатів тощо).

4.3.2. ВИБІР КСС І РОЗРАХУНКОВОЇ СХЕМИ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНА, ВИЗНАЧЕННЯ РОЗРАХУНКОВИХ НАВАНТАЖЕНЬ.

Конструктивно-силова схема системи кріплення двигуна залежить від типу двигуна і компонування двигуна на літаку.

З погляду будівельної механіки системи кріплення двигунів підрозділяють на фермові, балкові, ферменно-балкові та рамні. У деяких випадках системи кріплення виконуються статично невизначеними, що забезпечує підвищення надійності та живучості системи. Проектуючи систему кріплення, слід враховувати необхідність нівелювання двигуна під час його встановлення на літак і в процесі експлуатації.

Розроблено фермову конструкцію. Двигун кріпиться за допомогою штиря, 2 стрижнів і вузла. Моторама - ферма з двох регульованих стрижнів. Ферма потрібна для виносу двигуна і кріплення двигуна та мотогондоли до пілона літака. Вузли кріплення моторами до пілона - вильчасті.

На кріплення двигунів діють масові та аеродинамічні сили, сила тяги, реактивний момент. У випадках зміни траєкторії руху літального апарата на систему кріплення додатково діє гіроскопічний момент.

Сила Ру прикладена в центрі мас двигуна і розподіляється за правилом важеля між першим і другим поясами кріплення. Тяга Рх в основному сприймається штирем і вузлом.

4.3.3. ТЕХНІЧНИЙ ОПИС СИСТЕМИ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНА.

Двигуни кріпляться до пілонів. Кожен двигун кріпиться до пілона у двох поясах: передньому (переднє кріплення) і задньому (заднє кріплення).

Переднє кріплення складається зі шкворня і двох жорстких регульованих тяг тандерного типу. При встановленому на пілоні двигуні шворінь, закріплений на передній балці пілона, входить у кульову опору, встановлювану в гніздо на двигуні, а тяги за допомогою болтів і гайок з'єднують із передньою балкою пілона верхній і нижні кронштейни переднього кріплення двигуна.

Кожна тяга переднього кріплення двигуна складається з муфти і двох вушкових наконечників із кульовими вкладишами. Муфта тяги з вушковими наконечниками контриться двома контргайками, по одній з кожного боку муфти. На вушковий наконечник, що з'єднується з кронштейном двигуна, навертається гайка із зазором від контргайки, що забезпечує зняття і встановлення двигуна на літак без його подальшого нівелювання. Контргайка у муфти на одному вушковому наконечнику тяги і гайка на іншому.

Заднє кріплення є кріпленням двигуна до задньої балки пілона і сприймає вагу, бічні сили, крутильний момент щодо вертикальної і поздовжньої осей. З'єднання здійснюється за допомогою болтів і гайок.

Контргайки і муфти тяг переднього кріплення двигуна контряться між собою дротом; болтові з'єднання - шплінтами.

Кронштейни кріплення двигуна і фланець із втулкою і кульовою опорою під шворінь встановлюють за допомогою болтових і шпилькових з'єднань на двигун під час його доукомплектування перед встановленням на пілон.

При встановленому на літаку двигуні має бути забезпечений зазор між буртиком шворня і кульовою опорою.

Приклад конструкції спроектованої системи кріплення двигуна показано на малюнку додатка.

Подальший розрахунок проведемо на ЕОМ і результат запишемо в Додатку.

Схема кріплення зображена на кресленні КСС літака.

4.4. ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.

Призначення силової установки - створення сили тяги, а також забезпечення енергією низки систем літака (привід генератора, насосів масляної системи, живлення теплим стисненим повітрям систем життєзабезпечення, протиобморожувальних систем).

Останнім часом силова установка бере роль в управлінні літака (реверс, зміна вектора тяги).

До силових установок, незалежно від їхнього типу і місця розташування на літаку, висуваються такі основні вимоги:

1) вигідна з аеродинамічної точки зору компонування;

2) мінімальна витрата потужності на подолання опору, пов'язаного з роботою самої силової установки, і мінімальні втрати в системах всмоктування і вихлопу;

3) поглинання вібрацій двигуна елементами їх кріплення до літака;

4) компенсація температурних деформацій у вузлах кріплення двигуна;

5) зручність монтажу, легкий доступ до всіх частин двигуна і його обладнання, які потребують періодичного огляду і регулювання;

6) забезпечення живучості всієї силової установки;

7) можливість локалізації пожежі в разі її виникнення в межах відсіку двигуна..

4.4.1. СКЛАД СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.

До силової установки входить:

1) Двигун (основний і допоміжний).

2) Система кріплення двигуна: вузли на планері літака.

3) Паливна система літака: баки; трубопроводи; насоси; клапани тощо.

4) Масляна система літака: баки; трубопроводи; фільтри; крани; радіатори тощо.

5) Система всмоктування повітря: повітрозабірник; повітряний канал та ін.

6) Система вихлопу газів.

7) Система охолодження двигуна та його агрегатів.

8) Протипожежна система: пасивний захист; активний захист.

9) Протиобморожувальна система.

10) Система керування двигунами та агрегатами силової установки.

11) Система запуску двигуна.

12) Спеціальні системи.

4.4.2. ТИП ДВИГУНА І ЙОГО ХАРАКТЕРИСТИКИ.

У проектованій силовій установці тип двигуна - ТРДД.

Технічні характеристики:

Варіант налаштування САУ Б Д

	Близький літак	Дальній літак
Злітний режим ($P_н$=760 мм рт. ст., $M_п$=0)	$t_н$+37,5°С	$t_н$+30°С
Тяга, кгс (Н)	6400 (62784)	6830 (67002)
Питома витрата палива, кг/кгс·ч (кг/Н·ч)	0,36 (0,0337)	0,36 (0,0337)
Максимальний крейсерський режим (Н=11000 м, $M_п$=О,75, МСА +10°С):		
Тяга, кгс (Н)	1500 (14715)	1500 (14715)
Питома витрата палива, кг/кгс·ч (кг/Н·ч)	0,62 (0,063)	0,62 (0,063)
Суха маса, не більше, кг	1400	1400

4.4.3. СИЛОВА УСТАНОВКА З ТРДД.

Сила тяги створюється за рахунок реакції газів, що витікають із сопла.

Основною характеристикою є ступінь двоконтурності

$$m = \frac{m_B^2}{m_B^1},$$

m_B^2, m_B^1 - секундна витрата повітря в другому і першому контурах відповідно.

ТРДД порівняно з ТРД має на 5-12% меншу витрату палива, якщо m2, і на 40-50% - якщо m>5.

Двигуни (2шт.): тип Д-436 з підйомною тягою 6400кгс (63,7кН).

Питома витрата палива $Ce = 0,62$ кг/кгс год.

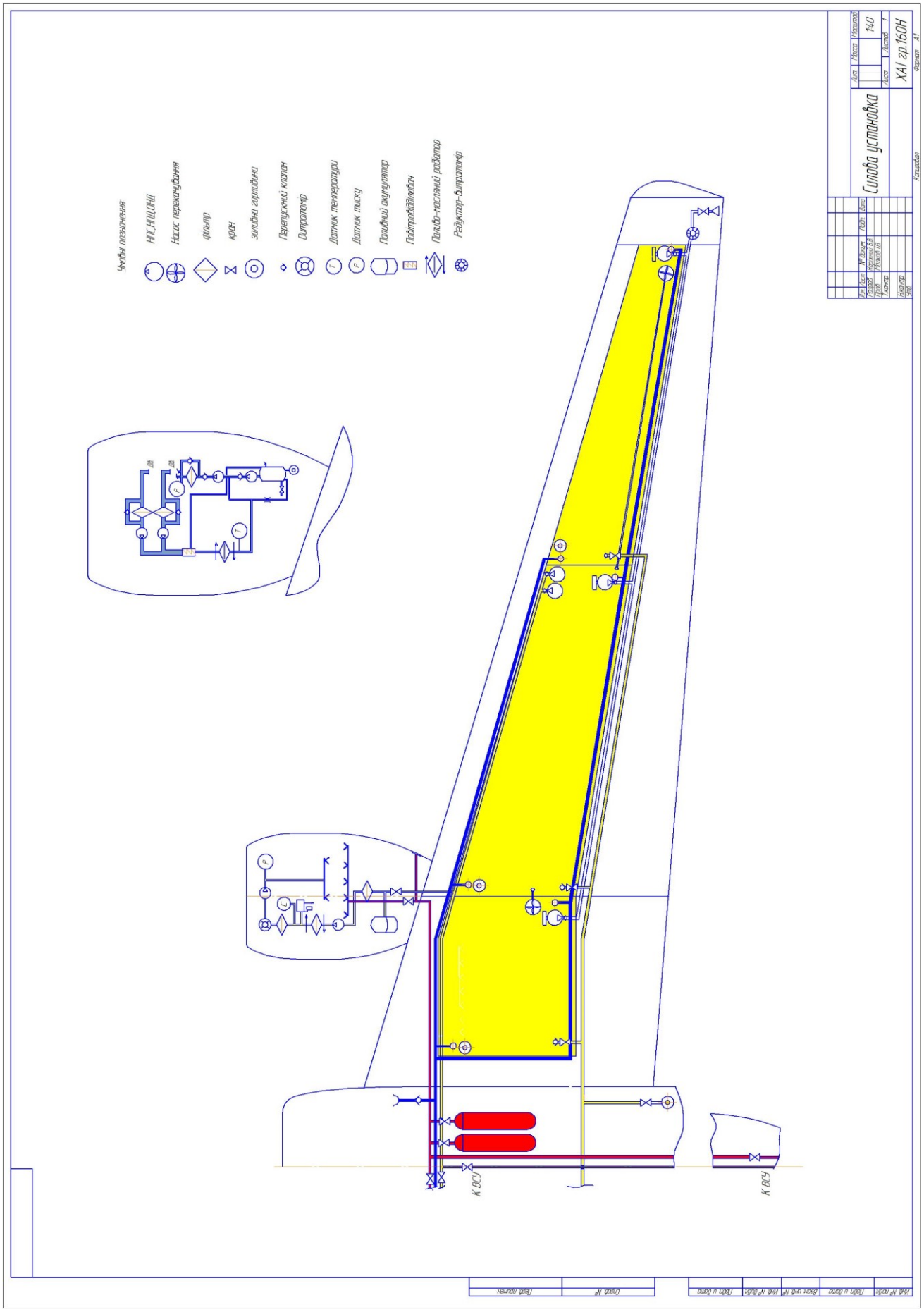


Рисунок 4.8 – Схема силової установки

Висновок:

- низька питома витрата палива і мала питома маса;
- висока надійність, зумовлена багаторічним досвідом експлуатації двигуна Д-36 аналогічного класу;
- низькі рівні шуму та емісій;
- простота обслуговування і висока ефективність системи контролю та діагностики;
- наявність універсальної підвіски, що дає змогу без змін конструкції двигуна застосовувати його на різних літаках, розміщуючи двигун під або над крилом, у фюзеляжі літака або по обидва його боки;
- низькі експлуатаційні витрати за тривалого терміну служби.

Двигун відповідає як чинним, так і перспективним вимогам норм ІКАО до авіаційних двигунів щодо шумів і викидів шкідливих речовин.

Ступінь двоконтурності: на зльоті - 5.6; на крейсерському режимі - 6.4.

5. ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ.

У комплекті з ГК, кисневим устаткуванням, апаратурою контролю й керування система кондиціювання становить висотну систему літака.

Системи кондиціонування призначені для підтримання на необхідному рівні параметрів повітряного середовища в ГК:

- абсолютного тиску (не менше ніж 35724,4 Па (268 мм рт. ст.) під час короткочасних польотів і 39990 Па (300 мм рт. ст.) під час тривалих польотів);
- надлишкового тиску;
- швидкості зміни тиску повітря;
- температури;
- відносної вологості повітря;
- складу і чистоти повітря;
- рівня шуму.

5.1. ВИМОГИ ДО СКЛАДУ ПОВІТРЯ

Для задоволення потреби людини в кисні необхідна дуже невелика кількість свіжого повітря. Домінуючим фактором під час визначення необхідної кількості та складу повітря є допустима концентрація шкідливих домішок (вуглекислого газу CO_2, що виділяється під час дихання, запахів, зумовлених життєдіяльністю людини тощо).

Регуляція дихання людини відбувається двома шляхами - рефлекторним (впливом зовнішніх чинників на нервові закінчення) і хімічним. За хімічної регуляції дихання збудником дихального центру є вуглекислота. У разі зростання кількості CO_2 в крові відбувається збудження дихального центру і змінюються частота та глибина дихання. Встановлено, що для тривалого перебування людини в замкненому приміщенні допустима об'ємна концентрація CO_2 не повинна перевищувати 0,125 %. За тривалої дії підвищеної до 1% концентрації CO_2 порушується електролітичний баланс у тілі людини, за 2%-ї концентрації з'являються головний біль і задишка, подальше підвищення концентрації до 3% призводить до зростання ступеня цих розладів, за 5%-ї концентрації CO_2 настає депресивний стан, погіршується зір, з'являється озноб, може наступити втрата свідомості. Дані про допустимі для людини концентрації вуглексикислого газу залежно від часу наведено на рис. 5.1.

У нормах льотної придатності літаків (НЛГС) встановлюється величина подачі свіжого повітря на одного пасажира, що дорівнює 24 кг/год.

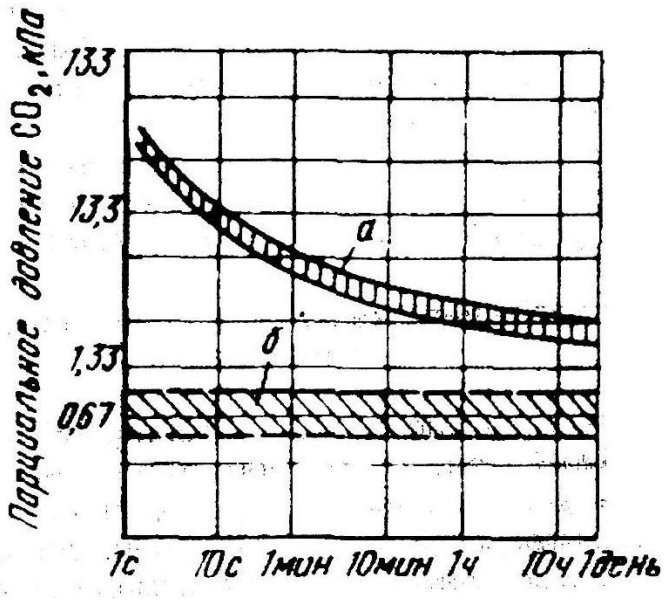


Рисунок 5.1 - Зміна допустимої концентрації (парціального тиску) вуглекислого газу у вдихуваному повітрі залежно від часу: а - для короткочасного перебування;
б - для тривалого перебування.

Кількість повітря, яке має подаватися в кабіну для забезпечення допустимої концентрації CO2, дещо нижча за кількість повітря, що реально подається в ГК літаків. Це пояснюється тим, що витрата повітря, визначена з умови забезпечення температурного режиму в кабіні, дещо вища за мінімально допустиму витрату, що забезпечує допустиму концентрацію CO2.

Регламентуються і граничні концентрації шкідливих домішок:

- пари палива - 0,3 мг/л;
- продукти розкладання палива і масла - 0,0002 мг/л;
- окис вуглецю - 0,02 мг/л;
- окис азоту - 0,005 мг/л.

Крім газового складу, тиску і температури повітря необхідно враховувати також гігієнічні властивості повітря, які характеризуються співвідношенням позитивних і негативних аероіонів. На організм людини сприятливо впливає повітря, в якому негативно заряджених частинок дещо більше, ніж позитивних.

При застосуванні ГК з регенерацією можливе використання різних газових сумішей. Так, перші модифікації населеного відсіку космічного корабля "Аполлон" мали суто кисневу атмосферу, яку згодом було замінено атмосферою, що складалася з 60 % кисню та 40 % азоту, водночас забезпечували парціальний тиск кисню, що відповідав висоті 1300 м. Поряд з азотом як нейтральний газ може бути використаний гелій. Можливість перебування людини в киснево-гелієвій атмосфері експериментально доведено.

Для тривалого польоту вважається необхідним створення в ГК звичної для людини киснево-азотної атмосфери з нормальним атмосферним тиском (101308 Па).

5.2. ПРИНЦИПОВА СХЕМА СИСТЕМИ КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ.

Сучасні літаки, як правило, обладнуються висотною системою з кабіною вентиляційного типу (рис. 17). Джерелами стисненого повітря для наддуву кабіни можуть бути спеціальні нагнітачі або компресори авіадвигунів. Забірник повітря встановлюється на останніх ступенях компресора двигуна. Для забезпечення подачі в кабіну повітря з певними значеннями його параметрів у системі наддуву встановлюють агрегати, за допомогою яких регулюють абсолютний тиск Рк, надлишковий тиск АР, температуру Тк, кількість QK, а за потреби і вологість повітря. Крім того, в системі наддуву можуть бути встановлені агрегати очищення повітря і глушники шуму.

Повітря від джерела наддуву підходить до запірного клапана 2 засліночного типу, який має електропривод і управляється з кабіни. При відкритому запірному клапані повітря підходить до регулятора 3 абсолютного тиску. Регулятор забезпечує автоматичну підтримку в трубопроводах системи певного тиску незалежно від режиму роботи двигуна і висоти польоту літака. Після регулятора повітря надходить у теплообмінник 4, де відбувається його первісне охолодження. Частково охолоджене

повітря через розподільний кран 5 може бути спрямоване в кабіну двома магістралями. Повітря, спрямоване магістраллю, в якій встановлено повітро-повітряний радіатор 6 і турбохолодильник (ТХ) 7, буде охолоджене додатково. Цю магістраль називають холодною, а магістраль, якою повітря прямує в кабіну без подальшого охолодження, - гарячою.

Розподільчий кран спрямовує повітря по холодній і гарячій магістралях у будь-якому співвідношенні. Таким чином, повітря в кабіну може надходити з температурою, мінімум і максимум якої визначається можливостями теплообмінника і повітряно-повітряного радіатора з турбохолодильником. Розподільні крани бувають заслінкового або коркового типу з електроприводом. Управління краном здійснюється автоматично за допомогою терморегулятора 14, встановленого в кабіні. Льотчик може керувати краном і вручну, регулюючи температуру в кабіні за своїм бажанням. Повітря, що йде по холодній і гарячій магістралях, об'єднується і, пройшовши зворотний клапан 8, надходить у повітропровід, прокладений у ГК. Необхідність встановлення в повітропроводі перед кабіною зворотного клапана викликана можливістю відмови джерел наддуву або руйнування елементів системи наддуву поза кабіною. Зворотний клапан у цих випадках забезпечить відносно повільну розгерметизацію кабіни.

За допомогою регулятора подачі повітря 10, який являє собою кран із дросельною заслінкою з електричним (іноді механічним) приводом і керується з робочого місця льотчика, регулюють кількість (від нульового до максимально можливого) повітря, що надходить у кабіну.

Для виміру кількості повітря, що надходить у кабіну, у повітропроводі наддуву встановлено датчик 13 покажчика витрати повітря. Сам покажчик розташований на приладовій дошці льотчика.

Для забезпечення додаткової вентиляції кабіни під час польотів на малих висотах у розгерметизованій кабіні до повітропроводу подавання повітря ввімкнено систему вентиляції кабіни на малих висотах. Система складається з повітропроводу і заслінки 9. Заслінка має електричний привід і управляється льотчиком. Відкривається заслінка назустріч повітряному потоку, що набігає. Повітропровід наддуву кабіни закінчується на робочих місцях членів екіпажу насадками, що підводять повітря до ніг членів екіпажу і скління кабіни.

Крім агрегатів, перерахованих у принциповій схемі, в системах наддуву можуть бути встановлені фільтри, підігрівачі, відокремлювачі вологи, зволожувачі, глушники

шуму, які забезпечують відповідну обробку повітря. Окремі агрегати системи кондиціонування встановлюються поза повітропроводом наддуву, наприклад регулятор тиску 11 і запобіжний клапан 12, які забезпечують стравлювання з кабіни частини повітря з метою регулювання тиску в ГК за заданим законом. Цим забезпечується також постійне оновлення складу кабінного повітря. Ці агрегати називають агрегатами автоматичного регулювання тиску (АРТ).

Запобіжний клапан обмежує зростання надлишкового тиску в кабіні в разі відмови регулятора тиску 11 і запобігає виникненню в кабіні негативного перепаду тиску.

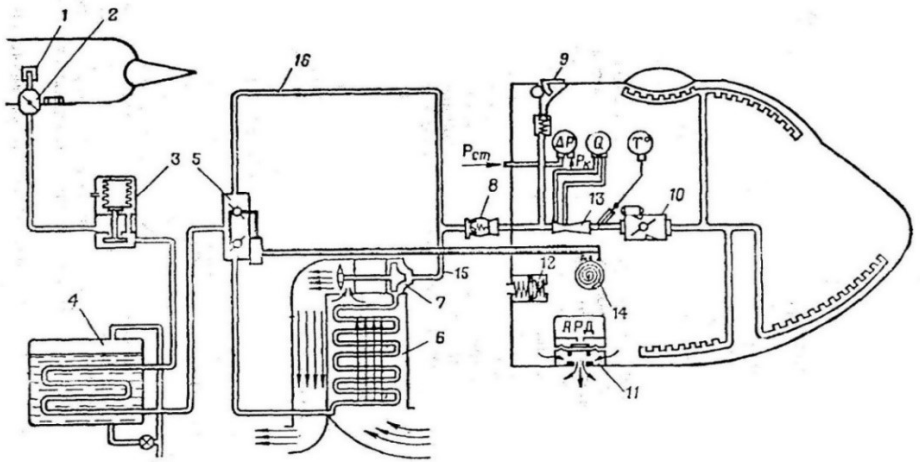


Рисунок 5.2 - Принципова схема системи кондиціонування кабіни вентиляційного типу:
1 - забірник повітря від двигуна; 2 - запірний клапан; 3 - регулятор абсолютного тиску; 4 - теплообмінник; 5 - розподільний кран; 6 - повітро-повітряний радіатор;
7 - турбохолодильник; 8 - зворотний клапан; 9 - заслінка; 10 - регулятор подачі повітря; 11 - регулятор тиску; 12 - запобіжний клапан; 13 - датчик витратоміра;
14 - терморегулятор; 15 - холодна магістраль, 16 - гаряча магістраль.

Крім того, за допомогою цього клапана можна провести аварійну розгерметизацію кабіни.

Для контролю за роботою системи кондиціонування в кабіні крім покажчика витрати повітря є:

- покажчики температури повітря, що надходить у кабіну, і кабінного повітря;
- покажчик "кабінної висоти" і перепаду тиску;
- сигналізатор небезпечної "кабінної висоти", що попереджає екіпаж про необхідність переходу на живлення чистим киснем.

5.3. ЗАКОНИ РЕГУЛЮВАННЯ КАБІННОГО ТИСКУ.

Під час вибору характеру зміни кабінного тиску зі зміною висоти польоту слід враховувати багато чинників.

По-перше, щоб уникнути впливу на організм людини небезпечних чинників під час різкої розгерметизації кабіни (вибухової декомпресії) на великих висотах доводиться обмежувати величину перепаду тисків.

По-друге, крім обмежень абсолютного тиску і перепаду тисків між кабіною та атмосферою велике значення має темп зміни тиску зі зміною висоти. Тут визначальним є тип літака, тобто його максимально можливі вертикальні швидкості.

По-третє, під час вибору закону регулювання враховується тривалість польоту і натренованість людей.

На рис. 18 показано графіки, що відображають застосовувані закони регулювання кабінного тиску для різних типів літаків.

Крива 1 показує характер зміни атмосферного тиску відповідно до МСА (міжнародна стандартна атмосфера).

Крива 2 відображає закон регулювання кабінного тиску для літаків із великою скоропідйомністю, але з малою тривалістю польоту. Такими літаками є винищувачі та винищувачі-перехоплювачі.

Характерним для цього закону регулювання є безперервне зменшення тиску в кабіні зі збільшенням висоти.

До висоти Н, кабінний тиск дорівнює зовнішньому атмосферному тиску. На висотах польоту від НІ до НІІІ темп падіння кабінного тиску менший за темп падіння атмосферного тиску, у результаті чого в кабіні створюється в результаті чого в кабіні створюється надлишковий тиск. На висоті НІІІ перепад тисків $\Delta P = P_к - P_н$ стає рівним $(3\pm0,15)*10^4$ Па. На висотах від НІІІ темпи падіння кабінного і атмосферного тисків стають однаковими і перепад тисків зберігається постійним. Цей перепад тисків є максимальним для даного типу літака.

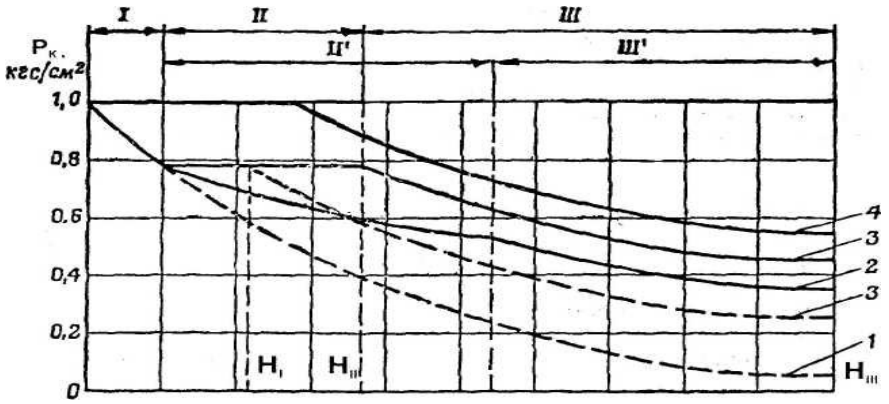


Рисунок 5.3 - Закони регулювання кабінного тиску: 1 - характер зміни атмосферного тиску; 2 - для літаків із великою швидкопідйомністю; 3 - для літаків із великою тривалістю польоту і малою швидкопідйомністю; 3^1 - у бойовому режимі; 4 - для літаків цивільної авіації.

Такий закон регулювання кабінного тиску за малої тривалості польоту вигідний з погляду вагових характеристик літака і з погляду впливу на організм вибухової декомпресії.

Крива 3 показує закон регулювання кабінного тиску для військових літаків з великою тривалістю польоту і малою швидкопідйомністю. До таких літаків належать військово-транспортні літаки і бомбардувальники.

До висоти НІ як і на попередньому графіку, кабінний тиск дорівнює зовнішньому атмосферному. На ділянці НІ - НІІ кабінний тиск залишається постійним, рівним атмосферному тиску на висоті НІІ. На цій ділянці відбувається зростання перепаду тисків, який на висоті НІІ досягає максимальної величини для цього типу літаків - $4*10^4$ Па. На висотах від НІІ до висоти практичної стелі літака в кабіні підтримується цей перепад, причому темп зміни кабінного тиску дорівнює темпу зміни атмосферного тиску.

Величина перепаду тиску має обмеження $4*10^4$ Па насамперед для запобігання небезпечним наслідкам вибухової декомпресії. Однак у разі раптової розгерметизації кабіни навіть із таким перепадом тисків виникають гострі болі у вухах і порожнині живота. Тому в літаках із надлишковим тиском $4*10^4$ Па передбачено перемикання регулятора тиску на бойовий режим. Він відрізняється від нормального режиму тим, що величина надлишкового тиску на цьому режимі становить $2*10^4$ Па. Графік закону регулювання в бойовому режимі показано кривою 3'.

Бойовий режим вмикається льотчиком за допомогою перемикача на робочому місці під час польоту на виконання бойового завдання. У мирний час бойовий режим можна вмикати в разі зростання перепаду тисків вище $4*10^4$ Па (відмова регуляторів) і в разі видимих пошкоджень кабіни, особливо засклення, коли небезпека розгерметизації збільшується.

Крива 4 показує закон регулювання тиску в ГК літаків цивільної авіації. Цей закон забезпечує зростання надлишкового тиску відразу після зльоту літака. Надлишковий максимальний тиск для таких літаків $5*10^4$ Па. Такий закон регулювання тиску прийнято з урахуванням контингенту осіб, які користуються повітряним транспортом, і меншої ймовірності розгерметизації кабіни.

5.4. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМУ.

Тепловий стан обладнання або людей, які перебувають на борту ЛА, визначається одночасним впливом кількох чинників відповідно до наявних форм теплообміну з навколишнім середовищем (конвекцією, випромінюванням, теплопровідністю і масообміном). Цими факторами в загальному випадку є: температура повітря, його рухливість, яка визначається місцевими швидкостями переміщення, відносна вологість, а також температура поверхонь навколишніх предметів. Природно, що повна характеристика теплового режиму вентильованих кабін і відсіків повинна містити всю сукупність перерахованих показників.

Зазвичай завдання спрощують, беручи до уваги наявні особливості та вимоги до СКВ. Зокрема, згідно з чинними НЛГС для літаків цивільної авіації оптимальна відносна вологість повітря в кабінах екіпажу обмежена межами від 40 до 60 %, швидкість руху повітря не повинна бути більшою за 0,4 м/с, температура внутрішньої поверхні стінок кабіни не повинна відрізнятися від температури повітря більше ніж на 3...5 °С, перепад температур повітря за довжиною, шириною та висотою кабіни не повинен перевершувати 2...3 °С. Крім того, температура повітря здебільшого є основною, якщо не єдиною, активно регульованою тепловою характеристикою СКВ, яка активно регулюється. Тому, аналізуючи тепловий баланс, як об'єкт дослідження розглядають повітря, укладене в кабіні або відсіку. Для всієї маси повітря, укладеного в кабіні, можна записати таке рівняння теплового балансу:

$$\sum Q = c_p \cdot m_k \cdot dT/d\tau$$

де ∑О - алгебраїчна сума всіх теплових потоків у кабіну (відсік) за одиницю часу; C_p - питома теплоємність повітря за постійного тиску; dT/dτ - похідна температури повітря за часом.

За стаціонарного теплового режиму: $\sum Q = 0$

Іноді цим рівнянням можна користуватися і для перехідних процесів, проте припустимість нехтування тепловим потоком, що йде на зміну тепловмісту повітря кабіни, необхідно перевіряти.

Наприклад, для підігріву кабіни об'ємом 200 м3 на 20 °С за час т - 20 хв потрібен додатковий тепловий потік потужністю близько 3,5 кВт тільки для нагріву власне повітря, крім тих витрат, які необхідні для розігріву конструкції.

Вид і кількість теплових потоків, що входять до рівняння теплового балансу, визначаються конкретними умовами теплообміну. Стосовно до кабін літаків і вертольотів найбільш характерними є такі теплові потоки:

- ±Qст - теплові потоки від стінок (теплові потоки приймають позитивними, якщо тепло підводиться до повітря);
- +Qл - тепло, що виділяється людьми (екіпажем і пасажирами);
- ±QОБ - теплові потоки від обладнання, розміщеного всередині кабіни або відсіку;
- +Qс - сонячне випромінювання, що надходить через засклені ділянки стінок кабіни (ілюмінатори, ліхтарі тощо);
- ±QІНФ - теплові потоки, що надходять із повітрям, яке проникає через отвори, щілини та інші нещільності (тільки для негерметичних кабін);
- ±Qскв - теплові потоки, що надходять від СКВ із вентильованим повітрям.

З урахуванням проведеної розшифровки рівняння теплового балансу набуває вигляду: $\pm Q_{СТ} \pm Q_{ОВ} + Q_{Л} + Q_{С} \pm Q_{ИНФ} \pm Q_{СКВ} = 0$

Зауважимо, що ці співвідношення справедливі як за наявності, так і за відсутності теплового потоку від СКВ. Різниця полягає лише в тому, що баланс досягається в підсумку за різних значень температури повітря в кабіні. Забезпечення рівноваги за заданого вимогами температурного рівня становить у розглянутій постановці задачі єдину функцію СКВ.

Природним є прагнення здійснювати кондиціонування з мінімальними витратами енергії. Як показують розрахунки, з усіх доданків рівняння найістотнішим для потрібної потужності СКВ є тепловий потік, що надходить або йде через стінки (за відсутності теплоізоляції). Тому з метою зменшення навантаження на СКВ проводиться тепловий захист стінок кабін.

Зниження теплового потоку через стінку за заданих умов на її кордонах можна досягти двома принципово відмінними способами.

Найпростіший спосіб - теплоізоляція стінок за допомогою шару матеріалу, що має низький коефіцієнт теплопровідності. Такий спосіб отримав назву пасивного теплозахисту. Другий спосіб - активний теплозахист - полягає в тому, що тепловий потік, який проходить крізь стінку, частково передається будь-якому теплоносію і разом із ним виноситься за межі об'єкта, що захищається. Прикладами активного теплового захисту можуть слугувати загороджувальне охолодження, використання теплозахисних

покриттів, які переносяться, тощо. У літакобудуванні як один із видів активного теплозахисту використовують так звані зворотні панельні системи.

Відмінною ознакою панельних систем є наявність проточних повітряних каналів у стінках кабіни. Існують різні конструктивні варіанти панельних систем. Серед них, зокрема, можна виділити дві групи, що відрізняються одна від одної способом підведення повітря в кабіну (рис. 19).

В одному варіанті повітря від розподільних коробок СКВ подається в кабіну через канали панелей (рис. 19, а). В іншому варіанті повітря з розподільних коробок подається безпосередньо в кабіну, а випускається через панелі (рис. 19, б). Першу схему називають прямою панельною системою, другу - зворотною.

Незначні, на перший погляд, відмінності між прямою і зворотною панельними системами призводять до докорінної зміни виконуваної ними ролі: у підсумку функція активного теплового захисту виявляється притаманною тільки зворотним панельним системам. Дійсно, в цьому разі повітря, що виходить з кабіни, протікає каналами панелей, "перехоплює" частину теплового потоку і скидається через випускні клапани в атмосферу. У прямих панельних системах все "перехоплене" тепло разом із повітрям надходить у кабіну.

Внаслідок цього за теплозахисними властивостями такі системи мають навіть гірші характеристики, ніж той шар теплоізоляції, який відокремлює повітряний канал від зовнішньої обшивки. Це пов'язано зі збільшенням коефіцієнта тепловіддачі від внутрішньої поверхні теплоізоляції, спричиненим більшими швидкостями протікання повітря каналом порівняно зі швидкістю, зумовленою природною конвекцією.

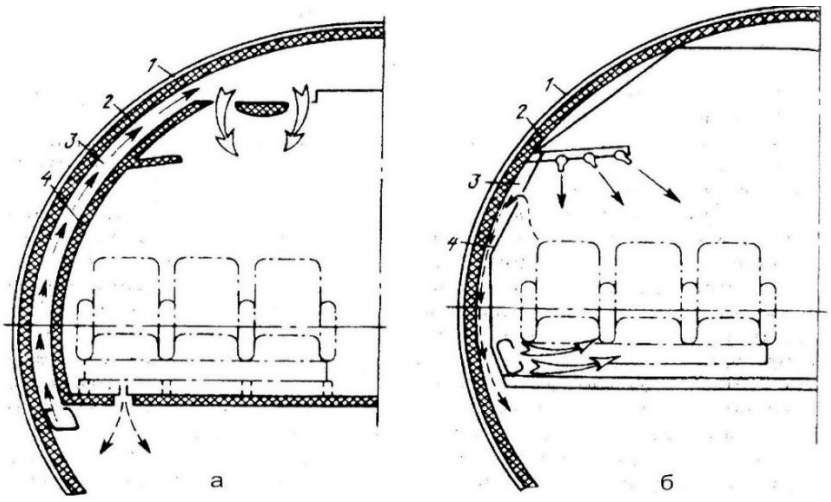


Рисунок 5.4 - Способи підведення повітря в ГК:
а - пряма панельна система; б - зворотна панельна система; 1 - обшивка; 2 - зовнішня теплозвукоізоляція; 3 - повітряний канал; 4 - внутрішня теплозвукоізоляція.

Ця особливість прямих панельних систем невипадкова і не повинна розглядатися як явний недолік, оскільки вона відображає лише специфічність призначення систем подібного типу.

Спосіб підведення повітря, що використовується в цих системах, забезпечує вищу температуру стінки порівняно з температурою повітря кабін у режимі обігріву або нижчу - у режимі охолодження. Таке співвідношення між температурами стінок і повітря суб'єктивно сприймається як сприятливе і збільшує комфортність умов у кабіні. Цілком природно, що для цього потрібні великі витрати енергії від СКВ.

Допустимі значення витрати повітря через кабіну обмежуються знизу існуючими нормами на вентиляцію або необхідністю виконання умови компенсації витоків, а зверху - допустимими максимальними швидкостями переміщення повітря кабіною. Слід зауважити, що з метою зменшення енергетичних і масових витрат на кондиціювання витрату повітря бажано встановлювати якомога меншою.

Максимально допустима температура повітря, що подається, визначається теплостійкістю матеріалів кабіни і системи, а також фізіолого-гігієнічними нормами. Зазвичай вона не перевищує 80°С.

Мінімальну температуру обирають такою, щоб запобігти утворенню в системі інею або туману внаслідок конденсації або виморожування вологи, яка міститься в повітрі, коли температура його стає нижчою за точку роси. З урахуванням зазначених міркувань мінімальна температура рідко призначається нижчою за +5°С.

Споживча витрата від СКВ у режимі охолодження, як правило, більша, ніж у режимі обігріву.

Під час проєктування СКВ часто виявляється доцільним призначати як розрахункову найбільшу з двох потрібних витрат повітря (на охолодження і на обігрів) і фіксувати її для всіх режимів, домагаючись необхідного регулювання величини QСКВ шляхом зміни температури подання. Такий варіант (на відміну від можливого регулювання зміною витрати повітря, що подається в кабіну) забезпечує більш сприятливі умови для системи регулювання тиску повітря в кабіні, для режиму роботи компресорів.

Регулювання температури повітря в кабіні відбувається внаслідок зміни температури повітря, що подається в кабіну, за відносно постійної витрати. Схеми можливих систем регулювання показано на рис. 20.

Регулювання температури повітря в кабіні за схемою "а" відбувається так: повітря від компресора ділиться на дві лінії - гарячу і холодну. У гарячій лінії повітря залежно від температури повітря компресора або частково охолоджується, або підігрівається і через регулятор витрати надходить у загальний трубопровід. У холодній лінії повітря охолоджується і надходить у загальний трубопровід, де змішується з гарячим повітрям. Пропорції гарячого і холодного повітря визначаються положеннями заслінок розподільника в схемі "а", змішувачів повітря в схемах "б" і "г", якими керує привід за командою датчика температури. У схемі "в" в кабіну подається постійно холодне повітря, а потрібна температура забезпечується підмішуванням до нього гарячого повітря за допомогою заслінки регулятора температури. У деяких випадках для раціонального використання холодного або гарячого повітря (холодне повітря - для створення навколо людини мікроклімату, гаряче повітря - для захисту склопакетів від запотівання) як змішувач використовується сама кабіна.

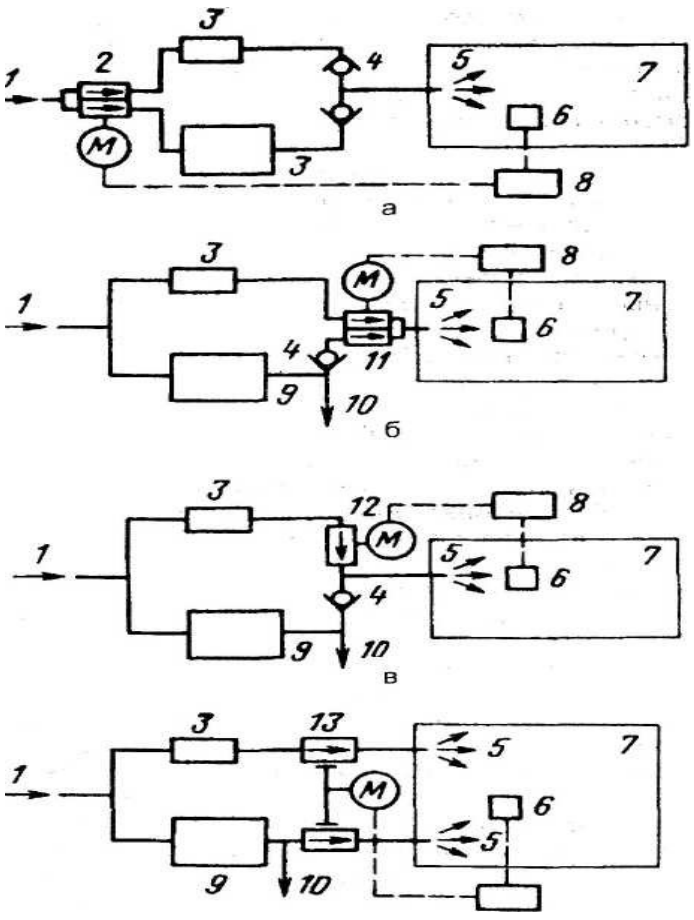


Рисунок 5.5 -. Схеми систем регулювання температури повітря в ГК: а - схема з розподільником повітря; б - схема зі змішувачем повітря; в - схема з одноканальною заслінкою; г - схема з роздільним уведенням гарячого і холодного повітря;
1 - повітря від двигуна; 2 - розподільник повітря; 3 - агрегати гарячої лінії; 4 - ОК;
5 - вихід повітря в кабіні; 6 - датчик температури; 7 - ГК; 8 - регулятор температури;
9 - агрегати холодної лінії; 10 - відбір холодного повітря для створення мікроклімату; 11, 13 - змішувачі; 12 - одноканальна заслінка.

У повітрі, що надходить у ГК під час польоту на малій висоті після його охолодження в теплообмінних апаратах, волога міститься в пароподібному і краплинному стані. Краплинна рідина в одних випадках осідає на стінках трубопроводів, у блоках устаткування і може спричиняти відмову апаратури, в інших випадках створює в кабіні туман, який утруднює екіпажу літака пілотування, або викликає неприємні відчуття у пасажирів. Для видалення цієї краплинної вологи в СКВ встановлюються вологовідділювачі.

На великих висотах атмосферне повітря стає практично сухим. Тривалі польоти викликають неприємне відчуття сухості та призводять до захворювань гортані. Тому на деяких літаках у СКВ встановлюються зволожувачі повітря.

Створення комфортних умов у кабінах екіпажу і пасажирів вимагає, крім усього іншого, забезпечення захисту від шуму.

Рівень шумів у незахищених кабінах може досягати 125...130 дБ, що спричиняє больові відчуття у людини, різко підвищує стомлюваність. Тому норми передбачають обмеження рівня шуму в кабінах до 90 дБ. Зовнішні джерела шуму - аеродинамічні шуми, силові установки, вібрації зовнішньої обшивки фюзеляжу, внутрішні агрегати СКВ.

Захист кабін від зовнішніх джерел забезпечується звукоізоляцією, яка одночасно є і теплоізоляцією кабіни.

Захист від внутрішніх джерел шуму здійснюється раціональним розміщенням джерел шуму поза кабінами, забезпеченням малих швидкостей руху повітря (15...25 м/с) у повітропроводах, розміщених у кабінах, установкою в повітропроводах глушників шуму.

Глушники запобігають поширенню шуму повітропроводами від турбохолодильних апаратів, джерел наддуву. Основними методами глушіння шуму є поглинання енергії акустичних хвиль звукоізоляційним матеріалом і зменшення шумів взаємним їх ослабленням за допомогою інтерференції. У літакових СКВ застосовують камерні та пластинчасті глушники.

У разі наддуву кабін від кабінного нагнітача в міру збільшення висоти польоту і відповідного зниження температури атмосферного повітря температура повітря в кабіні може виявитися недостатньою. У таких випадках необхідне додаткове нагрівання повітря в кабіні. Вибір системи нагрівання повітря залежить від типу літакового двигуна, призначення літака та інших чинників. Найбільшого поширення завдяки компактності

та малій масі набули системи обігріву повітря за допомогою електричних обігрівачів і шляхом спалювання палива в спеціальних обігрівачах.

Установки для нагріву повітря в кабіні повинні бути вибухо- і пожежобезпечними, не повинні забруднювати повітря, повинні мати повну автоматизацію управління з можливістю ручного регулювання, повинні споживати мінімальну кількість електроенергії або палива.

Електричні обігрівачі кабін дуже зручні, прості за конструкцією, легко дозволяють здійснювати дистанційне керування, але споживають велику кількість електроенергії. Тому електрообігрівачі використовуються як допоміжні засоби обігріву герметичних кабін комфортабельних літаків із реактивними двигунами і вмикаються лише в зимовий час у режимах планування і посадки літака. Принципову схему електрообігрівача показано на мал. 21. Обігрівач є електропіччю опору і складається з корпусу 4 циліндричної форми, електродвигуна 1, призначеного для обертання осьового вентилятора 11, хрестовини для кріплення електродвигуна, нагрівальних елементів 3, термовимикача 2, встановленого між електродвигуном і нагрівальними елементами і призначеного для захисту обігрівача від перегрівання, запобіжної сітки 5, клем 6, які підводять. Електроживлення обігрівача здійснюється через підвідну клему 6, а також через підводну клемму 6. Внутрішній кінець спіралі прикріплений до каркаса, тобто електрично з'єднаний "на масу". До спіралі одного з нагрівальних елементів припаяний ніхромовий дріт, призначений для ввімкнення електродвигуна вентилятора в режим зниженої напруги і малої частоти обертання.

Електрообігрівач розрахований на два (або більше) теплових режими роботи, що забезпечується наявністю двох (або декількох нагрівальних елементів, що працюють незалежно). Ці елементи можуть включатися порізно або разом.

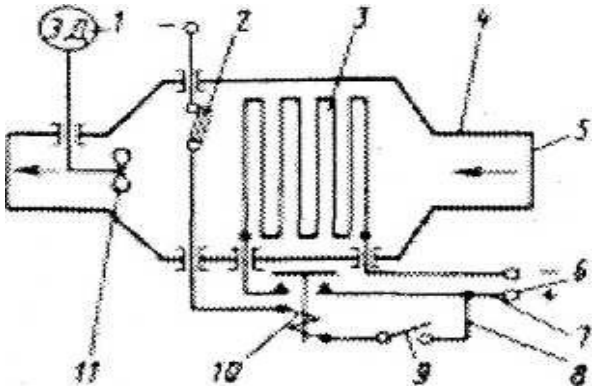


Рисунок5.6 - Схема електрообігрівача:
1 - електродвигун; 2 - термовимикач; 3 - нагрівальний елементи; 4 - корпус;
5 - запобіжний клапан; 6 - підвідні клеми; 7 - силова електролінія; 8 - електролінія керування контактором; 9 - вимикач керування; 10 - контактор; 11 - вентилятор.

З підйомом на висоту збільшується небезпека перегріву обігрівача через зменшення щільності повітря і погіршення теплообміну між повітрям і спіралями нагрівальних елементів, тому перемикач на певній висоті вимикає один із нагрівальних елементів. Термовимикач 2 вимикає нагрівальні елементи під час нагрівання біметалевої пластинки вимикача до 50 °С, у разі зниження температури цієї пластинки до 40,°С знову їх вмикає. Запуск електрообігрівача здійснюється увімкненням вимикача керування 9.

Обігрівачі зі згорянням палива (мал. 22) набули поширення на деяких типах літаків із поршневими двигунами, що пояснюється низкою їхніх переваг:

1) автономністю установки, що дає змогу користуватися обігрівом як у польоті, так і на стоянці за вимкнених літакових двигунів;.

2) можливістю встановлення обігрівача з автоматичним дистанційним керуванням у будь-якому зручному місці літака;

3) великим діапазоном можливої теплопродуктивності (від 10 до 120 кВт);

4) малою масою установки.

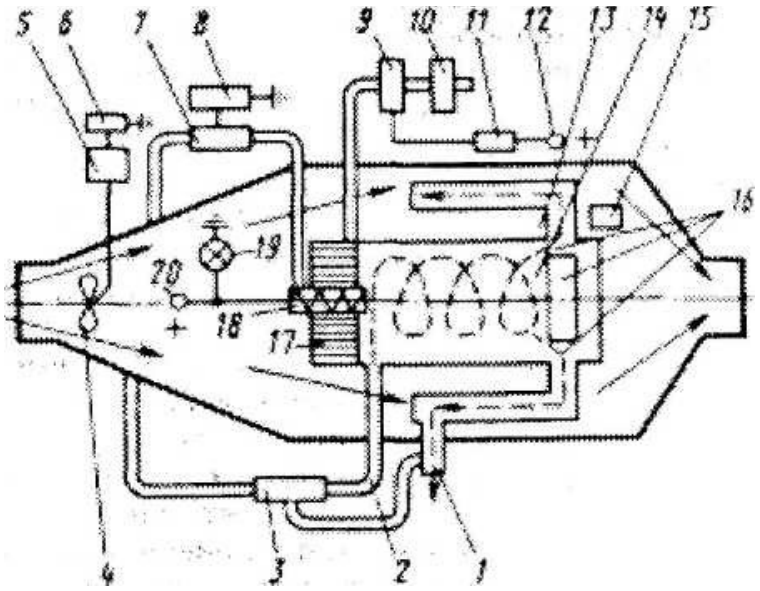


Рисунок 5.7 - Схема обігрівача зі згорянням палива: 1 - вихідний патрубок; 2 - повітропровід; 3 - диференціальний регулятор поточного повітря; 4 - вентилятор; 5 - автоматичний вимикач; 6, 8, 11, 15 - термовимикачі; 7 - клапан обдування свічки; 9 - паливний клапан; 10 - регулятор тиску палива; 12 - підвідна клема; 13 - теплообмінник; 14 - камера згоряння; 16 - вікна; 17 - гнотовий випарник; 18 - свічка запалювання; 19 - лампочка; 20 провід

У циліндричній камері згоряння 14 розміщено гнітовий випарник 17, усередині якого розміщена свічка запалювання 18. Під час подачі до свічки запалювання електричного струму її спіраль розжарюється Одночасно паливний електромагнітний клапан 9 відкриває доступ палива до гнотового випарника 17. У цей час у камеру згоряння 14 і в теплообмінник 13 повітря підводиться в мінімальній кількості.

Паливо, що випаровується з гніту, змішується з повітрям, яке надходить по повітропроводу 2 в камеру згоряння 14 по дотичній до її циліндричної поверхні. Горюча суміш підпалюється свічкою 18, яка до моменту утворення горючої суміші розжарюється. За одночасного підведення електричного струму до паливного електромагнітного клапана 9 свічка готується до запалювання суміші раніше, ніж утворюється сама суміш. Для збільшення швидкості горіння поверхня випаровування обдувається повітрям. Під час горіння паливно-повітряної суміші поверхні камери згоряння 14 і теплообмінника 13 нагріваються. Продукти горіння, пройшовши камеру згоряння, надходять через вікна 16 до теплообмінника 13 і через вихідний патрубок 1 викидаються в атмосферу. Температура газу під час його руху в камері згоряння і теплообміннику знижується приблизно від 1100 до 300 °С. Чисте повітря, що обдуває нагріті поверхні камери згоряння і теплообмінника, може нагріватися до 250 °С Після досягнення заданої температури повітря термовимикач 15 вимикає свічку запалювання, і подальший процес горіння відбувається вже без участі свічки.

У зв'язку з тим, що на різних висотах тиск повітря різний, для утворення горючої суміші необхідного складу встановлюється спеціальний диференційний регулятор топкового повітря 3. Повітря зустрічного потоку, що подається завдяки швидкісному напору або нагнітається вентилятором, надходить до регулятора топкового повітря 3 і далі повітропроводом 2 до камери згоряння 14 У разі перегрівання обігрівача термовимикач 11 розмикає електроланцюг, і паливний клапан 9 закриває доступ палива в обігрівач. У разі зниження температури повітря до певної величини термовимикач 11 знову замикає ланцюг, паливний клапан 9 відкривається, і живлення обігрівача паливом поновлюється.

Прилади та вузли обігрівача утворюють п'ять систем: теплопередачі, повітроживлення, бензоживлення, запалювання та електроживлення.

Основними елементами системи теплопередачі обігрівача є камера згоряння 14 і теплообмінник 13, виконані у вигляді одного зварного агрегату зі сталі товщиною 0,9 мм.

До системи повітроживлення обігрівача входять вентилятор 4 з електродвигуном, автоматичний вимикач 5, термовимикач електродвигуна 6, диференціальний регулятор поточного повітря 3, клапан обдування свічки 7 з термовимикачем 8 і повітропроводи. Вентилятор 4 засмоктує зовнішнє повітря через вхідний патрубок обігрівача. Від вентилятора невелика частина повітря надходить у регулятор топкового повітря 3 і

потрапляє в камеру згоряння 14. Інша частина повітря спрямовується в теплообмінник 13, де нагрівається, і через вихідний патрубок надходить до місць споживання.

Регулятор поточного повітря 3, одна з порожнин якого сполучається з вихідним патрубком 1, регулює кількість повітря, що надходить у камеру згоряння. Після зльоту літака, коли тиск повітря в повітропроводі 2 під дією швидкісного напору досягає деякої заздалегідь встановленої величини, силовий електроланцюг розмикається автоматичним вимикачем 5. Після вимкнення вентилятора повітря надходить у камеру згоряння і в теплообмінник під дією швидкісного напору зустрічного потоку. При падінні тиску швидкісного напору до мінімальної заздалегідь встановленої величини електродвигун приводу вентилятора знову вмикається в електромережу.

Режим роботи обігрівача, коли його живлення повітрям здійснюється від вентилятора, називається вентиляторним, а при живленні тільки під дією швидкісного напору зустрічного потоку - режимом швидкісного напору. Для прискорення, охолодження камери згоряння обігрівача після його вимкнення і для допалювання залишкового палива встановлено термовимикач 6.

Після запуску обігрівача доти, доки повітря не нагріється до 60...80 °С, повітря з вхідного патрубка повітропроводом обдування свічки запалювання не йде. Щойно повітря на виході з обігрівача досягне зазначеної температури, термовимикач 8 вмикає в роботу електромагнітний клапан 7, який відчиняється, і повітря з вхідного патрубка надходить до свічки запалювання 18 і охолоджує її.

До системи живлення паливом входять регулятор тиску палива 10, паливний клапан 9, термовимикач 11 і паливопроводи. Паливо для живлення обігрівача подається з паливної системи літака за допомогою електромагнітного клапана, що встановлюється окремо від обігрівача. Управління цим клапаном здійснюється ручним вимикачем у кабіні льотчика. Від клапана паливо проходить через фільтр і надходить у регулятор тиску палива 10, який підтримує тиск у системі обігрівача постійним. Під час роботи обігрівача паливо проходить через паливний клапан 9 і надходить до гнітового випарника 17. Пари палива в камері згоряння змішуються з повітрям, що обдуває поверхню випарника, і утворюють горючу суміш. Якщо температура повітря на виході з обігрівача досягає 170...190 °С, то спрацьовує термовимикач 11 і закривається паливний клапан 9, доступ палива в обігрівач припиняється. У разі зниження температури повітря на виході до 140...160 °С контакти термовимикача 11 замикаються, паливному клапану

9 підводиться електричний струм, клапан відкривається, і паливо знову подається в обігрівач.

Висновок:

Система запалювання обігрівача складається зі свічки запалювання 18, термовимикача 15 і сигнальної лампочки 19. Під час запуску обігрівача струм дротом 20 надходить від бортової електромережі літака одночасно до двигуна вентилятора 4, паливного клапана 9, свічки запалювання 18 і лампочки 19. Обігрівач починає працювати. Під час нагрівання повітря до (50 ± 10) °С термовимикач 15 розмикає ланцюг живлення свічки і лампочки. Лампочка 19 гасне, сигналізуючи про те, що обігрівач вийшов на розрахунковий режим роботи.

В економічному розділі було визначено абсолютні значення капітальних витрат на різних етапах розроблення та впровадження проєктованого виробу.

6. РОЗРАХУНОК ХАРАКТЕРИСТИК ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ.

6.1. ЦІЛІ ТА ЗАВДАННЯ ЕКОНОМІЧНОГО РОЗРАХУНКУ

Метою цієї частини дипломної роботи є з'ясування доцільності розроблення і виробництва проектованого літака, а також з'ясування його конкурентоспроможності порівняно з наявними аналогами. Під економічним ефектом розуміють перевищення вартісної оцінки результатів, одержуваних під час використання об'єкта розроблення, над вартісною оцінкою сукупних витрат ресурсів за весь термін його створення, виробництва і використання. Методи економічного дослідження визначаються функціональним призначенням проектованого об'єкта.

Економічна ефективність літака визначається насамперед двома основними факторами: рівнем витрат із перевезень (або собівартістю 1 т×км) і швидкістю польоту.

6.2. ОЦІНКА ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ЛІТАКА

6.2.1. РОЗРАХУНОК ВИТРАТ НА ПРОЄКТУВАННЯ ЛІТАКА В ОКБ

Сумарні витрати на проектування визначають за формулою:

$$MO\{C_{пр}\} = 1{,}5 \cdot K_{нво} \cdot m^{0{,}1}{}_{пл} \cdot \frac{\Gamma(M+1)}{a^{M+1}},$$ де

$C_{пр}$ - витрати на проектування в тис. доларів;

$K_{нво}$ - коефіцієнт, що враховує витрати на податки, обов'язкові відрахування та внески. $K_{нво}$ = 1,61.

Г(М+1) - гамма-функція, Г=1,1358 для М=0,79.

а - параметр, що характеризує ймовірнісне відхилення або міру розсіювання випадкової величини, а= 0,0117.

$m_{пл}$= 6,86 - маса планера літака в тоннах.

$$MO\{C_{пр}\} = 1{,}5 \cdot 1{,}61 \cdot 6{,}86^{0{,}1} \cdot \frac{1{,}1358 \cdot (0{,}79+1)}{0{,}0117^{1{,}7}} = 5692{,}8\text{тис. доларів.}$$

Витрати на виготовлення кожного з дослідних зразків:

$C_{Nизг}$= 1,5· $К_{нво}$· $m_{пл}^{1,237}$·$V_{мах}^{0,699}$·$N^{-0,2}$, де N - порядковий номер дослідного зразка.

$$C_{Nизг} = 1{,}5 \cdot 1{,}61 \cdot 6{,}86^{1{,}237} \cdot 850^{0{,}699} \cdot N^{-0{,}2}$$

Сума витрат на весь другий етап ДКР: $C_{изг} = \sum_{N=1}^{m} C_{Nииз}$; $m_{оо}$= $n_{ло}$+2, де

$m_{оо}$ - загальна кількість дослідних зразків; $m_{оо}$ = 6

$n_{ло}$ - загальна кількість льотних зразків, що не перевищує 7 штук; $n_{ло}$ = 4.

Витрати на випробування і доведення нового зразка літака визначають за формулою

$$C_{ИСП.Д.} = 1{,}5 \cdot K_{нво} \cdot 10^4 \cdot n_{ло}^{-0{,}9} \cdot [1+0{,}01 \cdot (n_{ло}-1)] \cdot k$$

k=1 при $L_{взл}$<1км

Витрати на дослідні зразки представлені в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1.Витрати на дослідні зразки

№	$C_{Nвигот}$, тис. $	$C_{вигот}$, тис. $	$C_{дослідн.д}$, тис. $	($C_{вигот}$+ $C_{дослідн.д}$), тис. $
1	2918,2	--	--	--
2	2540,4	--	--	--
3	2342,6	7801,2	7143,3	14944,5

Загальні витрати ОКБ визначають за формулою : $C_{ОКБ\ САМ} = MO\{C_{ПР}\} + C_{ИСП.Д} + C_{изг}$

$C_{ОКБ\ САМ}$ = 5692,8 + 14944,5 = 20637,3 тис. $

6.2.2. РОЗРАХУНОК СОБІВАРТОСТІ ТА ЦІНИ ЛІТАКА БЕЗ ДВИГУНІВ.

Повна середня собівартість одного літака з річного випуску в N = 10 штук визначається таким чином:

– $C_п = C_з + BP$, $,

де $Сз$ - заводська середня вартість одного літака з річного випуску в N штук;

– BP - внутрішньовиробничі витрати, заплановані в розмірі 1% від заводської собівартості.

Тоді: $C_п$ = 1,01 $C_з$.

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу в N штук без собівартості двигунів визначається за формулою:

$$C_з = M_о + ПІ + СО_С + ПР + СР + З_О + КР_Ц + КР_З + ОВЗ + ПДВ + Н_{КОМ} + О_{ДОР} + ПКС,$$

де $M_о$ - вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення та вартість покупних напівфабрикатів;

$$M_о = 1{,}95\ 104 - m_к\ 0{,}93.32 \lg N,$$

де $m_к$ - маса конструкції літака , $m_к$ = 6,86 т.

N - річний обсяг випуску літаків, N = 10.

$$M_о = 1{,}95 - 104 - 6{,}86 - 0{,}9^{\,3.32 \lg 10} = 59780{,}8\ \$;$$

ПІ - вартість покупних виробів;

$$ПІ = 1{,}95\ (-1280 + 2{,}37 - V_{max} + 14{,}15 - m_{пс}) - N^{-0.09},$$

де V_{max} - максимальна швидкість літака (920 км/год);

$m_{пс}$ = 11,64 (т) - маса порожнього літака;

$$ПІ = 1{,}95 - (-1280 + 2{,}37 - 920 + 14{,}15 - 11{,}64) - 10^{-0{,}09} = 1688{,}2\ \$;$$

$СО_с$ - витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, що списується на програму перших двох років серійного випуску літака.

Витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення визначаються:

$$T_к = (2{,}943 + 0{,}0775\ m_{пс} - 2{,}58 - 10\text{-}4\ m^2_{пс}) - 1{,}05^n\ ,$$

де n - кількість двигунів,

n = 2;

$$T_к = (2{,}943 + 0{,}0775 - 11{,}64 - 2{,}58 \cdot 10^{-4} - 11{,}64^2) - 1{,}052 = 4{,}2 \text{ млн. нормо-годин.}$$

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення становлять:

$$T_{осн} = T_к \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5,$$

де K_1- враховує обсяг випуску,

$$K_1 = 2{,}27 - 10^{-3} - N + 0{,}64 = 2{,}27 - 10^{-3} - 10 + 0{,}64 = 0{,}6627;$$

K_2 - враховує рівень застосування нормалізованого оснащення,

$$K_2 = 1{,}2 - 0{,}005 \cdot \chi = 1{,}2 - 0{,}005 \cdot 25 = 1{,}075;$$

де χ - рівень застосування нормалізованого оснащення у %, χ = 25%;

K_3 - враховує рівень наступності створюваної конструкції, K_3 = 1;

K_4 - враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт і відновлення. K_4 = 1,51;

K_5 - враховує тип літака, K_5 = 1;

$T_{осн}$ = 4,2 - 0,6627 - 1,075 - 1 - 1,51 - 1 = 4,52 млн. нормо-годин.

Величина витрат на виготовлення спецоснащення: $C_O = T_{осн}\ \bar{c}$,

Де $\bar{c}$ - вартість виробництва однієї нормо-години спеціального технологічного оснащення, що дорівнює 2.5-2.7 $, CO = 4,52 - 106 - 2,6 = 11,75-106 $,

тоді $CO_c = \frac{CO}{N}$, де N - кількість літаків, запланованих до випуску в перший рік серійного виробництва, N =3, CO_c = = 3,92 - 106 $;

6.2. ОЦІНКА ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ЛІТАКА

6.2.1. РОЗРАХУНОК ВИТРАТ НА ПРОЄКТУВАННЯ ЛІТАКА В ОКБ

Сумарні витрати на проектування визначають за формулою:

$$MO\{C_{пр}\} = 1{,}5 \cdot K_{нво} \cdot m^{0{,}1}{}_{пл} \cdot \frac{\Gamma(M+1)}{a^{M+1}},$$

Де $C_{пр}$ - витрати на проектування в тис. доларів;

$K_{нво}$ - коефіцієнт, що враховує витрати на податки, обов'язкові відрахування та внески. Кнво = 1,61.

Г(М+1) - гамма-функція, Г=1,1358 для М=0,79.

а - параметр, що характеризує ймовірнісне відхилення або міру розсіювання випадкової величини, а= 0,0117.

$m_{пл}$= 6,86 - маса планера літака в тоннах.

$$MO\{C_{пр}\} = 1{,}5 \cdot 1{,}61 \cdot 6{,}86^{0{,}1} \cdot \frac{1{,}1358 \cdot (0{,}79+1)}{0{,}0117^{1{,}7}} = 5692{,}8 \text{ тис. доларів.}$$

Витрати на виготовлення кожного з дослідних зразків:

$$CN_{вигот} = 1{,}5 \cdot K_{нво} \cdot m_{пл}^{1{,}237} \cdot V_{мах}^{0{,}699} \cdot N^{-0{,}2},$$

де N - порядковий номер дослідного зразка.

$$CN_{вигот} = 1{,}5 \cdot 1{,}61 \cdot 6{,}86^{1{,}237} \cdot 850^{0{,}699} \cdot N^{-0{,}2}$$

Сума витрат на весь другий етап ДКР:

$$Сизг = \sum_{N=1}^{m} C_{Nиіз}\ ;\ m_{оо} = n_{ло} + 2,$$

Де $m_{оо}$ - загальна кількість дослідних зразків; $m_{оо}$ = 6

$n_{ло}$ - загальна кількість льотних зразків, що не перевищує 7 штук; $n_{ло}$ = 4.

Витрати на випробування і доведення нового зразка літака визначають за формулою

$$С_{ИСП.\ Д.} = 1{,}5 \cdot K_{нво} \cdot 10^4 \cdot n_{ло}^{-0{,}9} \cdot [1 + 0{,}01 \cdot (n_{ло} - 1)] \cdot k$$

k=1 при $L_{взл}$<1км

Витрати на дослідні зразки представлені в таблиці 6.2.

Таблиця 6.2. – Витрати на дослідні зразки

№	$C_{Nвигот}$, тис. $	$C_{вигот}$, тис. $	$C_{випроб.д}$, тис. $	($C_{вигот}$+ $C_{випроб.д}$), тис. $
1	2918,2	--	--	--
2	2540,4	--	--	--
3	2342,6	7801,2	7143,3	14944,5

Загальні витрати ОКБ визначають за формулою :

$$СОКБ САМ= МО\{СПР\}+ СИСП. Д+ С_{вигот.}$$

$$С_{ОКБ САМ} = 5692,8 + 14944,5 = 20637,3 \text{ тис. } \$$$

6.2.2. РОЗРАХУНОК СОБІВАРТОСТІ ТА ЦІНИ ЛІТАКА БЕЗ ДВИГУНІВ.

Повна середня собівартість одного літака з річного випуску в N = 10 штук визначається таким чином:

$$С_п = С_з + ВР, \ \$,$$

де $С_з$ - заводська середня вартість одного літака з річного випуску в N штук;

ВР - внутрішньовиробничі витрати, заплановані в розмірі 1% від заводської собівартості.

Тоді: $Сп = 1,01 Сз.$

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу в N штук без собівартості двигунів визначається за формулою:

$$С_з = М_о + ПІ + СО_С + ПР + СР + З_О + КР_Ц + КР_З + ОВЗ + ПДВ + Н_{КОМ} + О_{ДОР} + ПКС,$$

де $М_о$ - вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення та вартість покупних напівфабрикатів;

$$М_о = 1,95\ 104 - m_к\ 0,93.^{32lgN},$$

де $m_к$ - маса конструкції літака , $m_к$ = 6,86 т.

N - річний обсяг випуску літаків, N = 10.

$$М_о = 1,95 - 104 - 6,86 - 0,9^{\ 3.32lg10} = 59780,8 \ \$;$$

ПІ - вартість покупних виробів;

$$ПІ = 1,95\ (-1280 + 2,37\text{-}V_{max} + 14,15\text{-}m_{пс})\text{-}N^{-0.09},$$

де V_{max} - максимальна швидкість літака (920 км/год);

mпс = 11,64 (т) - маса порожнього літака;

$$ПІ = 1,95\text{-}(-\ 1280 + 2,37 - 920 + 14,15 -11,64) - 10\text{-}0,09 = 1688,2 \ \$;$$

СОс - витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, що списується на програму перших двох років серійного випуску літака.

Витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення визначаються:

$$T_к = (2{,}943 + 0{,}0775\ m_{пс} - 2{,}58 - 10^{-4}\ m^2_{пс}) - 1{,}05n\ ,$$

де n - кількість двигунів, n = 2;

$$T_к = (2{,}943 + 0{,}0775 - 11{,}64 - 2{,}58\text{-}10^{-4} - 11{,}64^2) - 1{,}05^2 = 4{,}2 \text{ млн. нормо-годин.}$$

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення становлять:

$$T_{осн} = T_к \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5,$$

де K_1- враховує обсяг випуску,

$$K_1 = 2{,}27 - 10^{-3} - N + 0{,}64 = 2{,}27 - 10^{-3} - 10 + 0{,}64 = 0{,}6627;$$

K_2 - враховує рівень застосування нормалізованого оснащення,

$$K_2 = 1{,}2 - 0{,}005\ \chi = 1{,}2 - 0{,}005 - 25 = 1{,}075;$$

де χ - рівень застосування нормалізованого оснащення у %, χ = 25%;

K_3 - враховує рівень наступності створюваної конструкції, $K_3 = 1$;

K_4 - враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт і відновлення. $K_4 = 1{,}51$;

K_5 - враховує тип літака, $K_5 = 1$;

$T_{осн} = 4{,}2 - 0{,}6627 - 1{,}075 - 1 - 1{,}51 - 1 = 4{,}52$ млн. нормо-годин.

Величина витрат на виготовлення спецоснащення: $CO = T_{осн}\ \bar{c}$,

де - вартість виробництва однієї нормо-години спеціального технологічного оснащення, що дорівнює 2.5-2.7 $, $CO = 4{,}52 - 106 - 2{,}6 = 11{,}75\text{-}10^6$ $,

тоді $CO_c = \frac{CO}{N}$, де N - кількість літаків, запланованих до випуску в перший рік серійного виробництва, N =3, $CO_c = \frac{11{,}75 \cdot 10^6}{3} = 3{,}92 - 10^6$ $;

ПР - постановочні витрати, викликані освоєнням у серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення;

СР - спецвитрати (витрати на проведення випробувань серійних літаків).

Постановочні витрати і спецвитрати: $ПР = 0{,}43\text{-}CO_c = 0{,}43\text{-}3{,}92\text{-}10^6 = 1{,}69\text{-}10^6$ $;

$$СР = 0{,}3 - CO_c = 0{,}3 \square\ 3{,}92 - 10^6 = 1{,}18 - 10^6 \$;$$

$З_о$ - витрати на основну і додаткову заробітну плату виробничих робітників;

$$З_о = 1{,}5 - 3{,}013 - 10000 - m_к^{0.903} - M^{0.42} - N^{-0.32} - K_{пр},$$

де $К_{пр}$ - коефіцієнт, що враховує підвищення продуктивності праці робітника за час від розроблення ескізного проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака, до початку серійного виробництва:

$К_{пр} = 1,08^{-t} = 1,08^{-6} = 0,63$ - для середніх і великих літаків,

$$З_о = 1,5 - 3,013 - 10000 - 6,86^{0,903} - 0,79^{0.42} - 10^{-0.32} - 0,63 = 70248 \$.$$

Непрямі цехові та загальнозаводські витрати дорівнюють:

$$КР_ц = 1,92 - 3,04 - З_о - N^{-0.129} = 1,92 - 3,04 - 70248 - 10^{-0.129} = 304655 \$;$$

$$КР_з = 1,92 - 3,701 - З_о - N^{-0.359} = 1,92 - 3,701 - 70248 - 10^{-0.359} = 218400 \$.$$

Розрахункова величина обов'язкових внесків на річну програму випуску літаків визначається таким чином: $ОВЗ = \frac{(l_{овз} + l_{рз}) \cdot З_{ппп} \cdot N}{100}$, тис. дол,

де $І_{овз}$ - сумарна ставка обов'язкових внесків від витрат на оплату праці всіх категорій працюючих, Іовз = 51%;

$І_{рз}$ - ставка відрахувань від витрат праці працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу в розмірі 1% від заробітної плати кожного працівника;

де $Кз_{ппп} = 0,235$ - частка витрат на оплату праці працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу в сумарних витратах на спеціальне оснащення, постановочні витрати, витрати на проведення випробувань, на основну і додаткову заробітну плату виробничих робітників, на непрямі витрати цехів основного виробництва та непрямі загальнозаводські витрати.

$$З_{ппп} = 0,235\ (3,92 \cdot 10^6 + 1,69 \cdot 10^6 + 1,18 \cdot 10^6 + 70248 + 304655 + 218400) = 1,735 \cdot 10^6 \$;$$

$$ОВЗ = \frac{(51+1) \cdot 1,735 \cdot 10^6 \cdot 10}{100} = 9,02 \cdot 10^6 \ \$.$$

Податок на додану вартість: $ПДВ = \frac{l_{ндс} \cdot З_{ппп} \cdot N}{100}$,

де $І_{ндс}$ - ставка податку на додану вартість, що дорівнює 20%,

$$НДС = \frac{20 \cdot 1,735 \cdot 10^6 \cdot 10}{100} = 3,47\text{-}106 \$.$$

Комунальний податок, що включається до собівартості і-тої річної програми випуску, визначається: $Н_{ком} = l_{ком} \cdot З_{ппп} \cdot N / З_{ппп1}$, дол,

де $І_{ком}$ - ставка комунального податку, що дорівнює 0,875 дол./чол;

$З_{ппп1}$ - середньомісячна заробітна плата одного робітника (210$)

Нком = 0,875 - 1,735-106 □ 10 / 210 = 72291,7$.

Собівартість літака без відрахувань на утримання доріг:

$$С = М_О + ПИ + СО_С + ПР + СР + З_О + КР_Ц + КР_З + ОВЗ + НДС + Н_{ком} =$$

$$=59780,8 + 1688,2 + 3,92 - 106 + 1,69 - 10^6 + 1,18 - 106 + 70248 + 304655 +$$

$$+ 218400 + 9,02 - 106 + 3,47\text{-}10^6 + 72291,7 = 20 \text{ млн. } \$.$$

Відрахування на утримання доріг: $О_{дор} = 0,01523 - С = 0,01523 \cdot 20 \cdot 10^6 = 304600$ \$.

Для запуску в серійне виробництво літаків на перший рік знадобиться позика, що дорівнює за величиною базовій сумі витрат, тобто:

$$С_{баз} = МО + ПІ + СОС + ПР + СР + ЗО + КРЦ + КРЗ = 59780,8 + 1688,2 + 3,92 - 106 +$$

$$+ 1,69 \cdot 10^6 + 1,18 \cdot 10^6 + 70248 + 304655 + 218400 = 7,45 \text{ млн } \$.$$

Витрати на оплату відсотків за короткострокові позики банків, отримання яких пов'язане з виробничою діяльністю, становлять суму, що дорівнює 30% від величини позики:

$$ПКС = 0,3 \cdot С_{баз} = 0,3 \cdot 7,45 \cdot 10^6 = =2,235 \text{ млн. } \$.$$

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу випуску в 10 штук без собівартості двигунів становить:

$$С_з = М_о + ПИ + СО_С + ПР + СР + З_О + КР_Ц + КР_З + ОВЗ + НДС + Н_{ком} + О_{дор} + ПКС =$$

$$= С + О_{дор} + ПКС = 20 \cdot 10^6 + 304600 + 2,235 \cdot 10^6 = 22,54 \cdot 10^6 \text{ \$}.$$

Підсумувавши витрати за всіма статтями, отримуємо величину повної середньої собівартості літака з річного обсягу випуску в 10 штук:

$$С_п = 1,1 \cdot С_з = 1,1 \cdot 22,54 \cdot 10^6 = 24,8 \cdot 10^6 \text{ \$}.$$

Планований прибуток серійного заводу від реалізації одного літака без вартості двигуна визначається таким чином:

$$П = \frac{Р \cdot С_п}{100},$$

де Р - планована рентабельність від реалізації одного літака серійним заводом, Р = 25 %,

$$П = \frac{25 \cdot 24,8 \cdot 10^6}{100} = 6,2 - 106 \text{ \$}.$$

З урахуванням податку на прибуток, що становить 30% від його величини, у розпорядженні заводу залишається чистий прибуток, що дорівнює:

$$П_ч = 0,7 \, П = 0,7 \cdot 6,2 \cdot 10^6 = 4,34 \cdot 10^6 \text{ \$}.$$

Розрахункова середня ціна літака без двигунів визначається з виразу:

$$Ц_с^{/} = С_п + П = 24,8 \cdot 10^6 + 6,2 \cdot 10^6 = 31 \cdot 10^6 \text{ \$}.$$

6.2.3. РОЗРАХУНОК ВИТРАТ НА ЕКСПЛУАТАЦІЮ ЛІТАКА І ДВИГУНА І СОБІВАРТОСТІ ПЕРЕВЕЗЕННЯ ОДНІЄЇ ТОННИ ВАНТАЖУ НА ОДИН КІЛОМЕТР ШЛЯХУ.

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи літака визначаються за формулою:

$$А_1 = 0{,}01 \cdot К_1 \cdot Ц_с \cdot \frac{1 + K_{PC} \cdot \left(\frac{T_C}{t_C} - 1\right)}{T_C}, \text{ доларів/год.}$$

$$K_{PC} = 0{,}11 + \frac{3 \cdot 10^4}{Ц_C} = 0{,}11 + \frac{3 \cdot 10^4}{31 \cdot 10^6} = 0{,}111$$

$$А_1 = 0{,}01 \cdot 1{,}065 \cdot 31 \cdot 10^6 \cdot \frac{1 + 0{,}111 \cdot 4}{50000} = 9{,}53 \text{ доларів/год.}$$

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи двигуна визначаються за формулою:

$$A_2 = 0{,}01 \cdot K_2 \cdot n_{ДВ} \cdot Ц_{ДВ} \cdot \frac{1 + K_{Р.ДВ}}{T_C}$$

$$K_{Р.ДВ} = 0{,}15 + 4{,}15 \cdot 10^{-5} \cdot \left[1 - 0{,}2 \cdot \left(\frac{T_{ДВ}}{t_{ДВ}} - 1\right)\right] \cdot T_{ДВ}$$

$$K_{Р.ДВ} = 0{,}15 + 4{,}15 \cdot 10^{-5} \cdot \left[1 - 0{,}2 \cdot \left(\frac{6000}{3000} - 1\right)\right] \cdot 6000 = 0{,}3492$$

$$A_2 = 0{,}01 \cdot 1{,}07 \cdot 2 \cdot 1{,}662 \cdot 10^6 \cdot \frac{1 + 0{,}3492}{6000} = 8 \text{ доларів/годину}$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування планера визначають за формулою:

$$A_3 = 0{,}024 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot (0{,}39 - 0{,}121 \cdot 10^{-5} \cdot m_{П.С.}) \cdot m_{П.С.}$$

$$A_3 = 0{,}024 \cdot 0{,}4 \cdot (0{,}39 - 0{,}121 \cdot 10^{-5} \cdot 9{,}88) \cdot 9{,}88 = 0{,}037 \text{ доларів/год}$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування двигунів визначаються за формулою:

$$A_4 = \frac{0{,}024 \cdot 16 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot n_{ДВ} \cdot \sqrt{R_{max}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{ДВ}} \quad A_4 = \frac{0{,}024 \times 16 \times 1{,}07 \times 2 \times 100}{1 + 7 \times 10^{-5} \times 6000} = 57.87 \text{ доларів/год.}$$

Витрати із заробітної плати ЛПС розраховуються за формулою:

$$A_5 = 1{,}5 \cdot (0{,}9 \cdot n_{пасс} - 0{,}00237 \cdot n_{пасс}^2 + 2{,}9 \cdot 10^{-6} \cdot n_{пасс}^3)$$

Беручи до уваги, що модифікований варіант літака може вмістити 33 пасажири, отримуємо:

$$\grave{A}_5 = 1{,}5 \cdot (0{,}9 \cdot 33 - 0{,}00237 \cdot 33^2 + 2{,}9 \cdot 10^{-6} \cdot 33^3) = 40{,}7 \text{ \$/год.}$$

Витрати на паливо, що припадають на годину польоту, визначаються за формулою:

$A_6 = 1{,}5 \cdot b \cdot Ц_T \cdot m_{ТЧ} \cdot n_{ДВ}$ $A_6 = 1{,}5 \cdot 1{,}045 \cdot 7{,}8 \cdot \frac{58{,}32}{13} \cdot 2 = 109{,}7$ доларів/год

Інші прямі витрати визначаються за формулою:

$$А_7 = 0{,}12 \cdot \sum_{i=1}^{6} A_i = 0{,}12 \cdot (9{,}53+8+0{,}037+57{,}87+40{,}7+109{,}7) = 27{,}1 \text{ доларів/год.}$$

Прямі витрати, що припадають на одну годину польоту, визначаються

$$А = \sum_{i=1}^{7} A_i = 225{,}8 \text{ доларів/год}$$

Непрямі витрати на одну годину польоту визначаються залежністю:

$$Б = 0{,}4 \cdot А = 90{,}3 \text{ доларів/год.}$$

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення комерційного вантажу на один кілометр шляху розраховується за формулою:

$$С_{ТКМ} = (А+Б)/(m_{гр} \cdot К_з \cdot V_р) = 316{,}1/(3{,}96 \cdot 0{,}6 \cdot 850) = 0{,}157 \text{ доларів/т×км}$$

Виручка, одержувана компанією від використання літаків цього типу, що припадає на один тонно-кілометр, становить:

$$В_{АК} = \frac{Ц_б \cdot n_{пас} \cdot К_З}{m_{гр} \cdot V_р \cdot \tau} = \frac{120 \cdot 33 \cdot 0{,}6}{3{,}96 \cdot 850 \cdot 2} = 0{,}352 \text{ доларів/т×км}$$

Прибуток компанії становитиме:

$$П_{АК} = В_{АК} - С_{ТКМ} = 0{,}352-0{,}157 = 0{,}195 \text{ доларів/т×км}$$

6.3. АНАЛІЗ КОНКУРЕНТОСПРОМОЖНОСТІ ПРОЕКТОВАНОГО ЛІТАКА

Дані для аналізу конкурентоспроможності наведено в таблиці 6.13. Під порівнюваним варіантом №1 маються на увазі характеристики літака АН-74, під варіантом №2 - характеристики Ту-124. У результаті аналізу робимо висновок, що проектований літак є конкурентоспроможним за наведеними характеристиками і за загальними їхніми показниками навіть перевершує наявні аналоги, розглянуті в таблиці.

6.4. ВИЗНАЧЕННЯ ТОЧКИ БЕЗЗБИТКОВОСТІ ВИРОБНИЦТВА.

Для визначення точки беззбитковості побудуємо графічні залежності доходу від програми випуску і сумарних витрат виробництва від програми випуску. Ці залежності подано на рисунку 6.1.

Для побудови кривої беззбитковості необхідно визначити ціну літака з урахуванням прибутку. Середньостатистичний прибуток під час продажу нового літака становить 17%.

Таким чином, ціна літака для реалізації становить:

$$Ц_р = 31 \cdot 10^6 \cdot 1.17 = 36{,}27 \cdot 10^6 \text{ доларів.}$$

До постійних витрат виробництва входять витрати на:

- ремонт і утримання обладнання;
- цехові витрати;
- зарплати співробітників, які працюють на ставку.

До змінних витрат входять:

- зарплати виробничих робітників;
- витрати на матеріали, комплектуючі покупні вироби, напівфабрикати.

$$В_{АК} = \frac{Ц_б \cdot n_{пас} \cdot K_З}{m_{гр} \cdot V_р \cdot \tau} = \frac{120 \cdot 33 \cdot 0{,}6}{3{,}96 \cdot 850 \cdot 2} = 0{,}352 \text{ доларів/т×км}$$

Прибуток компанії становитиме:

$$П_{АК} = В_{АК} - С_{ТКМ} = 0{,}352\text{-}0{,}157 = 0{,}195 \text{ доларів/т×км}$$

6.3. АНАЛІЗ КОНКУРЕНТОСПРОМОЖНОСТІ ПРОЕКТОВАНОГО ЛІТАКА

Дані для аналізу конкурентоспроможності наведено в таблиці 6.13. Під порівнюваним варіантом №1 маються на увазі характеристики літака АН-74, під варіантом №2 - характеристики Ту-124. У результаті аналізу робимо висновок, що проектований літак є конкурентоспроможним за наведеними характеристиками і за загальними їхніми показниками навіть перевершує наявні аналоги, розглянуті в таблиці 6.3.

6.4. ВИЗНАЧЕННЯ ТОЧКИ БЕЗЗБИТКОВОСТІ ВИРОБНИЦТВА.

Для визначення точки беззбитковості побудуємо графічні залежності доходу від програми випуску і сумарних витрат виробництва від програми випуску.

Для побудови кривої беззбитковості необхідно визначити ціну літака з урахуванням прибутку. Середньостатистичний прибуток під час продажу нового літака становить 17%.

Таким чином, ціна літака для реалізації становить:

$$Ц_р = 31 \cdot 10^6 \cdot 1.17 = 36{,}27 \cdot 10^6 \text{ доларів.}$$

До постійних витрат виробництва входять витрати на:

- ремонт і утримання обладнання;
- цехові витрати;

- зарплати співробітників, які працюють на ставку.

До змінних витрат входять:

- зарплати виробничих робітників;
- витрати на матеріали, комплектуючі покупні вироби, напівфабрикати.

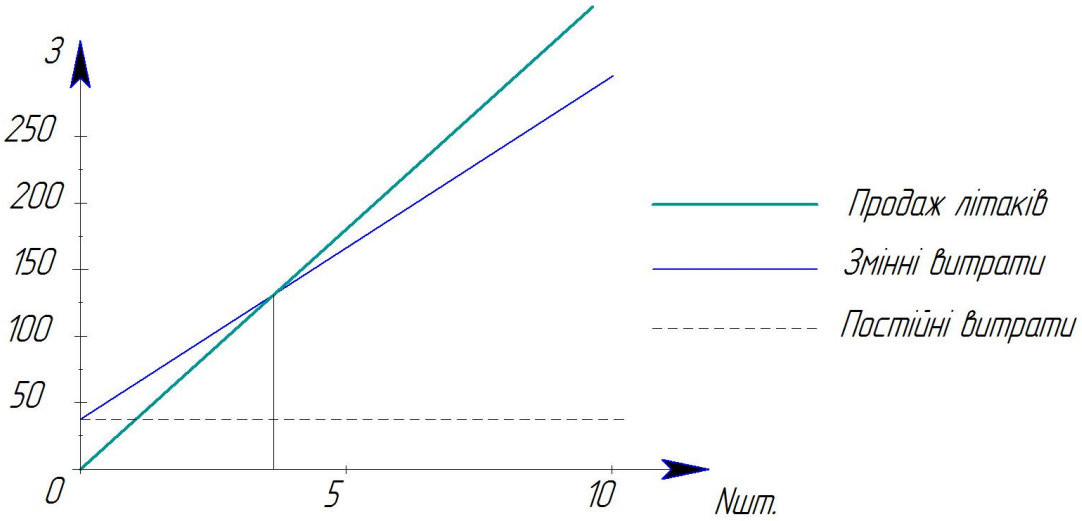


Рис. 6.1 Графік беззбитковості виробництва літаків.

Таблиця 6.3

№	Злітна маса	Один. виміру.	Коефіцієнт вагомості b_i	Абсолютні показники якості виробу				Відносні показники якості виробу							
								Наш вироб		1		2		Гипотетичний	
				Наш вироб	1	2	Гипотетичний	k_{ij}	$k_{ij}\times b_i$	k_{ij}	$k_{ij}\times b_i$	k_{ij}	$k_{ij}\times b_i$	k_{ij}	$k_{ij}\times b_i$
1	Злітна маса	кг	0,15	22020	36500	35200	22020	1	0,15	0,603	0,09	0,626	0,094	1	0,15
2	Питома витрата палива	кг/(т×км)	0,1	0,32	0,358	0,332	0,32	1	0,1	0,894	0,089	0,964	0,096	1	0,1
3	$V_{крейс.}$	км/ч	0,11	850	750	790	850	1	0,11	0,882	0,097	0,929	0,102	1	0,11
4	Корисне навантаження	кг	0,15	3960	8160	5280	8160	0,485	0,073	1	0,15	0,647	0,097	1	0,15
5	Довжина розбігу	м	0,09	406	1110	940	406	1	0,09	0,366	0,033	0,432	0,039	1	0,09
6	Собівартість експлуатації 1 т×км	долларов/ т×км	0,11	0,157	0,235	0,263	0,157	1	0,11	0,668	0,073	0,597	0,066	1	0,11
7	Коефіцієнт віддачі		0,11	0,18	0,223	0,15	0,223	0,81	0,089	1	0,11	0,673	0,074	1	0,11
8	Дальність	км	0,09	4000	3500	1500	4000	1	0,09	0,875	0,079	0,375	0,034	1	0,09
9	Статичний потолок	км	0,09	11,0	10,1	10	11,0	1	0,09	0,918	0,083	0,91	0,082	1	0,09
Узагальнювальний показник якості									0,902		0,804		0,684		1

7. СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ.

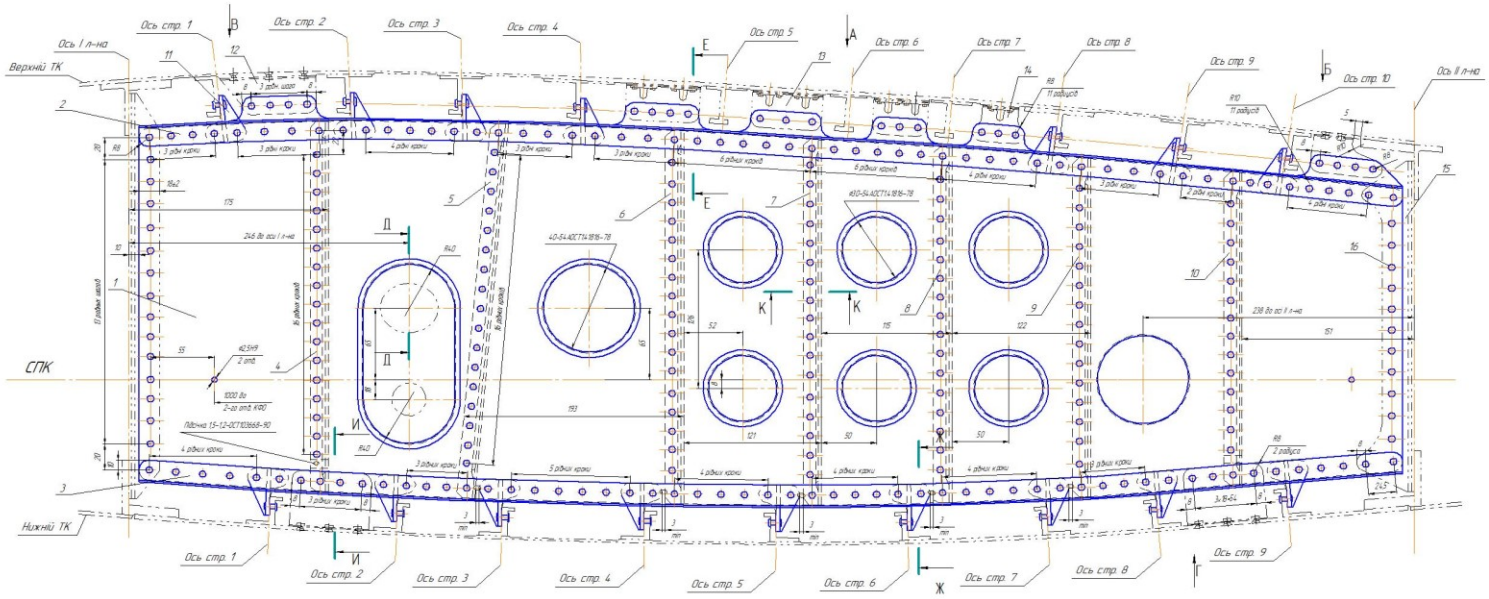
Моделювання рядової нервюри крила літака АН-140 за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи UNIGRAPFICS NS.

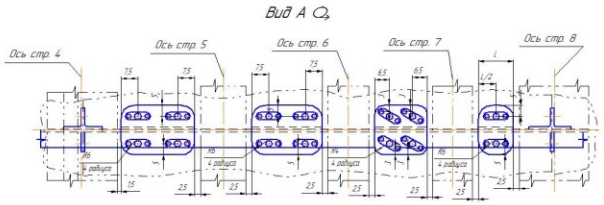
UNIGRAPHICS забезпечує повний набір сучасних програмних засобів і послуг для наскрізної реалізації проєкту від концепції виробу до його виробництва, ведення розробок за принципом "паралельного інжинірингу" та автоматизації процесів на підприємстві.

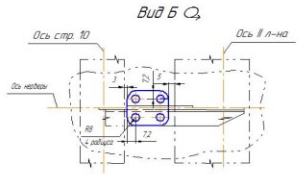
Unigraphics - це інтерактивна система автоматизації проєктування та виготовлення. Для позначення систем цього класу використовується абревіатура CAD CAM (Computer-Aided Design і Computer-Aided Manufacturing), що дослівно перекладається як проєктування за допомогою комп'ютера і виготовлення за допомогою комп'ютера. Підсистема CAD призначена для автоматизації проектних, конструкторських і креслярських робіт на сучасних промислових підприємствах. Підсистема CAM забезпечує автоматизовану підготовку керуючих програм для обладнання з ЧПК на основі математичної моделі деталі, створеної в підсистемі CAD. Надалі поряд із ЧПК використовуватиметься абревіатура NC (Numerical Control), що дослівно перекладається як числове керування.

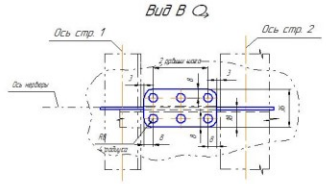
Система Unigraphics має модульну структуру. Кожен модуль виконує певні функції. Усі функціональні модулі викликаються з керуючого модуля, який називається Unigraphics Gateway.

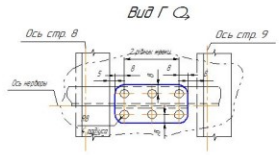
Unigraphics - це тривимірна система, яка дає змогу ідеально відтворити майже будь-яку геометричну форму, оперуючи числами з подвоєною точністю. Комбінуючи ці форми, можна спроектувати виріб, виконати інженерний аналіз і випустити креслення.
Після завершення проектування модуль Manufacturing дасть Вам змогу вказати геометрію деталі, задати технологічні параметри (наприклад, діаметр інструменту) і автоматично сформувати траєкторію руху інструменту у вигляді файлу CLSF (Cutter Location Source File), що дослівно перекладається як вихідний файл положення інструменту. Пізніше цей файл буде використано як вихідні дані для розрахунку керуючих програм.

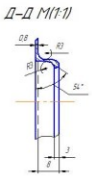


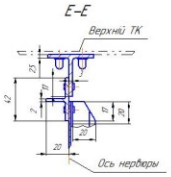


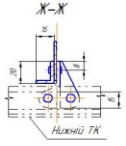


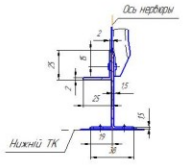


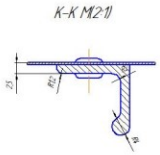










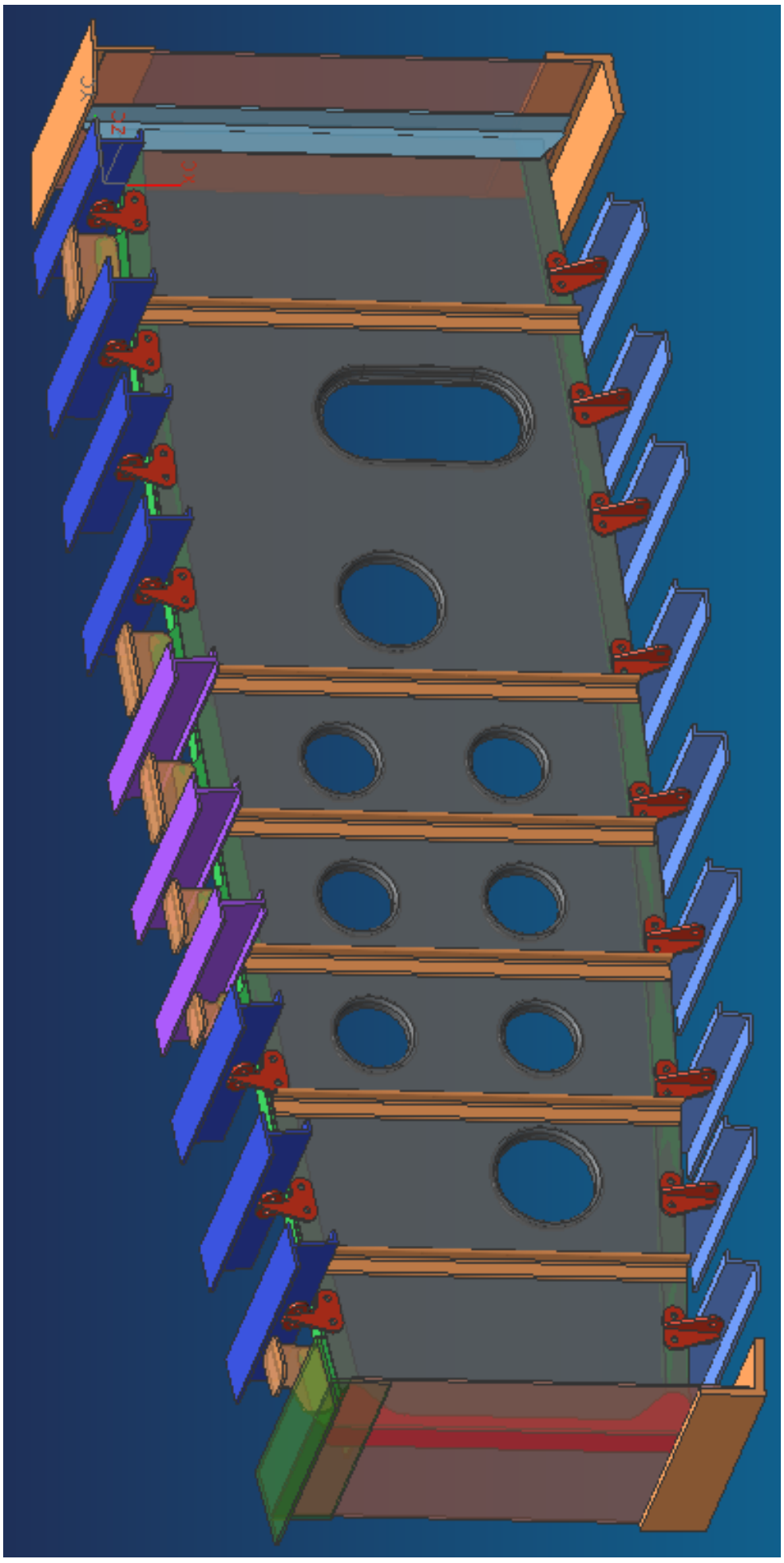


1.Інструкція на складання 140. 00. 2107. 000.000.
2.Незазначені граничні відхилення розмірів, форми і розташування поверхонь за ОСТ 100022-80.
3.Клепати, за інструкцією ПИ -249 -78 и ТИ -412 -90 "Х".
4.Клепка пресова й автоматична не менше ніж 70%.
5.Покриття головок заклепок ГР.ЭП -0214.416.ОСТ1 -90055 -85.
6.Маркувати і таврувати за ПИ -63 -90 "Х".
7.Верхній і нижній пояс еквідистантні теоретичному контуру.
8.Шорсткість оброблюваних поверхонь деталей БЧ $\sqrt[3,2]{}$.
9.Металізація за ОСТ101025 -82 за допомогою заклепок.
10.Покриття деталей БЧ : Ан.Окс.нхр/Гр.ЭП-0215.400.ОСТ1 90055-85.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	Нервюра крыла (сборочный чертёж)	Лит.	Масса	Масштаб
Разраб.						У	2,051	1:2
Пров.						Лист	Листов 1	
Т.контр.								
Н.контр.								
Утв.								

Копировал Формат А1

Перв. примен. | Справ. № | Подп. и дата | Взам. инв. № | Инв. № дубл. | Подп. и дата | Инв. № подл.

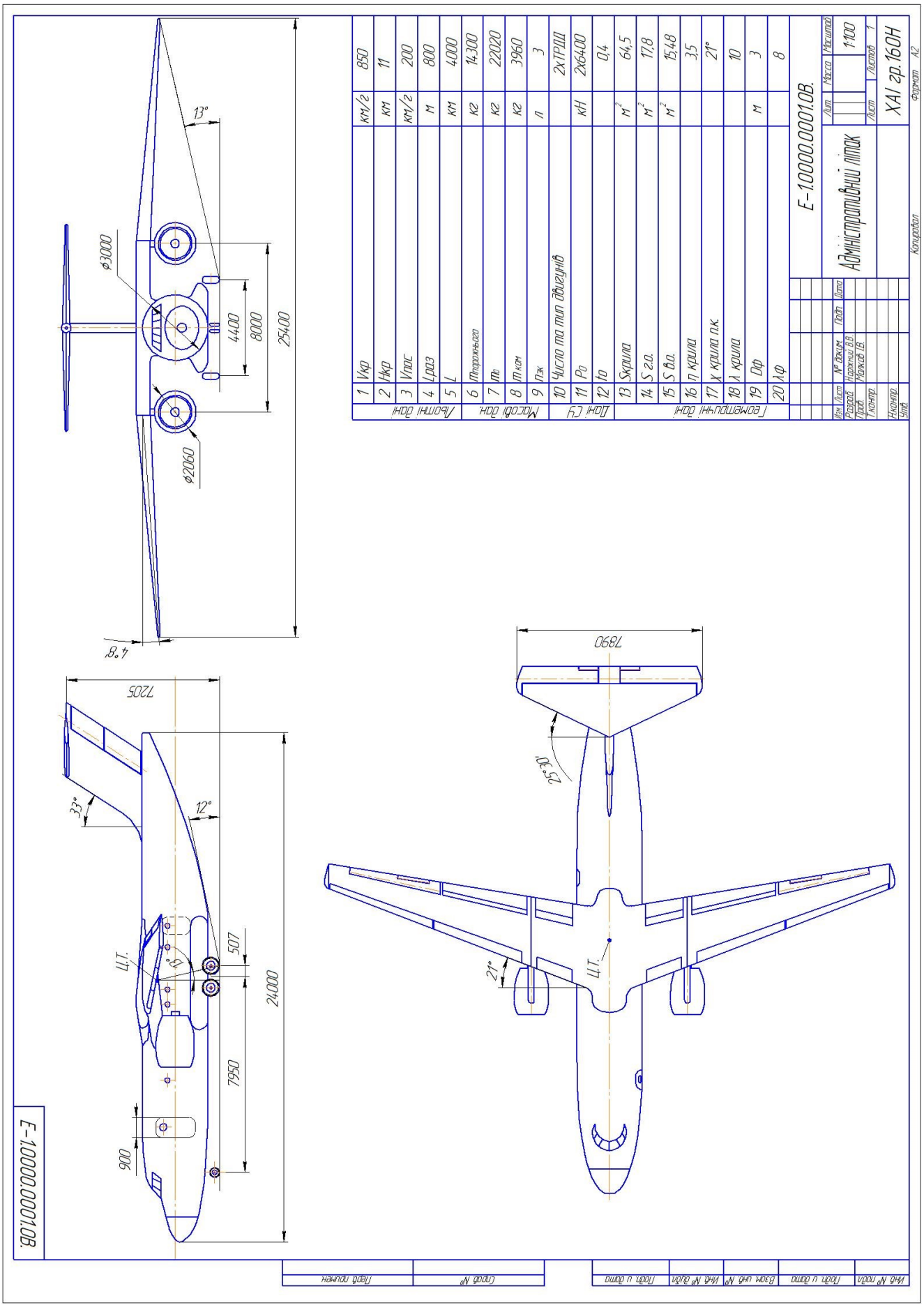


ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

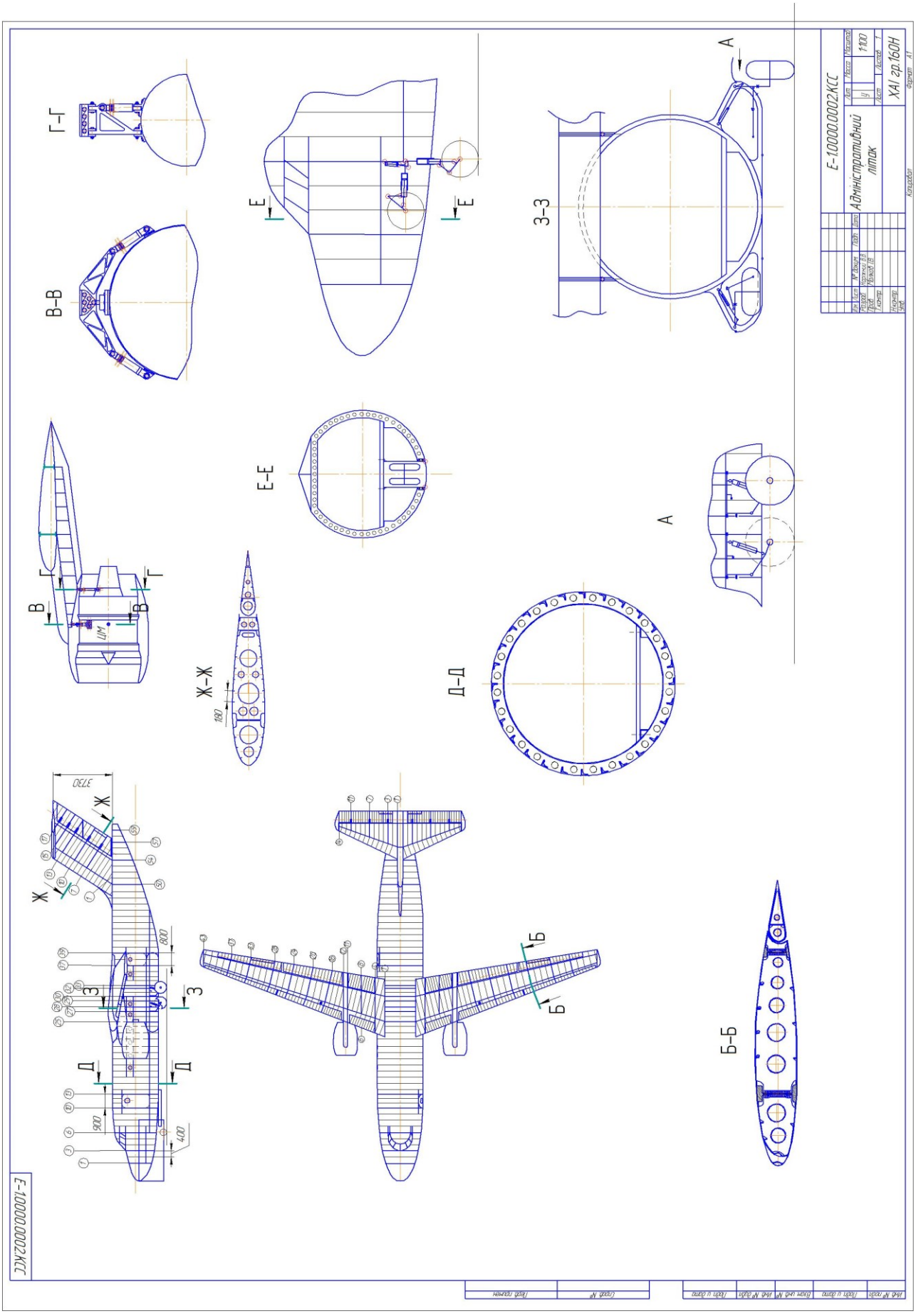
1. Разработка авантпроекта самолета [Текст]: учеб пособие / А. К. Мялица, Л. А. Малашенко, А. Г. Гребенников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 223 с.
2. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – МАК. 1994.
3. Расчет на прочность самолета [Электронный ресурс] : консп. Лекцмй / П. А. Фомичев, А. В. Заруцкий, С. Ф. Мандзюк. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2017. – Ч. 1. – 165 с.
4. Airbus A319-100 [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: //www.lufthansa.com/ru/ru/31h
5. MD-90 [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: //http://www.airwar.ru/enc/aliner/md90.html
6. A318 [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: https://www.airbus.com/fircraft/passenger-aircraft/a320-family/a318.html
7. BRJ-X [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: http://www.airwar.ru/enc/aliner/brjx.html
8. Boeing 737-300 (Боинг 737-300) / Режим доступа: URb: https://www.awianews.com/airlines/planes/boeing/737300.shtml
9. Кривцов В.С. Основы аэрокосмической техники [Текст]: учебник для высших учебных заведений (направление «Авиация и космонавтика «) / В. С. Кривцов. Я. С. Карпов, М. Н. Федотов. Ч. 2. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003.-901 с.
10. Высокоплан [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: https://ru.wikipedia.org/wiki/Высокоплан.html
11. Конструкция самолетов: Учебник для студентов авиационных специальностей и вузов [Текст] / Житомирский Г. И. – М.: Машиностроение, 1991.–400с.: ил.
12. Конструкция самолетов и вертолетов: – учебник [Текст] / В. С. Кривцов, Л. А. Малашенко, С. В. Трубаев.– Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 366 с.

13. Авіаційнй силові установки [Текст] : консп. Лекцій / Р. Ю. Цуканов, О. І. Риженко, С. В. Єпіфанов. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2017.– 550 с.
14. Проректирование самолетов: Учебник для вузов [Текст]/ С.М. Егер, В. М. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. М.: машиностроение, 1983 – 616 с.
15. Романовскийй В.П. Справочник по холодной штамповке. – Л.: Машиностроение. 1979 – 520 с.
16. Справочник контсруктора штампов. Листовая штамповка./Под ред. Рудмана Л. И. – М.: Машиностроение, 1980. 431 с.
17. Технология производства летательных аппаратов: Курсовое проектирование/Под ред. Кононенко В. Г. – Киев: Вища школа, 1974 – 224 с.
18. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛОНЖЕРОНОВ КРЫЛА САМОЛЕТА [Текст] / Л. В. Капитанова, В. Н. Николаенко, А. А. Редько, В. И. Рябков, С. В. Трубаев, Т. П. Цепляева –Учеб. пособие для студентов специальности «Самолеты и вертолеты». Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006.– 72 с.
19. Инженерные основы функционирования и общее устройство аэрокосмической техники [Текст] / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. Н. Федотов. – Учебник для высших учебных заведений (направление «Авиация и космонавтика»). Ч.2. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2002. – 900с.
20. Отраслевой стандарт ОСТ 1 31100-80. Болты, винты, шпильки. Разрушающие нагрузки.

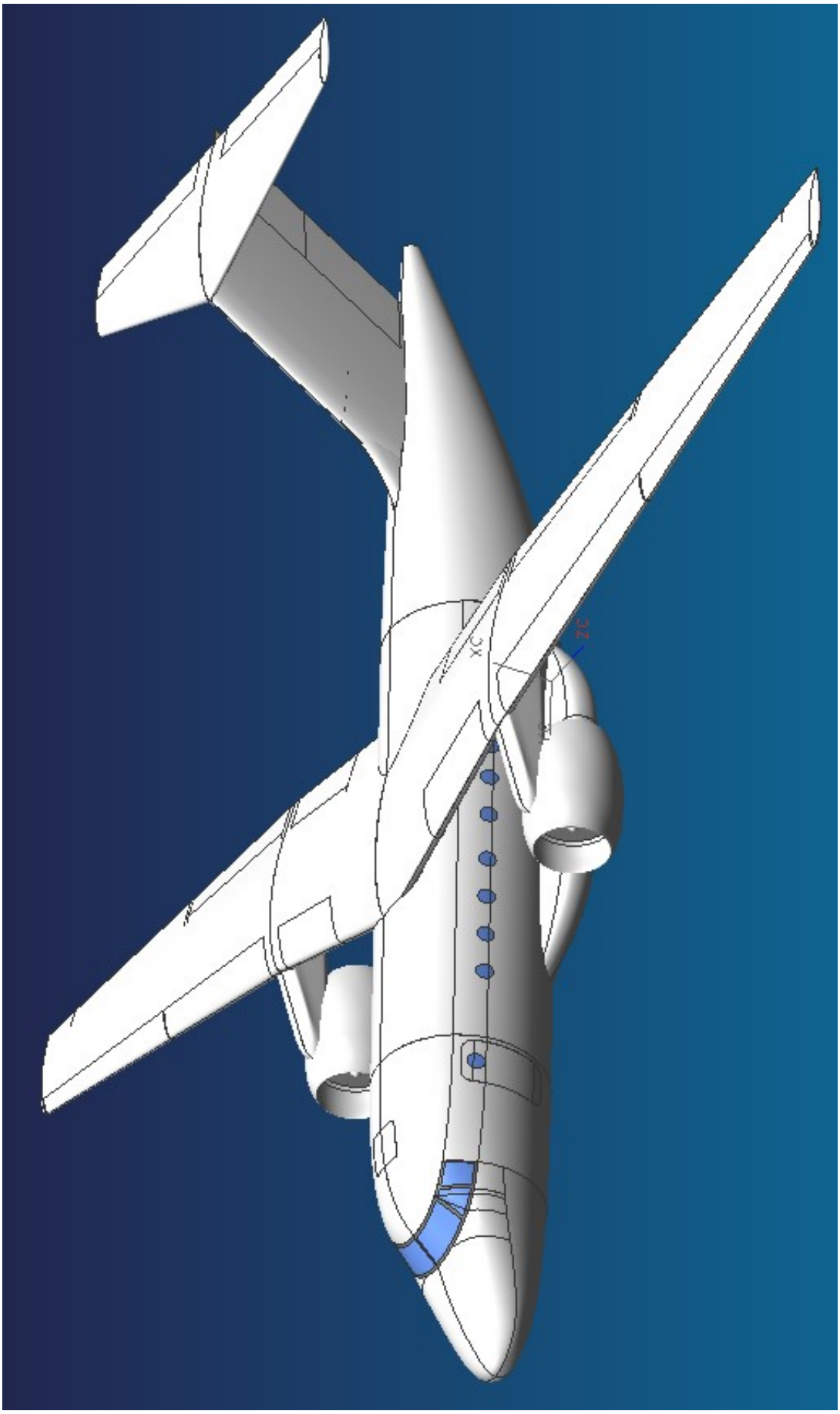
Додаток 1 Загальний вигляд



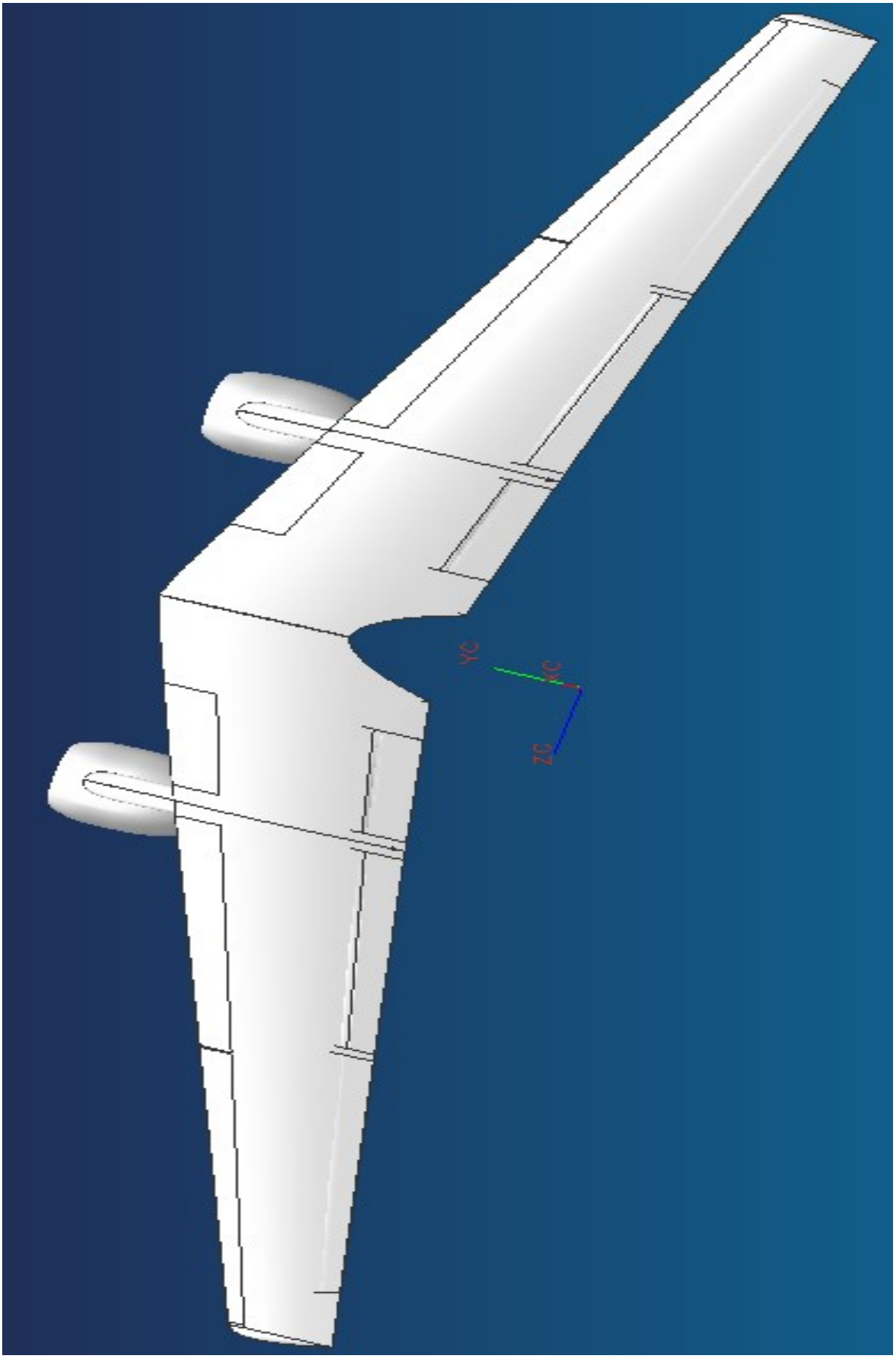
Додаток 2 КСС літака



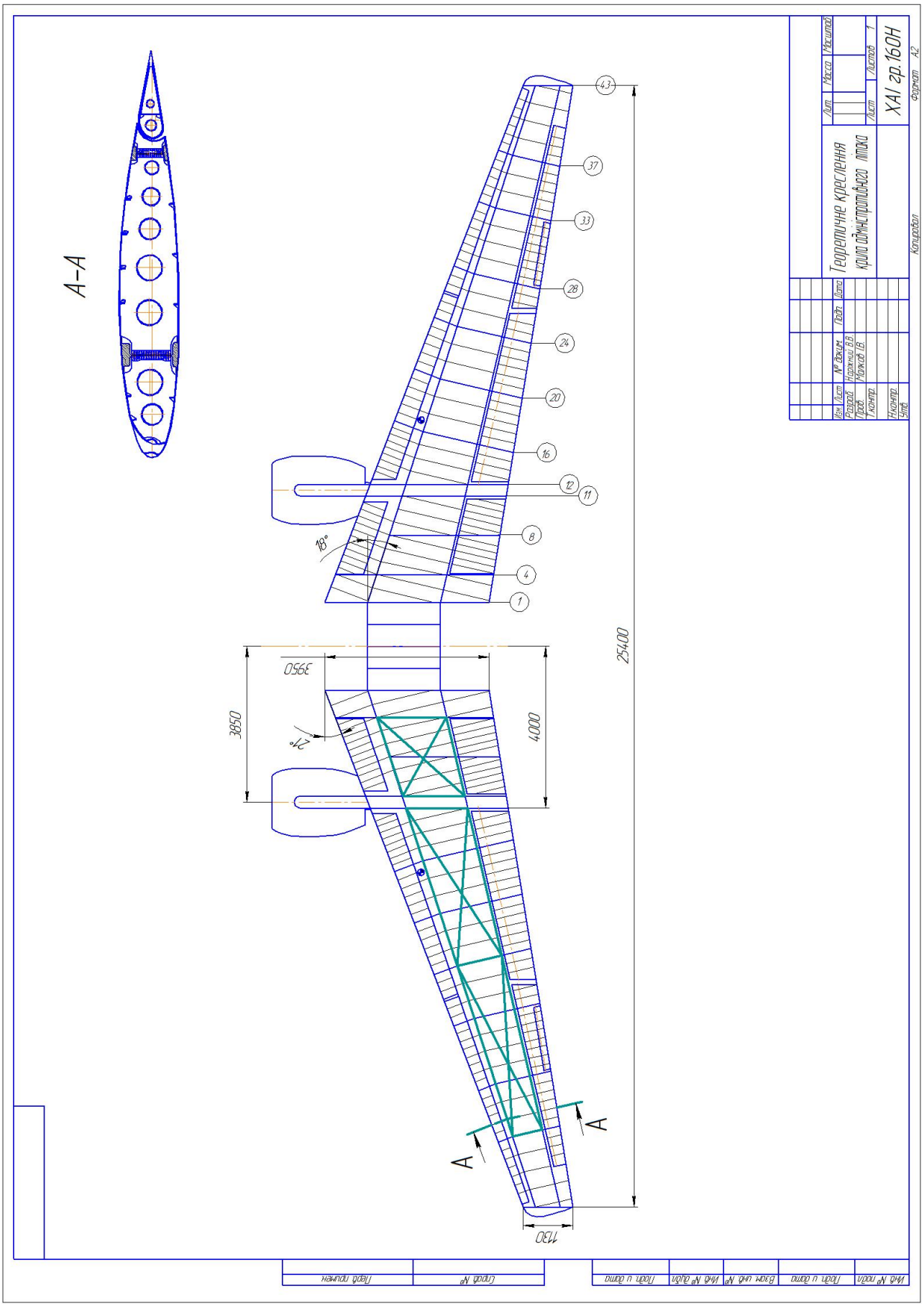
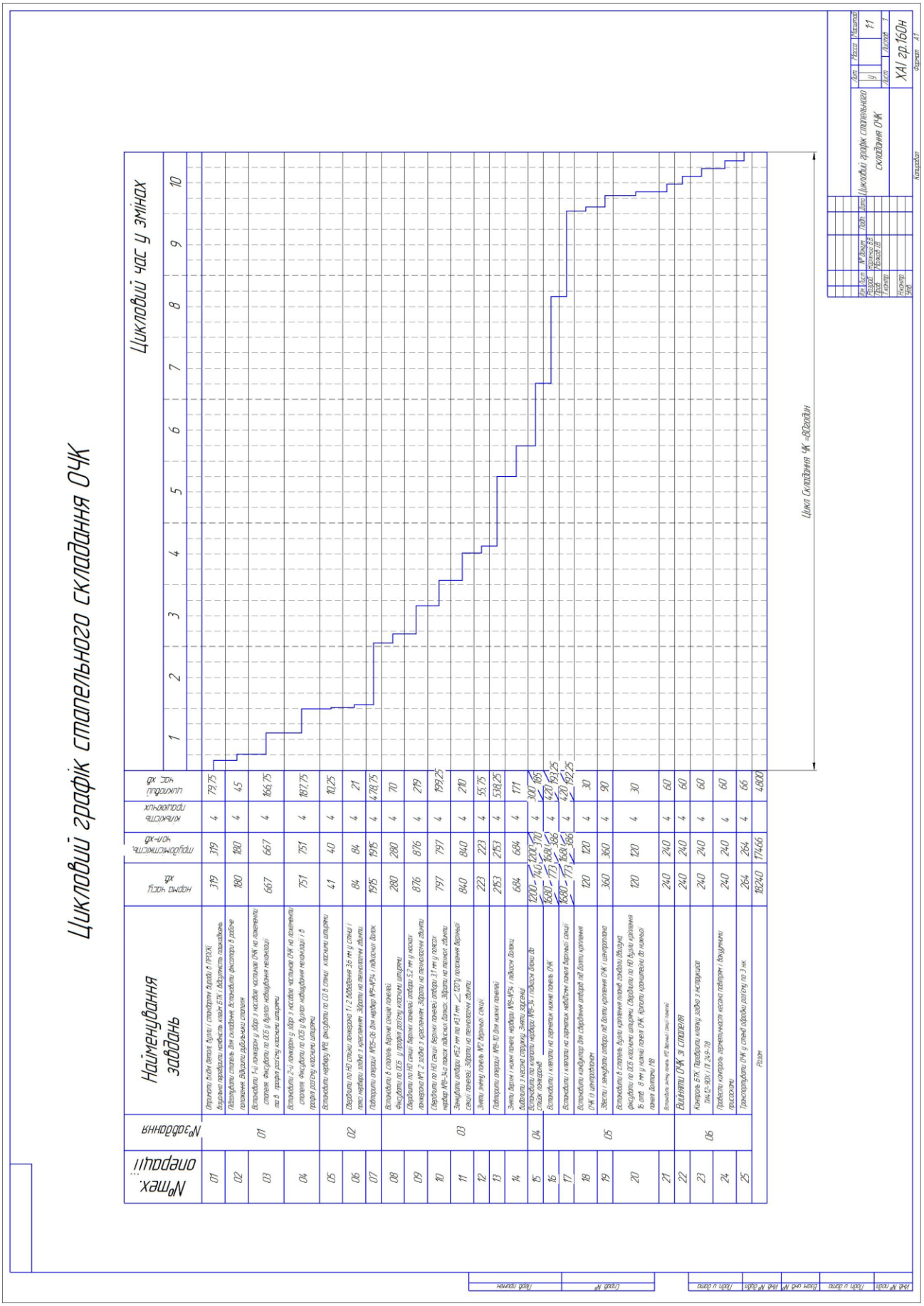
Додаток 3 Майстер геометрія літака



Додаток 4 Майстер геометрія крила



Додаток 5 Теоретичне креслення крила літака



Додаок 6 Цикловий графік