

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 проекту
(тип кваліфікаційної роботи)**

другий (магістерський)
_____ (освітній ступінь)

на тему:

Інтегроване проектування маневреного літака

Виконав: студент 2 курсу групи 160н
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

(код та найменування)

Освітньо-наукова програма

«Літаки і вертольоти»

(найменування)

Ніколенко С. М.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Малков І. В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Костенко О. І.

(прізвище та ініціали)

Міністерство освіти і науки України

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет _____ Літакобудування _____
(повне найменування)
Кафедра _____ 103 «Проектування літаків і вертольотів» _____
(повне найменування)
Рівень вищої освіти _____ другий (магістерський) _____
Спеціальність _____ 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» _____
(код та найменування)
Освітньо-наукова програма _____ «Літаки і вертольоти» _____
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доцент Сергій ТРУБАЄВ

« _____ » _____ 2024 року

ЗАВДАННЯ НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Ніколенку Сергію Миколайовичу

(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи Інтегроване проектування маневреного літака

Керівник кваліфікаційної роботи Малков Ігор Владиславович – проф. д.т.н.,
проф., професор кафедри 103

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

Затверджені наказом Університету № 555-уч від «22» квітня 2024 року

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 30 червня 2024 року

Вихідні дані до роботи $M_{\text{крейс}} = 0,730$; $M_{\text{max}} = 2,2$; $H_{\text{крейс}} = 12000$ м; $n_{\text{ек}} = 1$;

$L = 1550$ км; $L_p = 800$ м; $V_{\text{посад}} = 270$ км/год; $T_{\text{л.год}} = 7\ 000$.

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

Реферат

1. Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Вступ, постановка мети та завдання проектування

1.1.2 Розробка концепції створення проектного 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 та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів

1.7.1 Визначення геометричних параметрів вертикального оперення

1.7.2 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу

1.7.3 Вибір параметрів шасі

1.8 Розробка аеродинамічної, об'ємно– вагової, конструктивно– силової компоновки, центрування літака

1.8.1 Вибір конструктивно – силової схеми горизонтального оперення

1.8.2 Вибір конструктивно – силової схеми вертикального оперення

1.8.3 Об'ємно – вагове компонування та розрахунок центрування літака

1.9 Ув'язування форми агрегатів, побудова зализів та обтічників літака

1.10 Стандартна специфікація проектного літака

2. Технологічна частина

2.1 Розробка технології виготовлення агрегату літака

2.1.1 Аналіз технологічності конструкції

2.2 Розробка схеми складання та ув'язування

2.2.1 заготівельно-складальної оснастки

2.2.2 Розробка укрупненого технологічного процесу складання лонжерону

2.2.3 Вибір схеми базування складових частин лонжерону

2.2.4 ТУ на поставку деталей та підскладання відповідно до техпроцесу складання

2.3 Проектування складального пристосування

2.3.1 Складання ТУ на проектування складального пристрою

2.3.2 Вибір схеми та компонування складального пристрою

3. Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик літака

- 3.1 Розрахунок поляр та аеродинамічної якості
- 3.2 Розрахунок льотних показників літака шляхом тяг
- 3.3 Розрахунок наявних тяг
- 3.4 Висновки
- 4. Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання лонжерона крила проектуемого літака
 - 4.1 Розробка майстер – геометрії агрегату
 - 4.2 Визначення навантажень, які діють агрегату
 - 4.3 Уточнення конструктивно– силової схеми агрегату
 - 4.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату
 - 4.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно– силових елементів агрегату в регулярних та нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу
 - 4.5.1 Проектування поясів балкового лонжерону
 - 4.5.2 Проектування стінок лонжерону
 - 4.5.3 Проектування з'єднань у збірних лонжеронах
 - 4.6 Дослідження впливу параметрів агрегату на його масу
 - 4.7 Проектувальний розрахунок з'єднань та стиків агрегату з фюзеляжем
 - 4.8 Прогнозування ресурсу агрегату в регулярних та нерегулярних зонах
 - 4.9 Уточнення геометричних та конструктивних параметрів агрегату
 - 4.10 Посібник з технічної експлуатації проектованого агрегату літака
- 5. Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання систем літака
 - 5.1 Проектування та моделювання силової установки
 - 5.1.1 Проектування паливної системи
 - 5.1.2 Протипожежна система
 - 5.1.3 Розробка схеми масляної системи
 - 5.2 Експлуатація паливної системи
 - 5.3 Експлуатація системи пожежогасіння
- 6. Розрахунок характеристик економічної ефективності
 - 6.1 Бізнес план: історія фірми, характеристика літака, аналіз ринку збуту, маркетинг, кадри та управління, аналіз ризиків та їх запобігання, аналіз конкурентоспроможності проектованого літака
 - 6.1.1 Історія фірми та характеристика літака
 - 6.1.2 Аналіз ринку збуту
 - 6.1.3 Маркетинг
 - 6.2 Фінансування проекту: джерела фінансування, доходи та витрати – розрахунок витрат на проектування та виробництва, розрахунок собівартості, прибуток ціни, розрахунок мінімальних власних коштів фірми, визначення точки беззбитковості, розрахунок прямих, непрямих витрат
 - 6.2.1 Джерела фінансування

6.2.2 Доходи та витрати

6.2.3 Розрахунок собівартості, прибутку та ціни літака

6.2.4 Розрахунок мінімальних власних коштів фірми

6.3 Повна собівартість експлуатації літака

6.3.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху

6.3.2 Розрахунок прямих витрат

6.3.3 Розрахунок непрямих витрат

Керівник і консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1.	Д.т.н. проф. каф.103 Малков І.В.	22/04/24	
2.	Д.т.н. проф. каф.103 Малков І.В.	22/04/24	
3.	Д.т.н. проф. каф.103 Малков І.В.	22/04/24	
4.	Д.т.н. проф. каф.103 Малков І.В.	22/04/24	
5.	Д.т.н. проф. каф.103 Малков І.В.	22/04/24	
6.	Д.т.н. проф. каф.103 Малков І.В.	22/04/24	

Нормоконтроль _____ Малков І.В. « _____ » _____ 20__ р.
 (підпис) (ініціали та прізвище)

Дата видачі завдання «22» _____ квітня 2024 _____ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ	07/06/2024	
2.	Технологічна частина	07/06/2024	
3.	Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик літака	07/06/2024	
4.	Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання лонжерона крила проектуємого літака	07/06/2024	
5.	Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання систем літака	07/06/2024	
6.	Розрахунок характеристик економічної ефективності	07/06/2024	

Студент _____
 (підпис)

Ніколенко С.М.
 (ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи _____
 (підпис)

Малков І.В.
 (ім'я та прізвище)

РЕФЕРАТ

Дипломний проект магістра: 143 арк., 14 рис., 25 табл., 7 дод., 17 джерел.

Об'єкт дослідження: надзвуковий маневрений літак.

Мета роботи: метою даної є розробка в обсязі ескізного проекту надзвукового маневреного літака. Інтегроване проектування, конструювання та тривимірне параметричне моделювання консольної частини крила літака.

Методи дослідження: статистичний, аналітичні методи розрахунку, методи будівельної механіки, розрахунку літака на міцність, тривимірного параметричного моделювання за допомогою системи CAD \ CAM \ CAE Siemens NX. Програмне забезпечення розроблене на кафедрах 101, 102, 103.

Результати проекту та його новизна : у результаті виконання дипломного проекту магістра отримані такі результати:

1. Досліджено вплив геометричних параметрів на злітну масу літака. Визначено основні геометричні та масові параметри літака. Злітна вага літака становить 11 400 кг. Радіус дії із заданою масою цільового навантаження 3000 кг. складає $R = 600$ км. Розроблено майстер-геометрію та модель розподілу простору літака за допомогою системи Siemens NX.

2. Визначено повітряні та масові навантаження, що діють на консольну частину крил літака . Побудовано епюри внутрішніх силових факторів. Визначено основні геометричні розміри силових елементів конструкції консольної частини крил літака з урахуванням заданого ресурсу ($T = 6\ 000$ льотних годин). Заданий ресурс досягається рівнем заданої директивної напруги, вибором конструктивних матеріалів (Д16чТ, 1163Т, В95пчТ2, 1933Т3), постановкою високоресурсних кріпильних елементів з натягом, захистом конструктивних елементів від корозії. Створено майстер-геометрію та модель розподілу простору консольної частини крила за допомогою системи Siemens NX.

3 . Розраховано середню вартість літака, вартість проекту ОКБ на проектування літака.

Рекомендації щодо використання результатів роботи: результати дипломного проекту магістра будуть використані при подальшій розробці літака, його систем та агрегатів.

ЛІТАК, КРИЛО , РЕСУРС, МОДЕЛЮВАННЯ, ДОСЛІДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ, АГРЕГАТ, ЦЕНТРІВКА, МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЯ, КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНЕ ЩО ЧЛІНЕННЯ.

Умови отримання роботи: за письмовим дозволом завідувача кафедри проектування літаків та гелікоптерів Національного аерокосмічного університету ім. Н.Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут".

ЗМІСТ

1. Конструкторський розділ	1
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака.....	2
1.1.1 Вступ, постановка мети та завдання проектування.....	2
1.1.2 Розробка концепції створення проектованого літака та науково-технічної програми досягнення його характеристик.	3
1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.....	6
1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.	7
1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.	17
1.5 Розрахунок маси літака у трьох наближеннях.	22
1.6 Підбір двигунів та перевірка довжини розбігу.	26
1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів.....	27
1.7.1 Визначення геометричних параметрів вертикального оперення.....	27
1.7.2 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу.	28
1.7.3 Вибір параметрів шасі.	28
1.8 Розробка аеродинамічної, об'ємно– вагової, конструктивно– силової компоновок, центрування літака.	29
1.8.1 Вибір конструктивно – силової схеми горизонтального оперення.	31
1.8.2 Вибір конструктивно – силової схеми вертикального оперення.	32
1.8.3 Об'ємно – вагове компонування та розрахунок центрування літака.....	33
1.9 Ув'язування форми агрегатів, побудова зализів та обтічників літака	34
1.10 Стандартна специфікація проектованого літака.....	34
2. Технологічна частина.....	45
2.1 Розробка технології виготовлення агрегату літака.....	46
2.1.1 Аналіз технологічності конструкції.....	46
2.2 Розробка схеми складання та ув'язування	47
2.2.1 заготівельно-складальної оснастки.	47
2.2.2 Розробка укрупненого технологічного процесу складання лонжерону.....	51
2.2.3 Вибір схеми базування складових частин лонжерону	56

2.2.4 ТУ на поставку деталей та підскладання відповідно до техпроцесу складання	58
2.3 Проектування складального пристосування	60
2.3.1 Складання ТУ на проектування складального пристрою.....	60
2.3.2 Вибір схеми та компоновання складального пристрою	61
3. Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик літака.....	63
3.1 Розрахунок поляр та аеродинамічної якості.	64
3.2 Розрахунок льотних показників літака шляхом тяг.	65
3.3 Розрахунок наявних тяг.....	67
3.4 Висновки.	69
4. Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання лонжерона крила проектуемого літака	70
4.1 Розробка майстер – геометрії агрегату.	71
4.2 Визначення навантажень, які діють агрегату.....	71
4.3 Уточнення конструктивно– силової схеми агрегату.....	73
4.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату.....	74
4.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно– силових елементів агрегату в регулярних та нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу.....	75
4.5.1 Проектування поясів балкового лонжерону.	75
4.5.2 Проектування стінок лонжерону.....	77
4.5.3 Проектування з'єднань у збірних лонжеронах.....	80
4.6 Дослідження впливу параметрів агрегату на його масу.	84
4.7 Проектувальний розрахунок з'єднань та стиків агрегату з фюзеляжем.....	85
4.8 Прогнозування ресурсу агрегату в регулярних та нерегулярних зонах.....	86
4.9 Уточнення геометричних та конструктивних параметрів агрегату.....	86
4.10 Посібник з технічної експлуатації проектованого агрегату літака.....	87
5. Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання систем літака.....	89
5.1 Проектування та моделювання силової установки	90
5.1.1 Проектування паливної системи	90
5.1.2 Протипожежна система.....	96
5.1.3 Розробка схеми масляної системи.....	97

5.2 Експлуатація паливної системи.....	98
5.3 Експлуатація системи пожежогасіння.....	100
6. Розрахунок характеристик економічної ефективності.....	101
6.1 Бізнес план: історія фірми, характеристика літака, аналіз ринку збуту, маркетинг, кадри та управління, аналіз ризиків та їх запобігання, аналіз конкурентоспроможності проектового літака.....	102
6.1.1 Історія фірми та характеристика літака.....	103
6.1.2 Аналіз ринку збуту.....	104
6.1.3 Маркетинг.....	104
6.2 Фінансування проекту: джерела фінансування, доходи та витрати – розрахунок витрат на проектування та виробництва, розрахунок собівартості, прибуток ціни, розрахунок мінімальних власних коштів фірми, визначення точки беззбитковості, розрахунок прямих, непрямих витрат.....	110
6.2.1 Джерела фінансування.....	110
6.2.2 Доходи та витрати.....	110
6.2.3 Розрахунок собівартості, прибутку та ціни літака.....	111
6.2.4 Розрахунок мінімальних власних коштів фірми.....	121
6.3 Повна собівартість експлуатації літака.....	123
6.3.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху.....	123
6.3.2 Розрахунок прямих витрат.....	123
6.3.3 Розрахунок непрямих витрат.....	124
Список використаної літератури.....	126
Додаток А.....	127

1. Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака.

1.1.1 Вступ, постановка мети та завдання проектування.

Основні напрямки розвитку авіації визначалися головним чином прогресом літальних апаратів бойового застосування, на розробку яких витрачаються великі кошти та зусилля. При цьому цивільна та транспортна авіація, для яких вирішальне значення мають надійність та зручність експлуатації, зазвичай йдуть шляхом, прокладеним творцями військових літаків.

Серед бойових літаків більшу частину становлять винищувачі та перехоплювачі. Проектування маневреного літака, призначеного для виконання кількох завдань, є дуже складним процесом, потребує ув'язки під час вирішення суперечливих завдань із багатьох галузей науки та техніки. Значні відмінності декількох літаків, розроблених на основі тих самих вимог, свідчать про можливість вирішення завдань різними способами: літаки можуть мати різні конфігурації, конструктивно – силові схеми (КСС), кількість двигунів і т.д. Немалу роль відіграють і традиції фірми, які змушують проектувальника заради зменшення технічного ризику застосовувати перевірені аеродинамічні схеми та конструктивні рішення. В даний час вважається, що розроблені зразки авіаційної техніки морально старіють вже на момент ухвалення їх на озброєння. Це відбувається не тільки через розробку в конструкторському бюро (КБ) нових типів літаків, а головним чином через зміну принципів застосування бойової авіації. Новий тип літака, який повинен експлуатуватися як бойова одиниця не менше 10 років, вимагає майже стільки ж років на проходження від стадії розробки тактико-технічних вимог (ТТВ) до початку серійного виробництва. Це означає, що наміри і можливості ймовірного противника слід прогнозувати на період близько 10 років.

Як випливає з вищесказаного, зміна поглядів на принципи проектування в авіації були настільки частими і радикально протилежними, що прогнозування на найближче десятиліття може виявитися фікцією. З огляду на це склалася думка, що зниження фінансових витрат та ризику створення морально застарілих систем може бути досягнуто шляхом розробки багатоцільового літака, який після певної модифікації відповідатиме поточним вимогам, тобто зможе конкурувати з новітніми зразками вужчого напрямку.

Актуальною на сьогоднішній день є модернізація існуючих чи створення нових проектів бойових літаків. У цьому проекті розглядається тема створення нового проекту бойового маневреного літака.

Відповідно до завдання, необхідно розробити проект надзвукового маневреного літака (НМЛ), провести аеродинамічні, міцнісні, компоувальні, економічні розрахунки, спроектувати лонжерон крила та його стикові вузли, розробити принципову та компоувальну схему системи управління елевонами та запропонувати бізнес-план проекту, розробити засоби освітлення та світлової сигналізації літака.

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

Процес проектування починається з розробки концепції літака на основі досліджень ефективності застосування бойової авіаційної техніки та вироблення перспективних вимог, що забезпечують технічний рівень досконалості, перевищує рівень кращих зарубіжних та вітчизняних літаків аналогічного класу і поява в кінцевому результаті конкурентоспроможного літака.

Для досягнення цієї мети розробляються концепції літака:

- за перспективною бойовою ефективністю – досліджуються нові засоби ураження, а також засоби захисту;
- по аеродинаміці – аеродинамічне компоування літака з аеродинамічною якістю на всіх режимах польоту вище за досягнутий рівень;
- за ваговою досконалістю – конструкція планера та систем літака з ваговою віддачею за цільовим навантаженням вище, ніж у сучасних літакових конструкцій;
- за силовою установкою – силова установка з ефективнішими двигунами;
- за міцністю – конструкція планера та систем літака за необхідної вагової віддачі забезпечує заданий ресурс та живучість;
- за системами – системи та комплекси обладнання, що забезпечують задані вимоги щодо пілотажних та навігаційних характеристик, за рівнем надійності та безпеки польоту.

Таким чином, необхідно забезпечити: вибір схеми літака, розмірів та розташування його агрегатів, характеристик систем та обладнання, льотних характеристик.

При проектуванні літака та каркаса планера літака досягаються концептуально задані кількісні показники критеріїв якості шляхом:

- збільшення бойової живучості як головного чинника ефективності виконання бойового завдання;

- зменшення маси конструкції, як одного з головних факторів, що збільшує бойову ефективність завдяки можливості збільшення цільового навантаження;
- збільшення терміну служби конструкції, періодів міжремонтного обслуговування та її ресурсу при забезпеченні надійності та безпеки польотів як факторів, що знижують витрати на амортизацію, обслуговування та ремонт.

Головним критерієм в основі сучасних методів проектування авіаційних конструкцій є вимога створення та функціонування надійної, безпечно пошкоджуваної конструкції мінімальної маси із заданим ресурсом. При цьому повинна гарантуватися можливість виявлення пошкоджень до досягнення ними допустимих критичних розмірів та зберігати достатню залишкову міцність конструкції.

Розвиток інформаційних технологій дозволяє інтенсифікувати процеси створення технічної документації, конструкторської та технологічної підготовки виробництва, управління виробництвом та супроводу виробу, реалізувати інформаційну підтримку життєвого циклу виробу.

Існує тісний взаємозв'язок між процесом розробки літака нового типу літака та рівнем та темпами розвитку авіаційної науки та промисловості. Розробка нових повітряних лайнерів завжди стимулювалася зростанням обсягу перевезень та підвищенням технічних та експлуатаційних вимог.

На початковому етапі оцінюється можлива потреба у новому типі літака шляхом вивчення ринку збуту та проведення нарад з потенційними покупцями. Для вивчення ринку збуту у великих фірмах існує спеціальний відділ, а дрібні підприємства доручають це конструкторському відділу. Принаймні важливо, щоб конструктор чи конструкторська бригада брала участь у цьому, оскільки немає сенсу розпочинати проектування до вивчення технічних вимог з усіх точок зору та складання чіткої картини, на основі якої має базуватися концепція літака.

Вивчення досвіду бойового застосування авіаційної техніки (АТ) призводить до формулювання початкових вимог, які будуть обмежені такими параметрами – бойовою живучістю, цільовим навантаженням, максимальною дальністю польоту, крейсерською швидкістю, а також злітно-посадковими даними, параметрами набору висоти, компонованням кабіни, ресурсом конструкції, обладнанням тощо. Насправді ці фактори впливають на процес розробки літака і є домінуючими при прийнятті кожного конструктивного рішення до останньої деталі. Але і в процесі розробки проекту конструктор уважно вивчатиме інші типи літаків або проекти, які найбільше відповідають початковим технічним вимогам до літака, що проектується. Критична оцінка та порівняння літаків за основними параметрами, систематизація літератури,

врахування досвіду експлуатації тощо. Все це виконується конструктором майбутнього літака.

У цей період проводяться засідання конструкторів для вироблення нових ідей, більшість яких неминуче буде відхилено. Тому розробка ідей ведеться безперервно і лише дуже мала їхня частка реалізується при попередньому проектуванні та подальшій розробці програми. Опрацювання концепції літака призводить до створення ескізів, складання переліку основних характеристик та базової схеми літака, які є фундаментом для наступних циклів проектування. Хоча на цьому етапі не звертається увага до деталей, але все-таки літак цілком зображений на папері, й у конструктора з'являється відчуття, що схема "вимальовується".

Розробка літака нового типу обґрунтована такими об'єктивними причинами: існуючий тип літака стає застарілим з технічної точки зору та з точки зору ефективності застосування. Новий літак може виконувати те саме завдання краще. Введення нових вимог до обладнання, технічного обслуговування, експлуатації, комфорту та ін. також може сприяти оновленню парку літаків.

Особливу обережність слід виявляти щодо "заповнення ринку збуту". Це може означати просто відсутність попиту на літаки цього типу. Інша небезпека, яку слід мати на увазі, - це прийняття нової технічної ідеї, яка сама по собі є досягненням, але не ефективна з точки зору застосування для даного літака. Проте, конструкторське бюро має постійно брати участь у дослідженнях, спрямованих на визначення потенційних можливостей нової технічної ідеї чи нововведення. Новий тип літака повинен надходити в експлуатацію відповідно до добре продуманого плану.

Розвиток військової авіації спрямовано на збільшення бойової ефективності літаків. Підвищення ефективності досягається за рахунок збільшення швидкостей та висот польотів, зниження радіолокаційної помітності та інших факторів.

На сьогоднішній день існує велика кількість авіаційних бойових комплексів, які ефективно виконують свої завдання. Проблема розробки концепції перспективної авіаційної техніки пов'язана з вивченням бойових та льотних характеристик існуючих літальних апаратів та способів протидії їм.

Для того щоб розробити новий перспективний апарат треба ретельно провести аналіз застосування авіаційної техніки, що перебуває на озброєнні, і припустити, які поліпшені характеристики повинна мати нова техніка, щоб успішно боротися з авіацією потенційного противника.

До розроблюваної надзвукової маневреної бойової техніки пред'являються високі вимоги. Відповідність цим вимогам досягається різними шляхами.

Головною особливістю літака має стати застосування так званого інтегрального аеродинамічного компоунвання. Інтегральна схема забезпечує суттєве підвищення аеродинамічної якості винищувача та дозволяє організувати великі внутрішні відсіки для розміщення палива та обладнання. Для реалізації заданих льотних характеристик у широкому діапазоні висот, швидкостей польоту та кутів атаки, крилу нового винищувача надамо оживальної форми та забезпечимо його розвиненим кореневим напливом.

Наплив повинен забезпечувати підвищення несучих властивостей літака великих кутах атаки з одночасним збільшенням моменту тангажу на кабрування.

Іншою найважливішою особливістю має стати реалізація концепції поздовжньої статичної нестійкості літака на дозвукових швидкостях польоту із забезпеченням його поздовжнього балансування у польоті за допомогою автоматики чотириразово резервованої електродистанційної системи керування.

Прийняття концепції поздовжньої статичної нестійкості дає серйозні переваги: для балансування літака на великих кутах атаки потрібно відхилення стабілізатора носком вгору, при цьому його підйомна сила складається з підйомною силою крила, що дає суттєве поліпшення властивостей винищувача при незначному зростанні його опору. Завдяки використанню інтегрального статично нестійкого компоунвання винищувач повинен набути виняткових маневрених характеристик, що дозволяють йому виконувати в повітрі еволюції, недоступні літакам звичайної схеми, і мати більшу дальність польоту без підвісних баків.

Планується, що однією з основних відмінних рис перспективного фронтового винищувача (ПФВ), порівняно з винищувачем попереднього покоління стане висока маневреність літака. Вимогу високої маневреності в повітряному бою планується реалізувати за рахунок використання потужних, легких та економічних двигунів, які забезпечуватимуть винищувачу прийнятну тягоозброєність, а також застосування компоувальних схем літака з підвищеною аеродинамічною якістю.

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

Основною характеристикою винищувача є маневреність та здатність ефективно вести повітряний бій.

Крім того, конструктори сучасних НМЛ проводять роботи з поліпшення маневреності та забезпечення запасу швидкості в діапазоні чисел Маха 0,8...1,2, найбільш широко використовуваних у повітряному бою, збільшення швидкості на малих висотах польоту, а також зниження чутливості літака в турбулентних областях

атмосфери та до самозбуджуваних коливань. Значна увага приділяється запасу посадкової швидкості, з метою забезпечення безпеки екіпажу та можливості використання автомобільних доріг або тимчасово підготовлених злітно-посадкових смуг (ЗПС). Крім того, проводяться інтенсивні роботи та вкладаються значні кошти для покращення технологічності конструкції підвищення надійності, ергономічності та зручності експлуатації тощо. З цієї точки зору роботи, які проводяться в даний час і в найближчому майбутньому, полягають у пошуках простих та ефективних аеродинамічних конструкцій з використанням легких, міцних та дешевих матеріалів.

Можна стверджувати, що в загальному проектуванні літака (насамперед в аеродинаміці та статичній міцності) вже досягнуто значного прогресу завдяки застосуванню сучасної обчислювальної техніки, що дозволяє з мінімальними витратами часу проводити розрахунок великої кількості проектних варіантів.

Прогресу авіації за останні тридцять років, безсумнівно, сприяла поява двигунів нових типів. Не можна, однак, применшувати та ігнорувати роль інших удосконалень, що дозволили покращити льотно-технічні характеристики (ЛТХ) літаків. Все ж таки будь-яке технічне досягнення завжди є наслідком розвитку багатьох галузей, можна сказати, навіть загальним прогресом цивілізації та підйомом рівня розвитку технічної культури сучасної людини.

Збір та обробка статистичних даних в ході проектування літака дозволяє отримати наочне уявлення про сучасний рівень розвитку літакобудування; задач, які вони виконують; льотно-технічних якостей; схем літаків, що застосовуються, геометричних масових параметрів силової установки, конструкційних матеріалів, способів виробництва і т.д.

Аналіз статистичного матеріалу дає можливість розробити також тактико-технічні вимоги до літака, що проектується, вибрати його схему.

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

F-16 Fighting Falcon

Багатоцільовий винищувач

F-16 - моноплан із середньорозташованим крилом і двигуном у хвостовій частині фюзеляжу. Має інтегральне аеродинамічне компонування, що відрізняється плавним сполученням фюзеляжу і трапецієподібного в плані крила з порівняно невеликою стрілоподібністю по передній кромці. Плавне сполучення крила і

фюзеляжу дозволило забезпечити додаткової підйомної сили фюзеляжем на великих кутах атаки, зменшити змочувальну поверхню літака і підвищити обсяг внутрішніх паливних баків. Збільшення відносної товщини кореневої частини крила підвищило жорсткість конструкції і дозволило знизити масу конструкції приблизно на 113 кг. Конструкція виконана на 78,3% із алюмінієвих сплавів, використовуються також сталь (3,7%), вуглецевий композит (4,2%) та титанові сплави (4,2%). Розрахунковий ресурс планера 8000 год. (Рисунок 1.1.1)



Рисунок 1.1.1 – F-16

Розміри (F-16A/B/C/D): розмах крила без/з ракетами на кінцях 9,45/10,00 м.; довжина літака без/зі штангою ППТ 14,52/15,03 м.; висота літака 5,09 м.; площа крила 27,87 кв. м.; кут стрілоподібності по передній кромці 40 град.

Маси і навантаження, кг: максимальна злітна маса із зовнішнім навантаженням варіанта F-16A/B – 16 057 кг.; F- 16C партії 30/32 – 17 010 кг.; F- 16C партії 40/42 – 19 190 кг.; без підвісних баків у конфігурації винищувача варіанта F-16A – 11 094 кг.; F-16B – 10849 кг.; F-16C (з ТРДД F110) – 12 330 кг.; розрахункова злітна маса (при перевантаженні 9) з повним запасом палива у внутрішніх баках варіанта F-16A/B – 11 113 кг.; F-16C/D – 11839 кг.; маса порожнього літака F-16A – 7 365 кг.; F-16B – 7 655 кг.; F- 16C з ТРДД F100-PW-220 – 8 275 кг., F-16C з

ТРДД F110-GE-100 – 8 630 кг.; F-16D з ТРДД F100-PW-220 – 8 495 кг.; F-16D з ТРДД F110-GE-100 – 8 855кг. ; максимальне розрахункове навантаження на зовнішніх вузлах (перевантаження 9) для всіх варіантів 5 445 кг.; максимальний запас палива у внутрішніх баках для варіанта F-16A/C – 3105 л.; F-16B/D – 2 565 л., у підвісних баках 3065 л.

Льотні дані: максимальне число М у землі 1,2; на висоті 12200 м. більше 2,0; швидкість заходу на посадку 226 км/год; посадкова швидкість 212 км/год; практична стеля 15240 м.; радіус дії F-16С партії 40 з 4 бомбами по 907 кг., 2 КР AIM-9 та ППБ з 1 136 л. палива (без скидання баків) за профілем велика-мала-велика висота 630 км.; з 2 КР AIM-7 та 2 КР AIM- 9, з ППБ з 3 940 л. палива при баражуванні протягом 2 год. 10 хв. 370 км., з тим самим навантаженням при перехопленні повітряної цілі 1315 км.; перегонна дальність 3 890 км.; максимальна кутова швидкість розвороту 12,8 град/с, миттєва 17,3 град/с; максимальне експлуатаційне перевантаження при повному внутрішньому запасі палива та при симетричному маневрі +9.

F -18 “ Super Hornet”

Палубний винищувач-бомбардувальник

Винищувач F/A-18E/F має посилений планер, подовжений фюзеляж, крило, крилові напливи та горизонтальне оперення збільшеної площі, а також новий повітрозабірник чотирикутного перерізу зі зменшеною помітністю радіолокації, що забезпечує більшу витрату повітря. Канали повітрозабірника дещо викривлені вниз і вбік, що сприяє відбиттю електромагнітного випромінювання у бік осі польоту літака. У повітряному каналі, перед лопатками компресора двигуна розміщені радіальні пластини, що також зменшують радіолокаційне випромінювання, відбите від ТРДДФ. Інші удосконалення, спрямовані на зменшення помітності, включають пилкоподібні краї стулок основного шасі та технологічних панелей двигунів, ромбоїдальні металеві екрани з перфорацією, виконаною методом лазерної обробки, що покривають всі зовнішні отвори, а також спеціальні радіопоглинаючі покриття (зокрема, золоте напилення на фонар кабіни). Ряд технічних рішень щодо зменшення помітності реалізовано у конструкції відсіку радіолокаційної станції. На літаку використано спеціальні корозійно-стійкі радіопоглинаючі матеріали. (Рисунок 1.1.2)



Рисунок 1.1.2 - F-18 Hornet”

Льотні дані: максимальна швидкість на малій висоті із зовнішніми підвісними системами 1950 км/год; радіус дії при польоті на висоті 12 300 м.; максимальна злітна маса 29 937 кг.; практична дальність – 2 346 км.; тривалість патрулювання - 2,25 год.; практична стеля - 15 240 м.; тягоозброєність - 0,93; максимальне експлуатаційне перевантаження - 7,6 g.

МіГ-29

Багатоцільовий винищувач

Літак виконаний за звичайною аеродинамічною схемою, з низькорозташованим крилом, двокілевим оперенням і рознесеними окремо двигунами. Планер виконаний в основному з алюмінієвих сплавів та сталі, також застосовується титан і композитні матеріали. Кут стрілоподібності крила по передній кромці становить 42 град.; на крилі є щільні закрилки, елевони та рухомі носки. Кілі мають обшивку з вуглепластику та зовнішній «розвал» у 6 градусів. Стабілізатор цільноповоротний і диференційно відхиляємий. Шасі триопорне, з одноколісними основними та двоколісними передніми стійками. Катапультне крісло - К-36ДМ. (Рисунок 1.1.3)



Рисунок 1.1.3 – МіГ-29

Маси і навантаження, кг: маса порожнього – 10 900 кг.; маса максимальна злітна – 18 480 кг.; нормальна маса – 15 240 кг.; бойове навантаження 3 000 кг.; максимальний запас палива у внутрішніх баках – 4 200 л.

Льотні дані: максимальна швидкість польоту на великій висоті – 2 450 км/год ($M=2.3$); у поверхні землі – 1 300 км/год; максимальна скоропідйомність у землі – 330 м/сек; час розгону від 600 до 1 100 км/год – 13.5 с.; від 1 100 до 1 300 км/год – 8.7 с.; злітна швидкість – 220 км/год; довжина розбігу без форсажу – 600 – 700 м., з форсажем – 260 м.; швидкість заходу на посадку 260 км/год; посадкова швидкість – 235 км/год; довжина пробігу (з гальмівним парашутом) – 600 м.; практична стеля – 17 000 м.; перегінна дальність без ППБ – 1 500 км.; з одним ППБ – 2 100 км.; з трьома ППБ 2 900 км.; максимальна швидкість розвороту – 23.5 $\|$ /сек; експлуатаційне перевантаження + 9 од.

Су– 27. ДКБ Сухого

Винищувач – перехоплювач

Літак Су– 27 виконаний за нормальною схемою балансування, має інтегральну аеродинамічну компоновку з плавним сполученням крила і фюзеляжу, що утворюють єдиний несучий корпус. Конструкція суцільнометалева із широким застосуванням титанових сплавів. Крило трилонжеронної кесонної конструкції, середньорозташоване трапецієподібне, подовження 3,5, звуження 3,4, відносна товщина профілів 3– 5%, кут стрілоподібності відокремлюваних консолей по

передній кромці 42 град., кут від'ємного поперечного V приблизно 2,5 град. На перших опитних літаках крило мало оживальні закінцівки, які себе не виправдали і замінені у 1981 р. на традиційні із встановленими на торцях пілонами АПП, що виконують одночасно роль протифлаттерних вантажів. Подовжені кореневі напливи крила призначені для компенсації зміщення назад аеродинамічного фокусу при переході на надзвук, а також для створення вихорів, що підвищують ефективність поверхонь стабілізації та керування літаком. Автоматично відхиляема (адаптивна) на приладових швидкостях до 860 км/год механізація передньої та задньої кромки крила забезпечує політ по огинаючій поляр і включає флаперони (площа 4,9 кв. м., кути відхилення +35...– 20 град.) і двосекційний передкрилок (4,6 кв. м., 30 град.). На перших опитних літаках замість флаперонів були встановлені традиційні елерони і закрилки, що відхилялися. (Рисунок 1.1.4)



Рисунок 1.1.4 – Су-27

Маси та навантаження, кг: злітна максимальна – 30 000 кг., нормальна – 22 500 кг.; порожнього літака – 16 000 кг.; максимальне бойове навантаження – 6000 кг.; максимальна маса палива у внутрішніх баках – 9 400 кг.

Льотні дані: максимальна швидкість польоту на великій висоті – 2 500 км/год ($M=2,35$); біля землі – 1 400 км/год; практична стеля – 18 500 м.; бойовий радіус дії – 1 500 км.; максимальна дальність польоту – 3 900 км; довжина розбігу 650 – 700 м.; довжина пробігу – 620 – 700 м; максимальне експлуатаційне перевантаження 9.

Mirage 2000, Dassault Aviation

Багатоцільовий винищувач

Літак схеми "безхвостка" з низькорозташованим трикутним крилом та одним двигуном. Крило багатолонжеронне із зализами, що забезпечують плавне сполучення з фюзеляжем, профіль несиметричний зі змінною по розмаху відносною товщиною, подовження 2,03. По всьому розмаху крила встановлені двосекційні носки, що відхиляються, які при відхиленні дещо переміщуються вперед по направляючих без утворення щілини (для отримання більш плавної верхньої поверхні крила і невеликого збільшення його площі). Максимальний кут відхилення внутрішніх секцій 17,5 град., зовнішніх 30 град. Двосекційні елевони шаруватої конструкції (з вуглепластиковою обшивкою та металевим стільниковим заповнювачем) також по всьому розмаху крила, відхиляються на кути до 25 град. вгору та до 15 град. вниз. Через малу товщину крила вузли навішування елевонів виступають у потік на нижній поверхні крила. Носки відхиляються в залежності від кута атаки та числа М і використовуються спільно з елевонами для зміни кривизни профілю крила при маневруванні та на злітно– посадкових режимах. На верхній і нижній поверхнях консолей крила встановлені чотири повітряні гальма. (Рисунок 1.1.5)



Рисунок 1.1.5 – Mirage 2000

Маси та навантаження, кг: максимальна злітна – 17 000 кг. (2000С та В), 15 000 кг. (2 000–5); максимальна злітна без зовнішніх підвісних систем – 10 860 кг. (2000С), 10 960 кг. (2000В); бойова злітна маса – 9 500 (2000–5); маса порожнього літака – 7 500 (2000С і 2000–5), 7 600 кг. (2000В); максимальний запас палива у внутрішніх баках – 3 160 л. (2000С і 2000–5), 3 095 л. (2000В), у підвісних баках – 3 720 л., 3 715 л.; максимальна розрахункова маса зовнішніх підвісних систем 6 300 кг.

Льотні дані: максимальна швидкість сталого польоту на великій висоті – 2 340 км/год ($M=2,2$); максимальна швидкість на малій висоті без форсажу з 8 бомбами по 250 кг. та 2 КР "Мажик" – 1 110 км/год; швидкість заходу на посадку – 260 км/год; посадкова швидкість – 232 км/год; мінімальна швидкість сталого польоту 185 км/год; максимальна скоропідйомність у землі – 284 м/с; максимальна швидкість крену – 270 град/с; час набору висоти 15 000 м. та досягнення числа $M=2$ – 4 хв.; практична стеля – 18 000 м.; дальність польоту з чотирма бомбами по 250 кг. – 1 480 км, з двома КР "Мажик" та ППБ (1*1300 л. + 2*1700 л.) – 3 335 км; максимальне експлуатаційне навантаження +9.

Mitsubishi F-2

Багатоцільовий винищувач

Літак F–2 виконаний за звичайною аеродинамічною схемою з трапецієподібним середньорозташованим крилом, що плавно сполучається з фюзеляжем, цілноповоротним горизонтальним оперенням і однокільовим горизонтальним оперенням.

У конструкції планера широко використані титанові сплави та композитні матеріали. На передню частину фюзеляжу, передні кромки крила та обичайку повітрозабірника нанесені секретні радіопоглинаючі покриття, створені японською фірмою Міцубісі Руєн.

Крило, виконане в основному з вуглепластику, має кут стрілоподібності по передній кромці, що дорівнює 33 град. 12 хв. Воно оснащено двосекційним відхиляємим носком і флаперонами.

Фюзеляж конструкційно подібний до фюзеляжу літака F– 16, проте має істотно змінену носову частину з більшим обтічником антени БРЛС. У хвостовій частині фюзеляжу широко використані титанові сплави.

Горизонтальне оперення дещо більше за ГО літака F– 16 і має "зрізану" задню кромку.

Конструкція гальмівного парашута, контейнер якого розміщений у хвостовій частині фюзеляжу, аналогічна експортному варіанту літака F– 16. (Рисунок 1.1.6)



Рисунок 1.1.6 – F-2A

- розмах крила – 11,13 м.;
- довжина літака – 15,52 м.;
- висота літака – 4,96 м.;
- площа крила – 34,84 кв. м.

Маса, кг.:

- порожнього літака – 9 527 кг.;
- максимальна злітна – 22 100 кг.

Паливо:

- внутрішнє – 3 842 кг.;
- ППБ – 5680 л.

Двигун – 1 ТРД General Electric F110-GE-129:

- максимальна тяга – 13200 кг/с.

Максимальна швидкість, км/год:

- на висоті – 2090 км/год
- у землі – 1045 км/год

Бойовий радіус дії – 830 км.

Максимальне експлуатаційне перевантаження – 9.

Екіпаж – 1 людина.

Таблиця 1.1 – Статистичні дані літаків прототипів

	Найменування літака	МіГ-29 СРСР 1979 рік	Міраж 2000 Франція 1983 рік	F-2 А 1999 рік	Су-27 1977 рік	F-18 А США	F-16 Fighting Falcon
Льотні дані	V_{\max} , км/ГОД	2500	2350	2090	2500	1915	2100
	H_{\max} , М.	17000	17000	15000	19000	15240	16000
	$V_{\text{Крейс}}$, км/ГОД	850	1300	1200	1400	1200	1470
	$L(m_{\text{T max}})$, км	2900	2800	2100	4000	3 340	3890
	$R(m_{\text{гр max}})$, км	710	750	830	440	760	600
	$L_{\text{розб}}$, М.	600	500	550	300	500	450
	$L_{\text{проб}}$, М.	600	480	600	600	650	650
Масові дані	$m_0(m_{\text{зліг}})$, кг.	16500	12200	15000	23430	20350	14300
	$m_{0 \max}$, кг.	18480	13500	22100	30000	25 401	15800
	$m_{\text{порожн}}$, кг..	10900	5900	9527	16300	10 455	7070
	$m_{\text{дв}}$, кг	1500	1500	1480	1200	1620	1700
	$m_{\text{гр}}$, кг.	3000	1800	8050	6000	7030	5000
	m_{T} , кг..	2750	6300	3842	9400	4100	3065
Дані СУ	Число та тип двигуна	2x РД-33 – двовальний ТРДДФ	1x ТВД SNECMA M53-P2 тягою на форсажі 9 700 кг.	1 x ТРД General Electric F110-GE-129	2*ТРДДФ АЛ-31Ф	2x F404-GE-402 ТРДДФ	1xТРДД Ф F-100-PW-229
	P_0	2x 8 800	9 700	13 200	2x13 000	2x4 900	11300
Гео	S , м ²	38	41	34,84	62,04	37.16	27.87

$L_{\phi}, \text{ м}$	17.0	15.03	11,13	21,9	17,07	14.52
$\chi, \text{ град}$	42	60	40	42	27	40
Λ	3.5	2.03	3,56	3,5	3.5	3.5
η	5	8		3,4	5	4
$t_0 = 10P_0 / m_0 g$	0,54	0.485	0,597	0,66	0.601	0.9
$\gamma_{\text{дв}} = m_0 / P_0$	0,93	1,25	0,112	1,2		1,26
$K_{\text{гр. корис}} = m_{\text{гр}} / m_0$	0,18	0,15	0,133	0,256	0,345	0,35
$K_m = m_0 g / 10S \text{ даН} / \text{М}^2$	434,21	297,6	515,3	478,2	547,6	513,1

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

При виборі схеми майбутнього літака необхідно враховувати багато суперечливих вимог: технологічних, експлуатаційних, вимог щодо надійності, живучості, радіолокаційної помітності. У той час як перші з цих вимог можна забезпечити шляхом удосконалення конструкції та технологічного опрацювання, вимоги щодо чистоти форм (аеродинаміка літака) вступають у суперечність із вимогою щодо зниження радіолокаційної помітності.

- **Форма крила**

На підставі статистичних і теоретичних даних вибираємо трапецієподібне крило, оскільки воно має наступні переваги:

- низьким хвильовим опором;
- високою крутильною та згинальною жорсткістю;
- високими протиштопорними характеристиками;
- високою ефективністю елеронів;

- наявністю більшої кількості вільного об'єму під баки в кореневій частині крила.

- **Розміщення крила**

Вибираємо схему середньоплан так як вона має:

- низький опір інтерференції (порівняно з низькопланом);
- фюзеляж є опорою для консолей крила під час розбігу, рулювання по ЗПС та торкання її при посадці;
- здатність спрощення заправки та завантаження озброєння (якщо воно у крилах).

- **Тип оперення**

- вибираємо однокільове хвостове оперення;
- кіль з поздовжнім та поперечним силовим набором;
- носки кілю сталеві;
- закінцівка виготовлена зі склопластику;
- невеликий склопластиковий форкіль.

- **Тип шасі**

Вибираємо трьохопорне шасі з носовою опорою так як воно:

- зменшує ймовірність «козління» літака;
- зменшує ймовірність капотажу;
- забезпечує можливість відразу застосовувати гальмування.

- **Тип двигуна та його розташування на літаку**

Вибираємо один двигун. Маємо двигун в хвостовій частині фюзеляжу так як в цьому випадку літак має:

- високу маневреність;
- гарну аеродинаміку фюзеляжу;
- аеродинамічно чисте крило;
- мінімальний вихідний канал;
- можливість змінювати вектор тяги.

Відповідно до аналізу статистичних даних вибираємо оптимальні геометричні параметри винищувача, що проектується. У статистиці досліджувалися такі параметри: льотні, масові, геометричні дані, дані силової установки (СУ), а також похідні величини. Вибрані параметри представлені у таблиці 1.2.

Параметри літака

Таблиця – 1.2

Параметри	Значення
M_{H1}	1.8
M_{\max}	2.1
R_{kt}	600
$L_p, \text{м}$	450
$H_{кр}, \text{км}$	19
$V_{\text{крейс}}, \text{км/ГОД}$	1300
$H_{\text{крейс}}, \text{км}$	10
$V_{H=0}, \text{м/с}$	226
$m_{\text{зліт}}, \text{кг}$	3000
$n_{\text{ек}}, \text{ОД}$	1

Параметри	Значення
ϕ	3.5
η	40
\approx	~~~~
c	0.02
e_3	0.25
f_2^3	15
$S_{\text{зліт}}$	0.08
ϕ_1	9.35
D_{40}	18
$L_{\text{бп}}$	12

Параметри	Значення
$S_{80}, \text{м}^2$	12.25
$S_{80}, \text{м}$	5.39
c_1	1.7
S_2	1.5
$S_{\text{зліт}}$	42
e_{20}	47
c_{80}	0.04
\approx	0.05
f_{80}	2.5



Рисунок 1.1.7 – F-16

1.5 Розрахунок маси літака у трьох наближеннях.

Для розрахунку злітної маси літака у трьох наближеннях будемо використовувати дані, подані в таблиці 1.3.

Таблиця – 1.3

<i>№</i>	<i>Параметр</i>	<i>Позначення</i>	<i>Величина</i>
1	Відносна товщина профілю крила	З	0,06
2	Подовження крила	LKR	3,5
3	Звуження крила	TK	4
4	Стрілоподібність крила по передній кромці	XP	4 0 °
5	Відносна довжина закрилка	LZ	0,25
6	Відносна хорда закрилка	BZ	0,3
7	Кут відхилення закрилка	DZB	15°
8	Коефіцієнт якості закрилка	KZ	0,45
9	Відносний розмах передкрилка	LP	0,7
10	Коефіцієнт якості передкрилка	KP	0,1
11	Приріст коефіцієнта підйомної сили від механізації	DCY	1,4
12	Кут атаки під час зльоту	AOT	10°
13	Число Маху відриву	MOT	0,24
14	Діаметр фюзеляжу	DF	1,8 м
15	Подовження фюзеляжу	LF	9,35
16	Навантаження на мідель	KMI	5000 даН/м ²

<i>№</i>	<i>Параметр</i>	<i>Позначення</i>	<i>Величина</i>
17	Коефіцієнт інтерференції	KIN	1
18	Коефіцієнт оперення	KOP	1,35
19	Цільова маса	MKO	3 т.
20	Коефіцієнт корисної віддачі	KOTD	0,09
21	Відносна висота середньої аеродинамічної хорди	HOT	0,55
22	Відносний розмах крила	LOT	4,95
23	Кількість двигунів	ND	1
24	Коефіцієнт повітрязабірників	ZW	0,96
25	Коефіцієнт дроселювання на зльоті	ZDO	0,99
26	Коефіцієнт дроселювання у польоті	ZD	0.85
27	Ступінь двоконтурності	DM	0,6
28	Розрахункова число Маха на дозвуковому польоті	MHAB	0,9
29	Максимальне число Маха	MX	2,1
30	Початкова висота польоту	HN	8 км.
31	Кінцева висота польоту	HK	12 км.
32	Стеля	Hpot	19 км.
33	Коефіцієнт тертя пневматиків	FTR	0,02
34	Довжина розбігу	LR	450 м.
35	Коефіцієнт, який відповідає за герметизацію паливних баків у крилі	KGE	1,05
36	Коефіцієнт, який відповідає за спосіб виготовлення панелей крила	KPA	1

<i>№</i>	<i>Параметр</i>	<i>Позначення</i>	<i>Величина</i>
37	Коефіцієнт, який відповідає за геометрію крила в плані	KNID	1,4
38	Коефіцієнт, який відповідає за розташування двигунів на літаку	KD	0,91
39	Відносна площа горизонтального оперення	SGO	12,25
40	Відносна площа вертикального оперення	SBO	5,39
41	Коефіцієнт, який відповідає за спосіб виготовлення панелей фюзеляжу	PKD	2
42	Коефіцієнт, який відповідає за кріплення шасі до літака	KSF	0,01
43	Коефіцієнт, який відповідає за розташування цільового навантаження в літаку	KB	0,003
44	Коефіцієнт, що враховує розташування двигунів	KSU	0

Злітна маса літака нульового наближення визначається за формулою, отриманою з рівняння відносних мас із використанням статистичних даних:

$$m_0 = \frac{m_{гр} + m_{ек}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об.кер})}$$

де:

- m_0 – злітна маса літака нульового наближення;
- $m_{гр} = 3\ 000$ кг. – маса комерційного навантаження;
- $m_{ек} = 80$ кг. – маса екіпажу;
- $\bar{m}_k = 0.23$ – відносна маса конструкції;
- $\bar{m}_{cy} = 0.15$ – відносна маса силової установки;
- $\bar{m}_{об} = 0.10$ – відносна маса обладнання та управління;
- $\bar{m}_T = 0.25$ – відносна маса палива.

Значення \bar{m}_T визначається за формулою: $\bar{m}_T = a + bL/V$, де $L = 2000$ дальність польоту, км.; $V = 1\ 300$ км/год – середня крейсерська швидкість польоту, a й b – вибираємо по рекомендації: $a = 0.06$; $b = 0.14$;

$$\overline{m_T} = 0.06 + \frac{0.14 \cdot 2000}{1470} = 0.25$$

$$m_0 = \frac{3000 + 80}{1 - (0.23 + 0.15 + 0.25 + 0.10)} = 11407 \text{ кг}$$

Таблиця 1.4 – Маса літака у другому наближенні /кг/

<i>P,</i> <i>[Да</i> <i>Н/</i> <i>м²]</i>	<i>8.00</i>	<i>16.00</i>	<i>24.00</i>	<i>32.00</i>	<i>40.0</i> <i>0</i>	<i>48.00</i>	<i>56.0</i> <i>0</i>	<i>64.0</i> <i>0</i>	<i>72.0</i> <i>0</i>	<i>80.0</i> <i>0</i>	<i>88.0</i> <i>0</i>
100. 0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
200. 0	245.2 5	145.9 9	144.9 6	324.3 0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
300. 0	25.43	24.11	24.26	26.89	37.1 0	179.4 5	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
400. 0	20.02	19.31	19.28	20.73	25.6 7	53.10	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
500. 0	18.89	18.12	18.20	19.41	23.4 3	42.54	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
600. 0	19.18	18.37	18.50	19.67	23.7 5	43.03	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
700. 0	20.36	19.40	19.42	20.81	25.5 5	49.73	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
800. 0	22.34	21.14	21.14	22.84	28.9 1	65.81	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

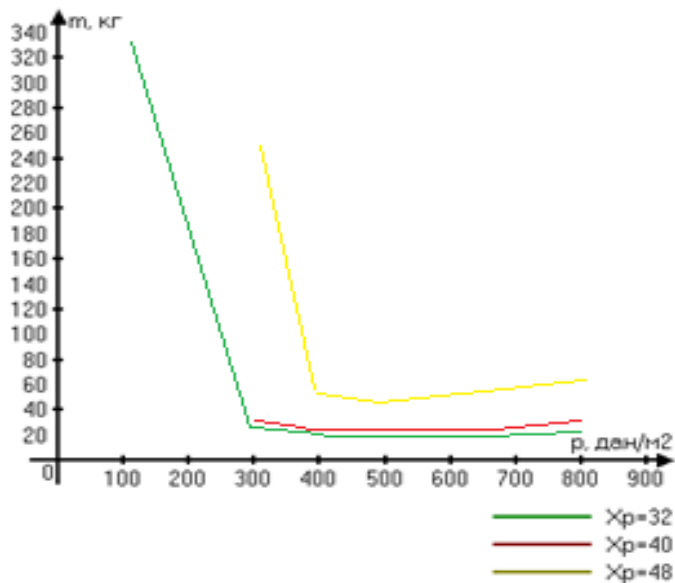


Рисунок 1.1.8 – Залежність злітної маси літака від величини питомого навантаження на крило та стрілоподібності крила

1.6 Підбір двигунів та перевірка довжини розбігу.

Визначаємо стартову тягу двигуна P_0

$$P_0 = t_0 \cdot m_0 g,$$

де:

- t_0 – тягоозброєність (вибираємо зі статистичних даних);
- $t_0 = 0.92$.

$$P_0 = 0.92 \cdot 11407 \cdot 9.8 = 10300 \text{ (даН)}.$$

За цим значенням стартової тяги вибираємо двигун ТРДДФ Pratt & Whitney F 100 – PW – 200 з такими характеристиками:

- $D_{\text{дв}} = 1\,181 \text{ мм}$;
- $L_{\text{дв}} = 4\,855 \text{ мм}$;
- $m_{\text{дв}} = 1\,696 \text{ кг}$;
- $P_0 = 11300 \text{ даН}$.

Перевіряємо виконання вимоги щодо довжини розбігу:

$$L_{\text{розб}} = \frac{0,832 \cdot p_{\text{opt}}}{C_{y,\text{від}} \left[m_{\text{взліт}} \cdot \frac{\Sigma P_{0,\text{розп}}}{G_{0,\text{min}}} - \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{1}{k_{\text{відр}}} + 2 \cdot f \right) \right]};$$

$L_{\text{розб.}} = 450 \text{ м.}$

Так як виконалася вимога $L_{\text{розб.озр}} < L_{\text{розб.завд}}$, на цьому підбір та перевірка двигуна закінчується.

1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів.

Площа крила визначається із співвідношення: $S = \frac{m_0 \cdot g}{10p_0}$, де:

- P_0 – питома навантаження на крило;
- $P_0 = 380 \text{ ДаН/м}^2$

$$S = \frac{11407 \cdot 9.81}{10 \cdot 380} = 29.4 \text{ м}^2$$

Розмах крила : $l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{3.5 \cdot 29.4} = 10.1 \text{ м.}$

$\lambda=3.5$ – подовження крила

Коренева (по осі літака) b_0 і кінцева b_K хорди крила визначається виходячи зі значень S , η , l :

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1} = \frac{29.4}{10.1} \cdot \frac{2 \cdot 4}{1+4} = 4.656 \text{ м;}$$

$$b_K = \frac{b_0}{\eta} = \frac{4.656}{4} = 1.16 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда крила (САХ) обчислюється за формулою :

$$b_A = \frac{2}{3} \cdot b_0 = 3.26 \text{ м.}$$

Координата САХ за розмахом крила визначається співвідношенням:

$$Z_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta+2}{\eta+1} = 1.68 \text{ м.}$$

Координата носка САХ по осі ОХ:

$$x_A = \frac{1}{3} \cdot b_0 = 1.55 \text{ м.}$$

1.7.1 Визначення геометричних параметрів вертикального оперення.

Площу вертикального оперення (ВО) визначимо із залежності:

$$S_{\text{ВО}} = \bar{S}_{\text{ВО}} \cdot S_{\text{кр}};$$

Вертикальне оперення на літаку однокільове.

$$S_{\text{BO}} = \bar{S}_{\text{BO}} \cdot S / 2 = 5,39 \text{ м}^2;$$

$$L_{\text{B}} = 2.2 \text{ м.};$$

$$b_{\text{OBO}} = \frac{S_{\text{BO}}}{l_{\text{BO}}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{\text{BO}}}{\eta_{\text{BO}} + 1} = \frac{5.39}{2.2} \cdot \frac{4.44 \cdot 2}{4.44 + 1} = 2.5 \text{ м.};$$

$$b_{\text{K}} = \frac{b_{\text{OBO}}}{\eta_{\text{BO}}} = \frac{2.5}{4.44} = 0.56 \text{ м.};$$

$$b_{\text{аво}} = 3,2 \text{ м.};$$

$$z_{\text{аво}} = 0.43 \text{ м.};$$

$$x_{\text{аво}} = 1,7 \text{ м.};$$

1.7.2 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу.

- $d_{\phi} = 1,8\text{м}$ – діаметр фюзеляжу;
- $L_{\phi} = 12 \text{ м}$ – довжина фюзеляжу;
- $L_{\text{н.ч.}} = 3\text{м}$ – довжина носової частини фюзеляжу;
- $L_{\text{хв.ч.}} = 7\text{м}$ – довжина хвостової частини фюзеляжу;
- $\lambda_{\phi} = 9,35$ – подовження фюзеляжу;
- $\lambda_{\text{н.ч.}} = 3$ – подовження носової частини фюзеляжу;
- $\lambda_{\text{хв.ч.}} = 3$ – подовження хвостової частини фюзеляжу.

1.7.3 Вибір параметрів шасі.

Основними параметрами шасі є:

- база шасі b , тобто, відстань між осями головної та основної опор;
- винос головних коліс ϵ , тобто, відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака та віссю головного колеса;
- винос переднього колеса a , тобто, відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака та віссю переднього колеса;
- висота шасі h , тобто, відстань від вузлів кріплення до поверхні аеродрому при обтисканні стоянки амортизаторів і пневматиків;
- висота центру мас літака H .

Похідними від цих параметрів будуть:

- кут виносу коліс головних опор γ ;
- кут перекидання ϕ (кут дотику хвостів частини фюзеляжу або його запобіжної опори поверхні злітно – посадкової смуги).

Винос головних коліс визначаємо із співвідношення:

$$e = 0,14 \cdot b_a$$

$$e = 0,2 \cdot 3,52 = 0,704 \text{ м.}$$

Кут виносу головних коліс:

$$\gamma = \phi + (1 \dots 2^\circ)$$

ϕ – кут перекидання, вибираємо $15,5^\circ$

$$\gamma = 15,5^\circ + 2 = 17,5^\circ$$

База шасі:

$$b = (0,28 \dots 0,4) l_\phi$$

$$b = 0,29 \cdot 12 = 3,52 \text{ м.}$$

Винос переднього колеса знайдемо з формули:

$$a = 0,88b = 0,88 \cdot 3,52 = 3,09 \text{ м.}$$

Визначимо висоту положення центру мас літака:

$$H = 1,5 \text{ м}$$

Колія шасі вибирається з умови $\geq 2H$, де H – висота центру мас коліс.

Вибираємо $B = 2,2 \text{ м.}$

Підбір коліс для шасі визначається виходячи з маси літака. На носову стійку припадає навантаження 10% від маси літака, але в основні по 45%.

Положення центру ваги:

$$x_T = 0,26 \cdot b_a = 0,26 \cdot 3,52 = 0,92 \text{ м.}$$

1.8 Розробка аеродинамічної, об'ємно– вагової, конструктивно– силової компоновки, центрування літака.

Вибір конструктивно – силової схеми крила включає:

- вибір і обґрунтування компоновки крила;
- вибір силових елементів;
- побудова креслення КСС літака.

Для вибору КСС крила скористаємося поняттям умовного лонжерону – розрахуємо товщину пояса умовного лонжерону. Товщина пояса – δ_y , визначається за формулою:

$$\delta_y = \frac{(P_0 \cdot S \cdot z_a - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{кр} \cdot g \cdot z_a) \cdot n^P}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b^2 \cdot \sigma_p},$$

де:

- P_0 – питома навантаження на крило під час зльоту;
- S – площа крила;
- z_a – Координата (положення по осі OZ);
- m_i – маса вантажу або агрегату, що знаходиться на крилі;
- $m_{кр}$ – маса крила; g – прискорення вільного падіння;
- n^P – Коефіцієнт розрахункового навантаження;
- $c_{віднос}$ – відносна товщина профілю;
- b_0 – коренева хорда крила; σ_p – руйнівна напруга.

Для наближеного вибору КСС крила скористаємося поняттям умовного лонжерона, ширина пояса якого становить 60% хорди крила в розрахунковому перерізі. Для розрахунку приймемо перетин кореневої хорди. Товщина умовного лонжерону визначається за такою формулою:

$$\delta_y = \frac{(p_0 \cdot S \cdot z_a - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{кр} \cdot g \cdot z_a) \cdot n^P}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p}$$

де:

- p_0 – питома навантаження на крило при зльоті ($p_0 = 4300 \text{ Н/м}^2$);
- S – площа крила ($S = 29,4 \text{ м}^2$);
- Z_a – координата середньої аеродинамічної хорди від поздовжньої осі літака за розмахом ($Z_a = 2,2 \text{ м.}$);
- m_i – маса вантажу, розташованого на крилі ($m_i = 0 \text{ кг.}$);
- z_i – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі від поздовжньої осі літака по розмаху ($z_i = 0 \text{ м.}$);
- $n^P = 13$ – коефіцієнт розрахункового навантаження (взято з методичної літератури);

- $m_{кр}$ – маса крила ($m_{кр} = 840$ кг.);
- \bar{c} – відносна товщина профілю крила ($\bar{c} = 0,06$);
- b_0 – коренева хорда крила ($b_0 = 4,5$ м.);
- $g = 9.81$ – прискорення вільного падіння.

Для виготовлення пояса лонжерону вибираємо сталь 20ХНЗА, для якого $\sigma_p = 930$ МПа.

$$\delta_y = \frac{[4300 \cdot 29.4 \cdot 2.2 - 840 \cdot 9.81 \cdot 2.2] \cdot 13}{0,96 \cdot 0,06 \cdot 4.5^2 \cdot 930 \cdot 10^6} = 0.0035 \text{ м.}$$

Інтенсивність згинального моменту знаходимо за формулою:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{(p_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) z_a - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i}{1,03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3} \cdot n^p, \text{ де:}$$

- M – згинальний момент;
- H – розрахункова висота профілю перерізу крила.

$$\frac{M}{H^3} = \frac{((4300 \cdot 29.4 - 840 \cdot 9.81) \cdot 2.2) \cdot 13}{1,03 \cdot (0,06 \cdot 4.5)^3} = 79.3 \text{ МПа;}$$

Обчислені значення δ_y та M/H^3 свідчать про те, що для проектованого літака за масовими характеристиками вигіднішою буде кесонна конструктивно – силова схема крила.

Кесонна схема є доцільною для отримання більшої жорсткості крила на кручення. При однаковій масі кесонні схеми переважатимуть жорсткістю на кручення, приблизно на 10% більше, ніж однолонжеронне крило.

Нервюри розміщуємо паралельно потоку. Для кесонної КСС крила цей варіант розташування нервюр має ряд недоліків:

- нервюри підходять до лонжеронів або стінок під гострими кутами, що створює конструктивну і технологічну складність;
- розкрій обшивки при цьому виходить не вигідним (у вигляді паралелограмів), що дає великі відходи.
-

1.8.1 Вибір конструктивно – силової схеми горизонтального оперення.

Горизонтальне оперення, встановлене у хвостовій частині – цільноповоротний стабілізатор. КСС ГО є кесоною схемою з працюючою обшивкою, виконаною з 30ХГСА. ГО має пряму стрілоподібність – 42° по передній кромці.

Лонжерон розташований на відстані 40% від передньої кромки ГО по лінії хорд оперення. Також на ГО є дві стінки – передня та задня. Передня розташована на відстані – 14%, задня – 70%.

1.8.2 Вибір конструктивно – силової схеми вертикального оперення.

Вертикальне оперення встановлено в хвостовій частині літака, КСС ВО є кесонною схемою з працюючою обшивкою. ВО має пряму стрілоподібність – 47° по передній кромці.

Лонжерон розташований на відстані 55% від передньої кромки ВО по лінії хорд оперення. На ВО є дві стінки – передня та задня. Передня розташована на відстані ВО – 15%, задня – 70%.

Обшивка з листового матеріалу 30ХГСА.

На ВО встановлено 14 нервюр на відстані – 250 мм. Всі нервюри виконані з 1420. Кріплення ВО – відбувається за допомогою з'єднань вухо – вилка, які розташовані на передній стінці та лонжероні. Конструкція клепана.

1.8.2.1 Вибір конструктивно – силової схеми фюзеляжу

Основною вимогою до фюзеляжу є виконання ним свого функціонального призначення відповідно до умов його використання за найменшої маси конструкції.

Фюзеляж проектного літака має круглий поперечний переріз, що забезпечує хорошу аеродинаміку, мінімальний лобовий опір, мінімальну масу конструкції.

У якості КСС вибираємо балочно – стрінгерну схему, що складається з працюючої обшивки, стрінгерів та шпангоутів.

Балочно – стрінгерний фюзеляж має такі переваги:

- найлегший варіант серед балкових КСС;
- гарна аеродинаміка за рахунок товстої обшивки;
- можливість маленьких вирізів (лючків);
- висока живучість.

Також є і недоліки:

- висока трудомісткість виробництва;
- складний багатоточковий стик відсіків.

Відстань між шпангоутами залежить від товщини обшивки фюзеляжу, компонування та маси. Вибираємо крок шпангоутів 250 мм.

Відстань між стрінгерами у фюзеляжі вибирається з тих же міркувань, що й у крилі, прагнучи якнайповніше використовувати (для зниження маси) ефект підкріплення обшивки. Відстань між стрінгерами 150 мм.

1.8.2.2 Вибір конструктивно – силової схеми шасі

Конструктивно – силова схема шасі та схема його збирання повинні забезпечувати:

- найменшу масу шасі;
- найменший обсяг шасі у прибраному положенні;
- простоту кінематичної схеми механізмів випуску та прибирання шасі.

На більшості сучасних літаків носові стійки забираються в передню частину фюзеляжу рухом уперед– вгору, що вигідно при аварійному випуску шасі. Однак літак при такому прибиранні втрачає частину стійкості.

На цьому літаку всі стійки забираються у фюзеляж.

1.8.3 Об'ємно – вагове компонування та розрахунок центрування літака.

Розрахунок центрування тісно пов'язаний з об'ємно – ваговою компоновкою літака.

Координати центру мас літака:

$$x_{ц.м.} = \frac{\sum G_i \cdot x_i}{\sum G_i};$$

- При випущених шасі та 100% палива: $x_{Т1} = 13953$ мм;
- При прибраному шасі та 100% палива: $x_{Т2} = 13835$ мм;
- При випущених шасі та 10% палива без бойового навантаження: $x_{Т3} = 14412$ мм;

- При прибраному шасі та 10% палива без бойового навантаження:
 $x_{T4} = 14252 \text{ мм}$;

Центрування літака визначається за такою формулою:

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_k - x_a}{b_a};$$

- При випущених шасі та 100% палива: $\bar{x}_{T1} = 0,19$;
- При прибраному шасі та 100% палива: $\bar{x}_{T2} = 0,17$;
- При випущених шасі та 10% палива без бойового навантаження: $\bar{x}_{T3} = 0,29$;
- При прибраному шасі та 10% палива без бойового навантаження: $\bar{x}_{T4} = 0,25$.

У першому наближенні центрування літака має відповідати діапазону 0,26..0,3 для літака зі стрілоподібним крилом. Враховуючи автоматичне забезпечення центрування цим літаком, отримані результати залишаємо незмінними.

1.9 Ув'язування форми агрегатів, побудова зализів та обтічників літака

Геометрія обтічників визначається за результатами аеродинамічних продувок окремих частин літака. Геометрія зализів визначається за результатами аеродинамічних продувок моделей літака. На основі даних отриманих у розрахунках побудовано 3D модель планера.

1.10 Стандартна специфікація проектованого літака

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ

Короткий опис літака:

Проектований літак є надзвуковим маневреним літаком, призначеним для перехоплення повітряних цілей у великому діапазоні висот та швидкостей польоту, у тому числі на тлі землі, та ведення маневреного повітряного бою в будь – яких метеоумовах вдень та вночі.

Літак виконаний за нормальною схемою балансування, має інтегральну аеродинамічну компоновку. Поєднання крила та фюзеляжу забезпечується зализом. Фюзеляж типу напівмонокок з круглим поперечним перерізом. Крило з прямою передньою кромкою, що відхиляється носком, елевонами.

Два турбореактивні двоконтурні двигуни з форсажем з малим ступенем двоконтурності, АЛ – 41, які розташовані в хвостовій частині фюзеляжу.

Основні технічні дані. Габаритні характеристики: довжина літака – 12 м.; розмах крила – 9,45 м.; висота на стоянці порожнього літака – 5,01 м.

Склад екіпажу літака: пілот – 1.

ОСНОВНІ ЛЬОТНО – ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Очікувані умови експлуатації:

- температура зовнішнього повітря біля землі.....– 55 С°– + 45 С°;
- граничні значення атмосферного тиску.....45 – 780 мм рт. ст.;
- максимальна відносна вологість повітря біля землі при $t = 35\text{ С}^\circ$ – 98%;
- параметри зледеніння – при температурі зовнішнього повітря не нижче – 30 С°;
- мінімум для посадки – при ручному та директорному режимах заходу на посадку.

Експлуатаційні фактори:

- Вага літака:
 - максимальний злітний.....15 800 кг.;
 - маса порожня.....7 100 кг.

- Гранично допустимі центрування:

- передня.....17% САХ;
- задня.....29% САХ.

Особливості застосування літака:

- Дозволяється виконання польотів:

- за правилами візуального польоту та польоту по приладах;
- вдень і вночі;
- над малоорієнтовною місцевістю.

Експлуатаційні обмеження:

- Максимальна кількість маха.....2,2;
- Максимальна висота польоту.....16 000 м.
- Перевантаження (min – max):
- з прибраною механізацією.....– 2/9.

РОЗМІРИ ТА ПЛОЩІ

Геометричні характеристики:

- Крило:

- розмах.....10,1 м.;
- площа.....29,4 м²;
- кут поперечного V – 6°;
- стрілоподібність χ ПК
.....40°.

- Вертикальне оперення:

- висота.....2,2 м.;
- площа.....5,39 м²;

- Фюзеляж:

- довжина.....12 м.;
- діаметр максимальний.....1,8 м.

- Шасі:
 - колія.....4,4 м.;
 - база (при необжатій амортизації).....3,52 м.
- Носова стійка:
 - число і тип коліс1 x КТ 257;
 - тип шин660 x 160.
- Основна стійка:
 - число та тип коліс.....2 x КТ 88;
 - тип шин.....1 100 x 330.

ШАСІ

Загальні відомості:

Шасі виконано за триопорною схемою з носовою стійкою і складається з передньої опори, правої та лівої основних.

На передній опорі встановлено одне колесо КТ257 та механізм його повороту для управління напрямом руху по землі, на основних опорах гальмівні колеса КТ88 для гальмування літака на ЗПС.

Шасі забирається в польоті в спеціальні ніші, що закриваються стулками. Шасі має сигналізацію випущеного, прибраного та проміжного положень.

Основні опори та стійки

Основна стійка представлена у вигляді стійки-амортизатора, на стійці встановлено одне колесо, є гідроциліндри прибирання та випуску стійки. Стійка телескопічного типу, з розташованим усередині її амортизатором. Основні стійки забираються вперед проти потоку з розворотом колеса – у нішу у нижній частині фюзеляжу.

Носова опора та стулки:

- Носова стійка літака представлена як стійки-амортизатора, на стійці встановлено одне колесо. Так само в КСС шасі входять гідроциліндри прибирання та випуску стійки. Стійка напівважільного типу, з розташованим усередині амортизатором. На стійці встановлений гідроциліндр, що втягує

шток стійки, в закриті положення. Носова стійка забирається вперед проти польоту в нижню частину закабінного відсіку фюзеляжу.

- Ніша шасі передньої опори закривається двома парами стулок. Стулки механічно пов'язані зі стійкою.

ФЮЗЕЛЯЖ

Загальні відомості:

- Фюзеляж конструкції типу напівмонокок з поперечним набором шпангоутів та поздовжнім набором стрінгерів, поздовжніх балок (додаток А).
- Фюзеляж складається із трьох технологічних частин: носова частина фюзеляжу, середня частина фюзеляжу, хвостова частина фюзеляжу.
- У перерізі фюзеляж має змінну форму: носова частина має круглу форму, що плавно переходить у овальну.
- Кабіна пілота виконана у вигляді титанової звареної броньової капсули з товщиною стінок до 17 мм. Кабіна оснащена системою кондиціонування та кондиціонування повітря.

Основний каркас:

- Основний каркас складається із шпангоутів, поздовжніх елементів та окантовок вирізів.
- До силових шпангоутів кріпляться лонжерони несучих поверхонь, передні та основні опори шасі.
- Поздовжніми елементами конструкції є стрінгери, поздовжні балки та бімси.

Допоміжна конструкція:

- Допоміжна конструкція є каркасами і настилами для обладнання, протипожежних перегородок.
- Підлога в кабіні має конструкцію, що перешкоджає проникненню вологи через стики панелей.

Обшивка:

- Обшивка фюзеляжу складається з листів, посилених у місцях вирізів додатковими накладками.

ОПЕРЕННЯ

Загальні положення:

- Оперення літака складається з вертикального однокильового оперення.

- Кіль прикрілений до фюзеляжу.
- На кілі встановлено кермо напрямку.

Стикування оперення:

- ВО кріпиться за допомогою з'єднання вухо–вилка, розташованого на передній стінці та лонжероні.
- Всі агрегати з'єднуються струмопровідними перемичками.

Кіль:

- Кіль виконаний у вигляді носової та хвостової частини, що з'єднуються на лонжероні.
- Кесон включає лонжерон, поздовжні стінки, нервюри та збірно–клепані панелі.
- У конструкції передбачені кронштейни навіски керма напрямку.
- Конструкція форкіля складається з дюралюмінієвих елементів (обшивки та діафрагм) та композиційних елементів (радіопрозорих тришарових панелей).

Кермо напрямку:

- Кермо напрямку складається із однієї секції.
- Кермо напрямку має тример–сервокомпенсатор тришарової конструкції із КМ.
- Для кріплення керма напрямку до кіля встановлені кронштейни та виконані лючки доступу до болтів кріплення.

ЛІХТАР

Загальні відомості

- Скління кабіни складається з ліхтаря кабіни льотчика. Скління виконане з бронескла.

Ліхтар:

- Ліхтар складається із зварених між собою сталевих профілів, які утворюють отвори для скла.

КРИЛО

Загальні положення

Крило літака – середньорозташоване вільнонесуче стрілоподібної форми з малим подовженням у плані. Зовнішні обводи крила по перерізах утворені набором аеродинамічних профілів різної товщини. Поперечне V крила дорівнює – 6° .

СИЛОВА УСТАНОВКА

Загальні положення

Силова установка літака складається із двох маршевих рухових установок форсажного типу.

Маршева рухова установка включає:

- Двигун АЛ– 41Ф з агрегатами, вузлами кріплення та обв'язкою;
- Капоти гондоли;
- Системи силової установки: паливну, повітряну, протипожежного захисту та ін.

Кріплення двигуна:

- Двигун на літаку кріпиться до силових елементів у фюзеляжі за допомогою стрижнів. Система кріплення складається із стрижнів, силового шпангоуту, кронштейнів та кріплення до переднього та заднього лонжеронів крила.
- Точками кріплення двигунів є два бічні вузли та центральний вузол на бандажних поясах двигуна, на яких встановлюються демпфери.
- Монтаж двигуна здійснюється за допомогою підйомного пристрою.

Дренаж двигуна:

- На двигуні встановлено дренажний бачок. Паливо та масло з дренажного бачка, призначеного для зливу рідини з ущільнювальних (дренажних) порожнин агрегатів паливної та масляної системи, для зливу палива з камери згоряння та турбіни після помилкового та невдалого запуску ежектується у розпорошеному вигляді за турбіну та випаровується (згоряє).
- На землі передбачена можливість зливу рідин у ємність із дренажного бачка.

КОМПЛЕКСНА СИСТЕМА КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ

Загальні положення:

- Комплексна система кондиціонування повітря забезпечує подачу в гермокабіну свіжого повітря, регулювання температури в межах (0...40) °С, автоматична підтримка в гермокабіні заданого тиску.
- У нормальних умовах до гермокабіни подається 700 ± 90 кг/год повітря. При відмові системи відбору повітря від двигуна або системи охолодження будь-якого борту до гермокабіни подається 720 кг/год від допоміжної силової установки (ДСУ).

- Система кондиціонування повітря складена із двох установок охолодження, виконаних з урахуванням турбоохолодильника, з відділенням вологи у лінії низького тиску. Установки включають теплообмінник і вологовідділювач. Витрата продувного повітря регулюється спеціальним регульованим повітрозабірником.

ЗВ'ЯЗНЕ РАДІООБЛАДНАННЯ

Загальні відомості:

Зв'язувальне радіообладнання літака забезпечує:

- двосторонній радіозв'язок пілота літака з наземними службами та екіпажами інших літаків;
- прослуховування пілотом радіонавігаційних радіозасобів та сигналів спеціального призначення;
- внутрішній телефонний зв'язок наземного обслуговуючого персоналу між собою та з пілотом;
- гучномовне відтворення службової інформації пілоту;
- запис службових переговорів;
- автоматичну передачу сигналів лиха у польоті передають за допомогою СПУ.

Зв'язувальне радіообладнання розміщено як у герметичних, так і негерметичних відсіках літака.

Живлення зв'язувального обладнання здійснюється від бортової електромережі постійного струму напругою 36 В і змінного струму напругою 115/200 У 400 Гц.

СИСТЕМА ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ

Загальні положення:

Система електропостачання складається з:

- первинної системи трифазного змінного струму напругою 115/200 В у змінній частоті;
- вторинної системи трифазного змінного струму напругою 115/200 В у постійній частоті 400 Гц;
- вторинної системи постійного струму напругою 36 В.

Конструкція літака використовується як мінусовий провід або заземлення в літакових електричних схемах і нейтрального проводу в трифазних електричних системах.

Усі системи електропостачання складаються із двох незалежних підсистем.

Конструкція системи захисту та управління джерелами електроенергії задовольняє вимогам максимально можливої безпеки з мінімальним відволіканням уваги екіпажу.

ПОБУТОВЕ ТА АВАРІЙНОРЯТУВАЛЬНЕ ОБЛАДНАННЯ

Загальні відомості:

- Аварійно– рятувальне обладнання розміщується у кабіні пілота.
- Кольоровофактурна карта кабіни виконується за єдиним стандартом і варіантом.

ПОЖЕЖНИЙ ЗАХИСТ

Загальні положення:

- Для забезпечення пожежного захисту маршевої рухової установки (МРУ) та допоміжної силової установки на літаку встановлено систему пожежної сигналізації, систему пожежогасіння, контролю, управління та індикації.
- Кожен відсік МРУ та ДСУ ізольований від решти конструкції літака вогнестійкими пожежними перегородками та екранами. Отвори для комунікації через пожежні перегородки герметизовані від проникнення полум'я.
- Усі трубопроводи, арматура паливної системи та компоненти системи зупинки та повторного запуску двигуна, встановлені в пожежонебезпечних зонах, вогнестійкі.
- Проведення та інші елементи системи пожежної сигналізації у пожежонебезпечних зонах вогнестійкі.
- Засоби контролю, управління та індикації пожежного захисту, встановлені в кабіні екіпажу, забезпечують виконання наступних функцій: аварійну сигналізацію у разі виникнення пожежі, виявлення місця пожежі, сигналізацію розрядки вогнегасників, автоматичне ручне управління вогнегасниками, контроль справності.

ПАЛИВНА СИСТЕМА

Загальні положення

- Паливна система (ПС) забезпечує живлення паливом маршеві двигуни та двигун ДСУ у всьому діапазоні швидкостей та висот польоту.
- Паливна система включає:
 - паливні ємності (кесони);
 - паливні ємності у фюзеляжі;

- систему дренажу паливних баків;
- систему централізованої заправки;
- системи подачі палива до двигунів (систему виробітку палива);
- органи управління та контролю ПС;
- паливно– вимірювальну систему.

Розміщення палива:

- Все паливо на літаку розміщується в баках– кесонах на крилі та у фюзеляжних паливних баках.
- Всі внутрішні поверхні баків піддані антикорозійній обробці та біологічному знезараженню.

СИСТЕМА АНТИОБЛЕДЕНІННЯ

Загальні положення

- Система антиобледеніння забезпечує захист від утворення льоду до температури зовнішнього повітря мінус 30°C і його видалення в умовах обледеніння, що нормуються, з окремих ділянок поверхні літака, обледеніння яких негативно позначається на безпеці польотів і льотних характеристиках літака.
- Система антиобледеніння включає (САО):
 - САО крила;
 - САО оперення;
 - САО повітрозабірників ВМТ та вхідного направляючого апарату двигунів;
 - САО повітрозабірників двигунів;
 - САО повітряних гвинтів та обтічників втулок повітряних гвинтів;
 - САО лобового скла;
 - САО приймачів повітряного тиску;
 - сигналізатор обледеніння.
- Для захисту від обледеніння використовуються три типи систем, які запобігають обледенінню:
 - повітряно– теплова;
 - електротеплова;
 - оливно– теплова.
- Електросистема літака спільно з блоками управління та контролю забезпечує:
 - автоматичне та ручне увімкнення САО;
 - автоматичне відключення нагрівальних елементів, що відмовили;
 - блокування включення САО на землі;

- контроль за роботою систем на землі та в польоті за допомогою індикації та світлосигналізаторів;
- наземний контроль САО;
- видачу сигналів до бортової системи реєстрації параметрів.

ОЗБРОЄННЯ ЛІТАКА

Завдання

Шестиствольна гармата Дженерал Електрик М61–А–1 (20 мм, 6000 постр./хв, 511 набоїв), до шести КР ближнього бою AIM–9L/M/P «Сайдвіндер». У варіанті винищувача-бомбардувальника – може нести КР класу "повітря-поверхня", а також керовані бомби з лазерною та оптоелектронною системами наведення, звичайні бомби Mk.82, Mk.83 та Mk.84. Сумарне розрахункове навантаження на дев'яти зовнішніх вузлах при перевантаженні 5,5 становить 9280 кг. F-16ADF можуть нести КР класу "повітря-повітря" середньої дальності AIM–7 «Сперроу». Можливе використання КР класу "повітря-поверхня" AGM–65A/B/D "Маверік", підвіска контейнера GPU–5/A з гарматою калібру 30 мм. Ці машини отримали вдосконалену РЛС, здатну відстежувати дрібні цілі, та ПУ для ракет AIM–7 «Сперроу», здатних вражати об'єкти за межами візуальної видимості. F-16 ППО можуть нести 6 КР AIM–120, AIM–7 або AIM–9 класу «повітря-повітря».



Рисунок 1.1.9 Побудована майстер-геометрія літака, що розробляється

2. Технологічна частина

2.1 Розробка технології виготовлення агрегату літака

2.1.1 Аналіз технологічності конструкції

Під технологічністю конструкції розуміють сукупність властивостей конструкції, що забезпечують мінімальні витрати праці, матеріалів та часу при встановлених значеннях показників якості та прийнятих умов виготовлення, експлуатації та ремонту. Технологічність конструкції виробу є комплексною властивістю виробу, визначення якого застосовуються якісна і кількісна оцінки. Для управління цією властивістю визначальною є кількісна оцінка, що забезпечується системою показників.

При відпрацюванні конструкції на технологічність прагнуть забезпечити такі властивості: широке використання принципів конструктивної і технологічної наступності, уніфікації та стандартизації; раціональне обмеження кількості марок та сортаменту застосовуваних матеріалів; максимально можливе спрощення конструкції вузлів та деталей; ширше використання недефіцитних матеріалів та матеріалів, обробка яких не викликає труднощів; можливість застосування прогресивних технологічних процесів, високопродуктивного обладнання та досконаліших методів організації праці.

Щоб оцінити технологічність лонжерона крила скористаємось таблицею 2.1, у верхньому рядку вкажемо критерії, за якими судитимемо про технологічність, а в нижній – двобальну (+,-) оцінку по кожному з них. Якісно оцінивши кожен критерій, дамо кількісну оцінку технологічності, скориставшись такою формулою:

$$T = \frac{\sum \text{оценок}}{\sum \text{критериев}}.$$

Перерахуємо критерії технологічності:

1. Можливість використання високопродуктивного обладнання (свердлильне, фрезерне, а також ковальсько-штампове з використанням програмного керування);
2. Мінімум заготівельного оснащення – ця вимога забезпечується використанням нормалізованих профілів та листа;

3. Наявність однакових деталей, що входять у виріб;
4. Відсутність великогабаритних деталей, а також деталей з криволінійним контуром та зі знакозмінною кривизною;
5. Використання легкообробних недефіцитних матеріалів (Д16Т, Д16П);
6. Зручність встановлення та зняття зібраного виробу;
7. Відсутність будь-яких довідкових і підгоночних робіт;
8. Можливість контролю якості з'єднань;
9. Спадкоємність конструкції (зниження термінів ТПП)

Таблиця 2.1 - Оцінка критеріїв технологічності конструкції лонжерону

Критерій	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Оцінка	+	+	+	±	+	±	+	+	±

Умовою технологічності буде $T \geq 0.6 \dots 1$ [9]. $T = \frac{6}{9} = 0,67$. Задовільною кількісною оцінкою будемо рахувати величину $[T] = 0.6$.

Порівняємо отриману оцінку з допустимою $[T] < T$; $0,6 < 0,67$ отже розглянута конструкція є технологічною що дозволяє зробити висновок про прийнятну величину витрат на ТПП.

2.2 Розробка схеми складання та ув'язування

2.2.1 Заготівельно-складальної оснастки

Складання літакової конструкції являє собою сукупність технологічних операцій, пов'язаних з установкою елементів, що збираються в положення, передбачене кресленням (складальне положення), скріплення їх, утворення сполук (заклепувальних, клейових, зварних) і т.п.

Настановні роботи значною мірою впливають на точність обводів та міцність виробу, визначають величину витрат та визначаються базуванням – методом

збирання. Залежно від способу базування деталей у процесі збирання можливі дві різні групи методів збирання:

1. Деталі встановлюються за базами, розташованими на основній (базовій) деталі. До цієї групи належать такі методи збирання: по складальним отворах (ЗІ); за базовими отворами (БО); з розмітки на базовій деталі; по привалочним поверхням.

2. Деталі або вузли встановлюються за базами, розташованими на спеціальному носії розмірів – складальному пристосуванні. Сюди ставиться складання в пристосуванні з компенсацією похибок вхідних деталей, наприклад, відома складання від обшивки, складання від каркаса без компенсації, складання від каркаса з використанням систем фіксуючих отворів (КФО, БФО).

Найбільшого поширення в сучасному літакобудуванні набули такі методи збирання:

- по складальним або базовим отворах (ЗВ або БО);
- з розмітки на базових деталях;
- по привалочним поверхням;
- у пристосуванні з базуванням деталей та вузлів на контури;
- у пристосуванні з базуванням деталей та вузлів по спеціальних отворах (КФО, БФО);

Методи 1 і 2 характеризуються невеликими витратами на оснащення та порівняно малим циклом підготовки виробництва. Вони використовуються, як правило, для малогабаритних виробів великої жорсткості. Недолік цих методів – низька точність та велика трудомісткість складання. Для вузлів типу лонжерон можливе використання методу збирання СО, так як забезпечення взаємозамінності при використанні методу 2 важко. Використання методу збирання по СО пояснюється тим, що виріб має плоску форму і до нього входять деталі, які не беруть участь у освіті зовнішніх обводів. Метод складання по СО доцільно використовуватиме нашого випадку. Для складання обводоутворювальних деталей доцільно застосовувати

складання в пристосуванні з базуванням деталей на контури. Таке базування дозволяє реалізувати збірку з компенсацією похибок виготовлення вхідних деталей. Однак базування за контуром веде до подорожчання пристосування, збільшення витрат та циклу підготовки виробництва.

Можливий варіант складання лонжерону за КФО. При цьому деталі встановлюються за отворами, які суворо відповідають конструкторським базам. Це досягається використанням плазу-кондуктора та інструментального стенду.

Рішення щодо вибору методу складання визначається економічною доцільністю та можливістю забезпечення якості та точності складання відповідно до технічних умов.

Схема складання – це графічне зображення послідовності подачі деталей та складальних одиниць на складання. Існують такі схеми збирання:

- Послідовна;
- Паралельна;
- Послідовно-паралельна.

У нашому випадку доцільно використовувати послідовну схему складання, тому що при такій схемі на складання надходить не більше однієї складальної одиниці, що має місце в нашому випадку.

Щоб досягти необхідної точності виготовлення та ув'язки виробів, що збираються, розробляють схеми ув'язки заготівельної та складальної оснастки.

Існують 3 види схем ув'язування:

- ув'язка з незалежним переносом інформації про форми та розміри;
- Ув'язка залежна, тобто. із залежним перенесенням інформації;
- ув'язка з компенсацією неузгодженості форми та розмірів.

Методи ув'язування реалізує той чи інший принцип ув'язування.

Існують такі методи ув'язування:

1. Плазово-шаблонний метод (ПШМ) – як вихідний зразок геометричних параметрів використовується теоретичний плаз агрегату. Геометричні розміри деталей та плоских вузлів забезпечується шаблонами.

2. Еталонно-шаблонний метод (ЕШМ) – як вихідний зразок для ув'язування заготівельної та складальної оснастки застосовуються зразки поверхні агрегату, що повністю відтворює агрегат за розмірами та формою. Усі зразки ув'язуються між собою, чим забезпечується точність і плавність виконання поверхонь окремих агрегатів.

3. Плазово-інструментальний метод (ПІМ) забезпечує взаємозамінність агрегатів за стиками, обводами та монтажем. Першоджерелами ув'язування є комплекти ШК і креслення пристроїв.

4. Метод об'ємної ув'язки забезпечує високий рівень ув'язування бортових систем між собою та з деталями каркасу, передбачає натурне еталонування практично всіх деталей, вузлів та елементів виробу.

5. Програмно-інструментальний метод (ПРІМ) – незалежний спосіб забезпечення взаємозамінності. Заснований на використанні електронно-обчислювальної техніки для завдання та обробки первинної вихідної інформації про геометричні образи оброблюваних об'єктів та застосування обладнання з ЧПУ, що використовується для виготовлення оснастки. Метод дозволяє широко використовувати засоби механізації та автоматизації технологічних процесів на всіх етапах виготовлення оснастки та деталей. Незалежно виготовляються шаблони, зразки поверхні, робочі контури рубильників, що призводить до різкого скорочення термінів підготовки виробництва, зменшення трудомісткості обробки робочих контурів. Метод доповнюється застосуванням ІВ та ПК, що дозволяє виготовити будь-яке складальне пристосування.

Кожен із перерахованих методів має свої переваги та недоліки, по-різному забезпечує точність виготовлення та ув'язування, терміни підготовки виробництва та

собівартість виробів. ЕШМ може забезпечити найвищу точність ув'язування по стиках та обводах. Проте цикл підготовки виробництва та витрати виявляються найбільшими. Тому для нескладного вузла, як лонжерон, застосування ЕШМ є недоцільним. КШМ менш точний за ув'язуванням оснастки по стиках, але цикл підготовки виробництва та витрати скорочуються. ПШМ простий і дешевий, але найменш точний при ув'язуванні пристроїв для збирання агрегатів.

Для забезпечення вимог точності та взаємозамінності робоча оснастка повинна бути виготовлена з більшою точністю, ніж виріб, а оснастка другого порядку, що застосовується при монтажі стапеля, з більшою точністю, ніж робоча.

ПРИМ забезпечує максимальну механізацію та автоматизацію технологічних процесів виготовлення оснастки із застосуванням обладнання з числовим програмним управлінням, що дає можливість паралельно виготовити весь комплект необхідного оснастки та деталей, скоротити кількість спеціальних засобів ув'язування.

Вибираємо послідовну схему збирання, а основний спосіб збирання в СП з базуванням по контуру.

2.2.2 Розробка укрупненого технологічного процесу складання лонжерону

Технологічний процес складання – це послідовність установки в складальне положення деталей, вузлів та панелей, їх фіксації та з'єднання між собою способами, передбаченими кресленням, визначення спеціальності, розряду та кількості робочих, а також норм часу, вибір інструменту та обладнання. Розробку робочого технологічного процесу складання для серійного виробництва здійснюють відповідно до креслень конструкції виробу та схеми складання.

Робоча технологія містить такі відомості про процес складання:

- суть операцій та переходів техпроцесу;
- інструмент та обладнання, необхідні для кожної операції;
- норми часу необхідні виконання операцій;

- спеціальність, кількість робітників та розряд робіт;
операції контролю.

Проектування технологічного процесу складання ведемо на підставі вже вибрані схеми та методи складання.

Відповідно до обраної схеми складання встановимо порядок надходження на складання: ділянки стінки, стійки (крім торцевих), верхній пояс, нижній пояс, торцеві стійки, кронштейни, книці, інше.

Укрупнений технологічний процес складання першого лонжерону крила представлений у таблиці 2.2.

Таблиця 2.2 - Укрупнений технологічний процес складання першого лонжерона крила

№ операції	зміст операції	Пристрій, обладнання, інструмент
01	<p>Отримати деталі.</p> <p>Перевірити комплектність.</p> <p>Примітка:</p> <p>Контролювати в процесі виконання складальних робіт, перед встановленням деталей наявність клейм приймання, маркування згідно з кресленням, відсутність на деталях механічних пошкоджень. Допускаються на деталях</p>	

	незначні пошкодження ЛКП, що усуваються у процесі ґрунтування.	
02	Встановити стінку КФО в пристрій.	Складальний пристрій
03	Встановити стійки до стінки, кріплення стійок техболтами (крім торцевих).	тех. болти, тех. гайки
04	Встановити в стапель нижній пояс за упором, притиснути гвинтовими притисками полицю до ложементів. Встановити в стапель верхній пояс за упором, притиснути гвинтовими притисками полицю до ложементів. За Н.О. у поясах у бік стінки свердлити отвори під тех. кріплення поясів зі стінкою з кроком 250...300 мм. Поєднати тих. кріпленням.	Складальний пристрій, пневмодрель, свердло, тех. болти, тех. гайки
05	Встановити по фіксаторах стапеля торцеві стійки, притиснути гвинтовими притисками. За Н.О. у стійках свердлити отвори під тих. кріплення у бік стінки та пояса. Поєднати тих. болтами	Складальний пристрій, пневмодрель, свердло, тех. болти, тех. гайки
06	Встановити за фіксаторами ОСБ 4 кронштейни.	Складальний пристрій, струбцини, пневмодрель, свердло, тех. болти, тех. гайки

07	Вийняти зі стапеля зібраний на тих. кріплення лонжерон, укласти на монтажний стіл	Монтажний стіл
08	По напрямних отворах у стійках свердлити отвори під тех. кріплення для кріплення книжок у бік поясів. Встановити за цими отворами книці, кріпити тих. болтами. По ПЗ у кницях у бік поясів свердлити другі отвори під заклепувальне з'єднання.	Монтажний стіл, пневмодрель, свердла Ø2,7мм Ø3,55мм, тех. болти, тех. гайки
09	Зробити розмітку на поясах лонжерону для свердління отворів під кріплення поясів зі стінкою.	Олівець (М чи ТМ), лінійка L =300 ГОСТ427-75
10	Свердлити отвори під заклепки згідно креслення: за Н.О. у стійках у бік пояса, стінки; по розмітці у поясах у бік стінки; за Н.О. у кронштейнах у бік стінки, пояса	Монтажний стіл, пневмодрель, свердла Ø3,05мм, Ø3,55мм, Ø4,05мм
11	Розібрати лонжерон, очистити деталі від стружки, зняти задирки на вихідних кромках отворів. Зібрати лонжерон на технологічних гвинтах (М3, М3, 5, М4). Для суміщення отворів при складанні лонжерону використовувати конусні штирі, послідовно переставляючи їх у процесі збирання з кроком 200- 300 мм.	Прес КП-503 Шаблон замикаючих головок Ø3,0; Ø3,5; Ø4,0; тех. гвинти М3, М3, 5, М4; Конусні штирі;

	<p>Розсвердлити тих, хто звільнився від тих. кріплення (див. операції 02, 04-06, 08) отвори до номінального розміру під клепку.</p> <p>Очистити деталі від стружки, зняти задирки на вихідних кромках отворів.</p> <p>Подати отвори БТК.</p> <p>Встановити заклепки згідно з кресленням, перенести лонжерон до пресу, клепати.</p> <p>Зняти лонжерон із преса, зняти техн. кріплення, встановити по отворах заклепки, що звільнилися, клепати.</p>	<p>Пневмодрель, свердла Ø3,05мм, Ø3,55мм, Ø4,05мм;</p> <p>Заклепки</p>
12	<p>Зняти лонжерон із преса, перенести до стапеля та укласти на монтажний стіл.</p> <p>Пред'явити клепку лонжерону БТК.</p> <p>Примітка:</p> <p>1) Транспортування до пресу і назад – 2 особи (габарити).</p> <p>2) При клепці за один хід штамп розклепується в середньому 4 заклепки; заклепки, що встановлюються натомість техн. кріплення клепати поодиноким штампом.</p>	<p>Шаблон замикаючих головок Ø3,0; Ø3,5; Ø4,0</p> <p>Лінійка L =300 ГОСТ427-75</p>
13	Контроль БТК, перевірити:	

	<p>а) Наявність креслярських перемичок за кріпленням (візуально 100%, виміри 10-15%).</p> <p>б) Відсутність механічних ушкоджень у зоні клепки (візуально 100%).</p> <p>в) Відсутність засічок, завалів, тріщин на заставних та замикаючих головках заклепок (візуально 100%).</p> <p>Контролювати параметри – діаметр, висоту замикаючих головок заклепок (візуально 100%, виміри 10-15%).</p>	
--	---	--

2.2.3 Вибір схеми базування складових частин лонжерону

У зібраному виробі кожен елемент повинен займати щодо інших елементів строго певне положення. Для виконання цієї умови необхідно досягти визначеності базування кожного елемента виробу, що встановлюється, що забезпечує необхідну якість геометричних контурів конструкції і складальної одиниці в цілому.

Для розробки схеми базування дотримуватимемося трьох основних принципів базування: єдності, сталості та збігу баз. При розробці потрібно вибирати на деталях і вузлах базисні поверхні, якими буде відбуватися установка і фіксація деталей, а також встановити послідовність подачі деталей і вузлів на складання. Базисні поверхні використовуються як складальні та настановні бази.

Складальні бази визначають взаємне положення елементів, що збираються, а настановні – положення деталей і вузлів щодо пристосування.

Вибравши метод складання та ув'язування складального оснащення, переходимо до розробки схеми базування для конкретних деталей.

Схема базування – це сукупність настановних баз необхідних і достатніх для однозначного базування деталей у виробництві з позбавленням необхідної кількості ступенів свободи.

У нашому випадку при складанні деталі лонжерону базують так:

- пояси – за базовими елементами складального пристосування;
- кронштейни – за базовими елементами складального пристосування та по стінці;
- ділянки стінки – по ЗІ верхньому поясі;
- стійки (крім торцевих) – по ЗІ на стінці;
- торцеві стійки – по фіксаторам стапеля;
- книці - по ЗІ на поясах.

Принцип сталості баз полягає у дотриманні спільності основних базових осей для вузлових і загальноскладальних пристроїв, що належать до даного агрегату, оскільки це найкращий спосіб надійної ув'язки пристроїв і зібраних у них вузлів.

Принцип збігу баз передбачає вибір складальних баз як настановні. Він дотримується при складанні в пристосуваннях, якщо як настановні бази деталей і вузлів приймають складальні бази. (Рисунок 2.1.1)

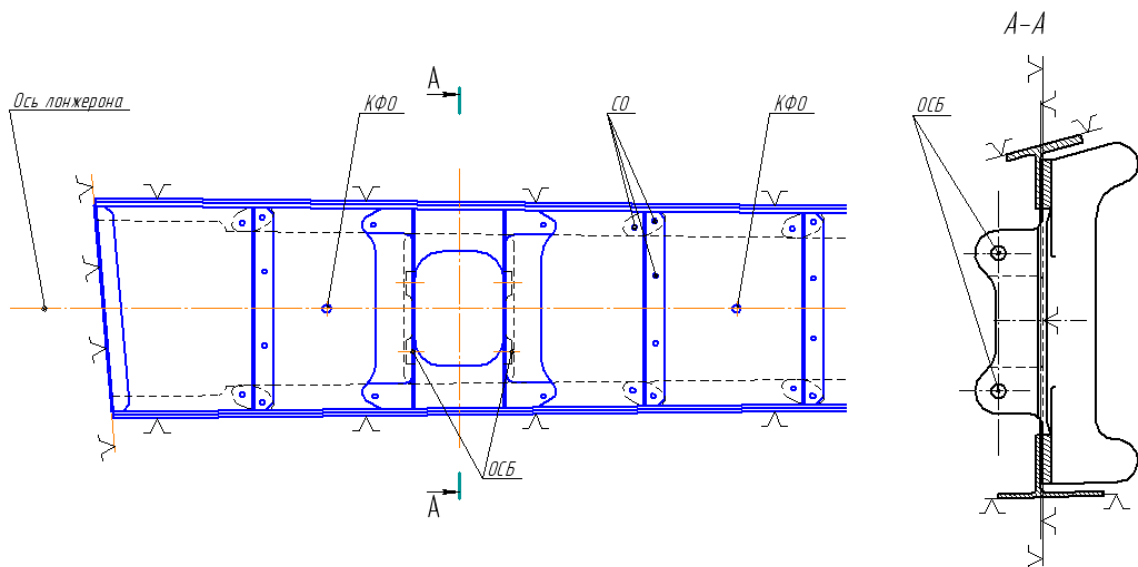


Рисунок 2.1.1 – Схема базування лонжерону

2.2.4 ТУ на поставку деталей та підскладання відповідно до техпроцесу складання

Деталі, що надходять на складання, повинні відповідати даним кресленням та задовольняти ТУ на поставку. До деталей, що надходять на збирання, пред'являються такі основні вимоги:

1. За взаємозамінністю:

- відповідність у межах встановлених допусків фактичних розмірів деталі її розмірів за кресленням;
- правильність положення складальних, напрямних та базових отворів щодо базових осей контуру;

2. За міцнісними та експлуатаційними характеристиками:

- використання матеріалів потрібних марок, виконання умов термообробки , забезпечення необхідної якості поверхні та заданої маси;
- застосування заданих антикорозійних та декоративних покриттів;

3. За спеціальними вимогами, що обумовлюються в кресленнях, технічним та технологічним умовам.

Умови постачання деталей, що входять до складання лонжерону, наведено у таблиці 2.3.

Таблиця 2.3 - Умови постачання деталей на складання

Номер деталі	Найменування деталі	Кількість	Ступінь закінченості деталі
К.104.ВР.14 4.01.001	3.0 Пояс верхній	1	Подавати без припуску, СО,АЛЕ \varnothing 3.1 мм призначати згідно з кресленням

К.104.ВР.143.04.01.002	Пояс нижній	1	Подавати без припуску, СО,АЛЕ \varnothing 3.1 мм призначати згідно креслення
К.104.ВР.143.04.01.003	Стінка	1	Подавати без припуску, 4 КФО 7 мм і 66 3,1 мм призначати згідно креслення
К.104.ВР.14 3.0 4.01.0 09 – К.104.ВР.14 3.0 4.01.03 4	Стійка	26	Подавати без припуску, АЛЕ, \varnothing 3,1 мм призначати згідно з кресленням
К.104.ВР.14 3.0 4.01.0 08 , К.104.ВР.14 3.0 4.01.0 35	Стійка торцева	2	Подавати без припуску, АЛЕ, \varnothing 3,1 мм призначати згідно з кресленням
К.104.ВР.14 3.0 4.01.004 – К.104.ВР.14 3.0 4.01.007	Кронштейн	4	Подавати без припуску, ОСБ \varnothing 7 мм, АЛЕ \varnothing 3.1, \varnothing 3.5 призначати згідно з кресленням
К.104.ВР.143.04.01.036, К.104.ВР.143.04.01.049	Книця	52	Подавати без припуску, \varnothing 3.1 мм призначати згідно креслення

2.3 Проектування складального пристосування

2.3.1 Складання ТУ на проектування складального пристрою

Безперервне підвищення вимог до точності і взаємозамінності елементів конструкції літака, що збираються, до зростання продуктивності праці, зумовлює не тільки збільшення кількості складальних пристосувань, а й більш високі технічні вимоги до них. Основні технічні вимоги:

- Забезпечення заданої в ТУ точності складання вузла, яка повинна бути пов'язана зі ступенем точності складального пристосування;
- Збереження точності складального пристосування протягом усього періоду експлуатації;
- Збереження стабільного положення базових точок, вузлів і поверхонь, заданих ТУ на складання і надійність фіксації елементів, що збираються;
- сталість заданих розмірів незалежно від коливань температури;
- використання у конструкції складального пристосування великої кількості стандартних елементів для здешевлення складального пристосування та скорочення термінів технологічної підготовки виробництва;
- раціональні розміри пристроїв з метою кращого використання виробничих площ;
- Дотримання правил техніки безпеки.

Крім основних вимог існують приватні технологічні вимоги, вони вказуються в ТУ на проектування складального пристрою:

1. Пристрій призначений для збирання першого лонжерона крила.
2. У пристосуванні виробляють настановні операції.
3. Положення лонжерону у пристосуванні вертикальне.
4. До виробу входять деталі: стінка, пояси, стійки, книці, кронштейни. Всі деталі встановлюються в пристрій, потім з'єднуються клепокою. У пристосуванні

відбувається попереднє закріплення деталей притиском з гідроприводом. Остаточне з'єднання виробляють на клепальному пресі.

5. Засоби механізації:

а) пневматичний дріль; б) засоби механізації для перевезень цехом не передбачені.

6. Напрямок закладки деталей – вертикальний та горизонтальний. Напрямок виймання горизонтальний.

7. Забезпечити вільні підходи до виробу, що збирається, по горизонталі та вертикалі.

8. Забезпечити достатнє освітлення робочого місця.

9. Необхідно оснастити робоче місце стелажми для деталей та готового виробу.

2.3.2 Вибір схеми та компоновання складального пристрою

Конструктивна схема складального пристосування визначається габаритами, конструкцією та способами базування виробу, що збирається. Використовуємо розроблену вище схему базування складових частин вузла, а також складену схему складання та ув'язування.

Основою розробки складального пристосування служить схема розташування базових осей і базових поверхонь, щодо яких проводитиметься складання виробів. При виготовленні пристроїв використовуємо інструментальний стенд і проектуємо розміри пристрою кратними кроку отворів координатних лінійок. Настановними базами є поверхні деталей. Схема складального пристосування представлена малюнку 2.1.2.

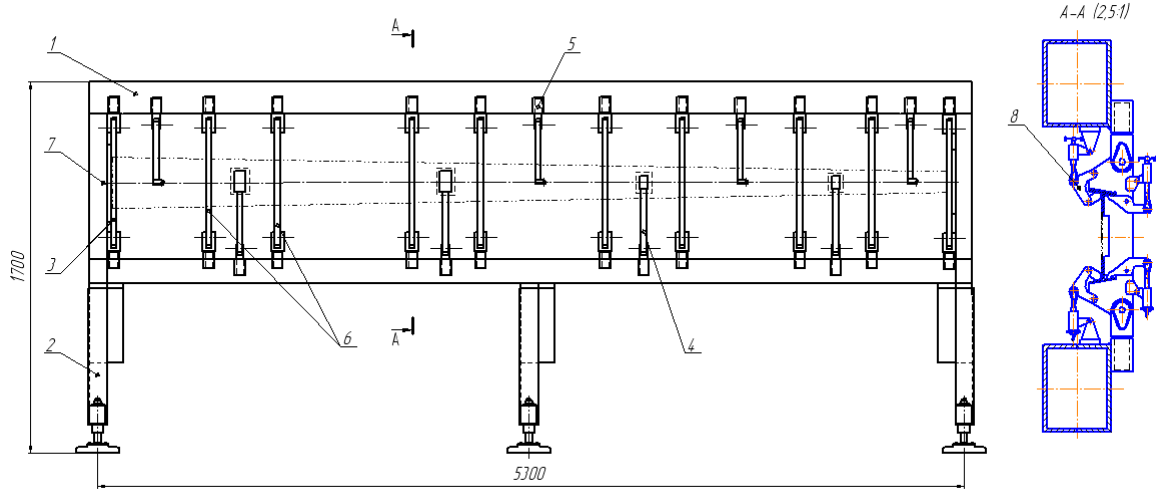


Рисунок 2.1.2 – Схема складального пристрою:

1 – рама; 2 – колона; 3 – фіксатор контуру та торцевої стійки; 4 – фіксатор ОСБ; 5 – фіксатор КФО; 6 – фіксатор контуру; 7 – вісь лонжерона; 8 – гвинтовий притиск.

3. Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик літака

3.1 Розрахунок поляр та аеродинамічної якості.

Розрахунок поляр ведемо в такій послідовності:

- задаємося значенням висот Н (0,3,6,9 км);
- для кожної висоти задаємо значення чисел Маха (0,4;0,6;0,8;1,2;1,4;1,6;1,8;2,0);
- для кожної швидкості М знаходимо необхідне значення $C_{ya \max}$:

$$Z_{ya \max} = mg/0.7\rho_H * M_i^2 * S;$$

визначимо якість Я за формулою $Y = C_{yag}/C_{xа}$ для кожної прийнятої величини Н.

$$Z_{x0} = Z_{x \text{ тр}} + Z_{x \text{ дон}} + Z_{x \text{ в}}; \text{ де}$$

- $C_{x \text{ тер}}$ – коефіцієнт опору тертя;
- $C_{x \text{ дон}}$ – коефіцієнт опору від сил тиску прикладених до даного зрізу корпусу і до плоских торців задніх кромки крила;
- $C_{x \text{ хвил}}$ – коефіцієнт хвильового опору ЛА.

$$A = 1/C_{ya}^{\alpha} - Z_F / C_{ya}^2; \text{ де}$$

- C_F – коефіцієнт всмоктувальної сили.

Основні аеродинамічні характеристики літака представлені таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 – Основні аеродинамічні характеристики літака

М	0,4	0,6	0,8	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0
C_{x0}	0,01394	0,01337	0,01294	0,06012	0,05215	0,04784	0,04495	0,0426
A	0,18735	0,18735	0,18735	0,36	0,41135	0,46461	0,52371	0,60842
K_{\max}	12,091	12,348	12,565	4,16	4,133	4,097	4,021	3,907
$C_{ya \max}$	0,219	0,233	0,266	0,546	0,504	0,458	0,419	0,379

Таблиця 3.2 – Коефіцієнт аеродинамічної якості

М	0км	3км	6км	9км
0,4	12,02984	10,56218	8,263597	5,859628
0,6	10,33172	11,78165	11,94804	10,39204
0,8	7,044792	9,074721	11,02424	11,92604
1,2	0,667686	0,958521	1,401509	2,086561
1,4	0,567953	0,815655	1,195547	1,792185
1,6	0,475352	0,682629	1,002065	1,508409
1,8	0,400452	0,575012	0,844834	1,27486
2	0,342523	0,491786	0,723087	1,092963

3.2 Розрахунок льотних показників літака шляхом тяг.

Метод тяг Жуковського ґрунтується на порівнянні тяг і потужностей, необхідних для забезпечення горизонтального прямолінійного встановленого польоту ЛА на заданому режимі, з наявними тягами і потужностями, які може розвивати двигун.

Розрахунок проводимо за формулами:

$$V = M \cdot a_H$$

$$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2} = 0.7 \cdot p_H \cdot M^2$$

$$C_{yаГ} = \frac{m \cdot g}{0.7 \cdot p_H \cdot M^2 \cdot S}$$

$$C_{хаГ} = C_{x0} + A \cdot C_{yаГ}^2$$

$$K = \frac{C_{хаГ}}{C_{yаГ}}$$

$$P_{\text{пг}} = \frac{m \cdot g}{K}$$

Результати розрахунків заносимо до таблиці 3.3

	М	0,4	0,6	0,8	1,2	1,6	1,8	2, 0
Н=0	V, км/ГОД	136	204	272	408	544,5	681	749
	q	2172,6	4888,5	45393,6	19554,1	34763,0	43996	54317
	C _{уар}	1,8610	0,8271	0,4652	0,20678	0,11631	0,091	0,074
	C _{хар}	0,4838	0,1067	0,0429	0,07121	0,05273	0,048	0,045
	К	3,84	7,75	10,84	2,90	2,20	1,89	1,64
	P _{пг} , кН	9,377	10,919	16,014	168,964	237,33	281,7	329,365
Н=3	V, км/ГОД	130	195	260	389,5	519	649	714
	q	1356,43	3051,97	5425,72	12207,89	21702,91	27467,7	33910,8
	C _{уар}	2,98101	1,32489	0,74525	0,331224	0,186314	0,14721	0,119241
	C _{хар}	1,21923	0,25267	0,08965	0,07633	0,05383	0,04912	0,045726
	К	2,44499	5,24353	8,31297	4,339364	3,461031	2,99663	2,607731
	P _{пг} , кН	10,681	9,575	12,431	117,697	165,265	196,196	229,398

Н = 6	V, км/ГОД	123	185	246,5	370	493	616	678
	q	847,28	1906,38	3389,12	7625,52	13556,48	17157,4	21182
	C _{уар}	4,77238	2,12106	1,19309	0,530265	0,298274	0,23567	0,190896
	C _{хар}	3,10151	0,62523	0,20814	0,100416	0,061990	0,05450	0,0494859
	K	1,53872	3,39241	5,73217	5,280685	4,811601	4,32403	3,857571
	P _{пг} , кН	13,652	9,442	10,233	80,495	112,582	133,535	156,019
Н = 9	V, км/ГОД	118	177	236	354	472	590	649
	q	453,264	1019,84	1813,05	4079,376	7252,224	9178,59	11331,6
	C _{уар}	8,92096	3,96487	2,23024	0,991218	0,55756	0,44054	0,356838
	C _{хар}	10,797	2,14597	0,68984	0,196161	0,092758	0,07395	0,062457
	K	0,82624	1,84758	3,23296	5,053074	6,010925	5,95666	5,713314
	P _{пг} , кН	19,252	10,855	9,459	54,067	74,79	88,492	103,219

Таблиця 3.3 – Результати розрахунку шляхом тяг.

3.3 Розрахунок наявних тяг.

Розрахунок ведемо в такій послідовності:

- знаходимо потрібну тягу $P_{\text{пр}}(H^*, M^*)$ для режиму (H^*, M^*) ;
- задаємо ступінь стиснення повітря в компресорі π_k і знаходимо коефіцієнт тяги ξ_p^* для режиму (M^*, H^*) – ξ_p^* ;
- обчислюємо сумарну статичну тягу двигуна

$$P(H, M) = P_0 \cdot \xi_{p0}(M, \pi_k) \cdot \frac{p_H}{p_0} \cdot \left(\frac{T_0}{T_H}\right)^\gamma$$

$$P_0 = 1 \cdot 11300 = 11.3 \text{ кН}$$

- знаходимо наявну тягу на будь-якому режимі (H, M) ;

$$P_p(H, M) = P_0 \cdot \xi_p(H, M).$$

Таблиця 3.4 Результати розрахунку наявних тяг. (Рисунок 3.1.1)

Н, км	М	0,4	0,6	0,8	1,2	1,6	1,8	2,0
0	P_p , кН	86,019	89,138	97,831	117,203	123,209	113,209	90,239
3	P_p , кН	78,106	80,938	88,830	106,421	112,03	102,794	81,937
6	P_p , кН	70,45	73,004	80,123	95,99	101,049	92,718	73,906
9	P_p , кН	62,96	65,249	71,612	85,79	90,527	82,869	66,055

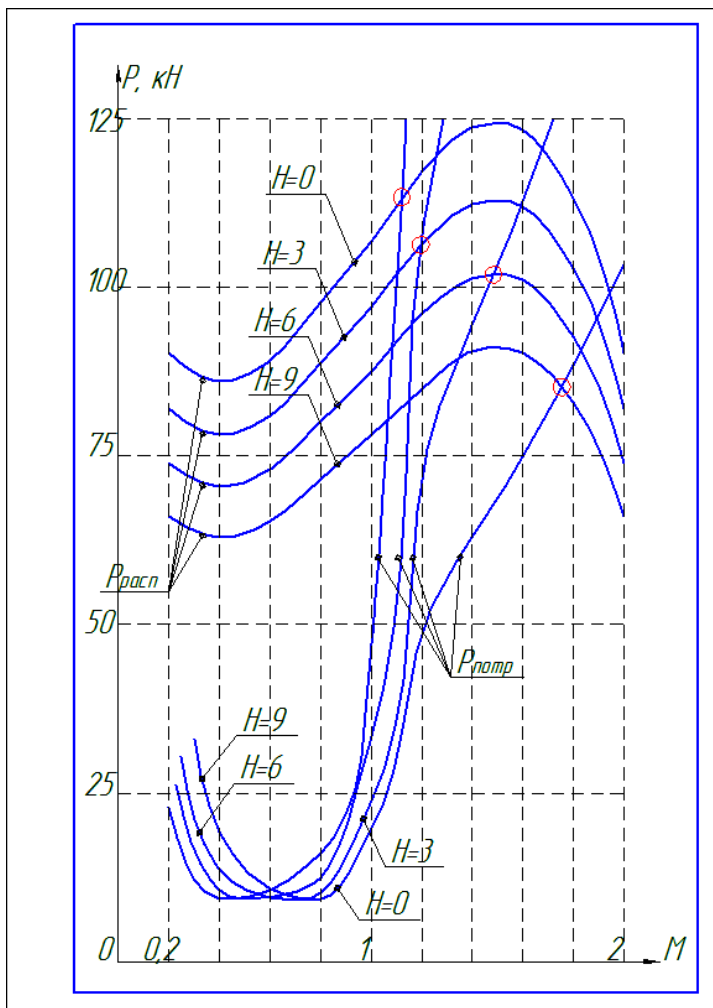


Рисунок 3.1.1 – Криві потрібних та наявних тяг.

3.4 Висновки.

На даному етапі було проведено розрахунок аеродинамічних характеристик літака, розраховано льотні характеристики та проведено аналіз впливу різних геометричних параметрів літака на його аеродинамічні, масові та пружні характеристики. Цей етап є дуже значним, оскільки багато в чому визначає зовнішній вигляд літака. За отриманими даними можна зробити висновок: аеродинамічні характеристики ЛА забезпечують стійкий, безпечний та економічно вигідний режим польоту.

4. Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання лонжерона крила проектуємого літака

4.1 Розробка майстер – геометрії агрегату.

Майстер геометрія лонжерона визначається геометричними обводами крила, а також геометрією перерізів елементів, що його становлять. Зовнішні обводи крила було визначено у першому розділі. На підставі зовнішніх обводів отримаємо габаритні розміри проєктованого лонжерону. Проектні перерізи елементів будуть визначатися за результатами розрахунків.

На підставі отриманої геометрії робимо побудову майстер геометрії лонжерону в САD системі Catia 5.

4.2 Визначення навантажень, які діють агрегату

Вихідними даними для розрахунку є геометрія крила та аеродинамічні навантаження, які були визначені в попередніх розділах.

Розрахунковим агрегатом приймаємо передній лонжерон крила. Розрахунок провадимо в наступних перерізах агрегату:

Таблиця 4.1

	$H_1, м$	$H_2, м$	$H_3, м$	$H_4, м$	$S_{отс}, м^2$	$Z_{отс}, м$	$m_{гр}, кг$	$Z_{гр}, м$
1– й переріз	0,197	0,25	0,22	0,13	1,33	1,5	431,1	0,301
2– й переріз	0,15	0,197	0,17	0,1	5,1	1,1	206,7	1,0215
3– й переріз	0,12	0,159	0,14	0,083	8,84	0,4	28,6	1,426

Поперечна сила та згинальний момент, що діють у розрахунковому перерізі крила

Якщо припустити, що аеродинамічна навантаження і маса конструкції крила розподілені рівномірно його площі, можна використовувати такі формули визначення поперечної сили Q_Σ і згинального моменту M_Σ в розрахунковому перерізі крила:

$$Q_\Sigma = n^3 f \left(\frac{S_{омс}}{S} (m_0 - m_{кр}) g - \sum m_i g \right),$$

$$M_{\Sigma} = n^3 f \left(\frac{S_{omc}}{S} (m_0 - m_{kp}) g z_{omc} - \sum m_i g z_i \right),$$

де n^3 – коефіцієнт експлуатаційного перевантаження; f – коефіцієнт безпеки; S – площа крила літака; S_{omc} – площа «відсіченої» частини крила; m_0 – злітна маса літака; m_{kp} – маса конструкції «відсіченої» частини крила; $z_{отс}$ – відстань від розрахункового перерізу до точки докладання рівнодіючої аеродинамічних та масових навантажень; m_i – маси агрегатів та вантажів, розташованих на «відсіченій» частині крила; z_i – відстань від розрахункового перерізу до центрів тяжіння m_i ; l_{omc} – довжина «відсіченої» частини крила; $b_{расч}$ – хорда у розрахунковому перерізі; b_0 – кінцева хорда крила.

$$Q_{\Sigma} = 471422 \text{ Н}, \quad M_{\Sigma} = 711359 \text{ Нм}.$$

Поперечна сила сприймається стінками лонжеронів і розподіляється між ними пропорційно до згинальної жорсткості лонжеронів. У чотирилонжеронному крилі значення поперечної сили, що сприймається лонжеронами, у першому наближенні можуть бути визначені за формулами:

$$Q_1 = Q_{\Sigma} \frac{H_1^2}{H_1^2 + H_2^2 + H_3^2 + H_4^2};$$

де H_1, H_2, H_3, H_4 – будівельні висоти лонжеронів. Так як ми розраховуємо перший лонжерон, то:

$$Q_1 = 109810 \text{ Н}.$$

Згинальний момент розподіляється між лонжеронами пропорційно до їх згинальної жорсткості і в чотирилонжеронному крилі може бути визначений як:

$$M_1 = M_{\Sigma} \cdot (1 - \chi) \frac{H_1^2}{H_1^2 + H_2^2 + H_3^2 + H_4^2},$$

$$\text{Приймаємо } M_1 = 115\,990 \text{ Нм}.$$

Аналогічно розраховуємо 2-й та 3-й переріз.

2-й переріз:

$$Q_{\Sigma} = 279658$$

$$M_{\Sigma} = 3309772$$

$$Q_1 = 62791,77$$

$$M_1 = 48487,4$$

3-й переріз:

$$Q_{\Sigma} = 76839$$

$$M_{\Sigma} = 31110,5$$

$$Q_1 = 16721,73$$

$$M_1 = 4739,21$$

4.3 Уточнення конструктивно – силової схеми агрегату.

Лонжерони крила є збірними тонкостінними балками, регулярна частина яких складається з поясів і стінок, підкріплених стійками. До зон нерегулярностей відносяться зони з'єднань, вирізів і отворів, монолітних потовщень і підсилювальних накладок, гальтерних переходів і т.д.

Пояси лонжеронів є геометрично складними елементами конструкції лонжерону зі змінними товщинами за розмахом. Їх виготовляють із пресованих профілів таврового чи кутового перерізу механічним фрезеруванням. З'єднуються вони між собою в місцях перестиккування та стикових вузлів за допомогою заклепувальних та болтових з'єднань.

При конструюванні лонжеронів на етапі ескізного проектування враховуються міцнісні та деформаційні характеристики застосовуваної конструкції, визначаються допустимі напруги, що забезпечують заданий ресурс. Лонжерон проектується у системі кесона. Пояси проектують з огляду на взаємний зв'язок з панелями. Для елементів конструкції верхньої поверхні крила визначальними є допустима напруга при роботі конструкції на стиск. Допустима напруга значною мірою залежить від характеристик матеріалу, геометричних характеристик поясів. Для елементів конструкції нижньої поверхні крила як допустимі приймаються напруги, що забезпечують потрібні характеристики статичної міцності, заданого ресурсу і живучості конструкції.

Значення згинального та крутного моментів, поперечних і поздовжніх сил змінюються по розмаху крила. Для забезпечення рівномірності лонжеронів за довжиною товщину та ширину полиць і ребер поясів виконують змінними за розмахом. Товщина полиці змінюється від 15 до 3 мм, а товщина ребра – від 10 до 3 мм. Значення ширини полиць та висоти ребер поясів лонжеронів знаходяться в межах від 20 до 70 мм. Пояси лонжеронів мають змінний кут малки. У зонах з'єднань пояса з підкріплюючими стійками, кницями, вузлами навішування механізації та елементів кріплення систем, що входять у конструкцію крила, висота і товщина вертикального ребра збільшені для компенсації ослаблень, викликаних отворами.

Стінки збірних лонжеронів виконуються з листового матеріалу (алюмінієвого сплаву 1163Т) механічним або хімічним фрезеруванням по контуру та товщині. Вони мають монолітні потовщення в зонах поздовжніх та поперечних стиків, вирізів та отворів, зонах приєднання підкріплювальних стійок, силових нервюр, приєднань вузлів навішування агрегатів та систем.

Конструкцію стінок лонжеронів вибирають, враховуючи коефіцієнт напруженості $Q/h_{\text{эф}}^2$, де Q – поперечна сила, $h_{\text{эф}}$ – висота стінки лонжерона.

Параметри регулярної зони стінок лонжерону вибирають із умови забезпечення статичної міцності під дією руйнівної напруги.

Підкріплювальні стійки стінок лонжерону виготовляються з пресованих профілів таврового або кутового перерізу і допрацьовуються механічним фрезеруванням. Стійки виконують з малковками та підсічками. Геометричні параметри стійки вибирають залежно від геометричних параметрів обслуговуваної зони стінки, силових факторів діючих на стійки, призначення стійок, компоновання крила. Стійки можуть розташовуватися з тієї ж сторони щодо ребра пояса, що і стінка, або з протилежної сторони. В останньому випадку стійка вимагає підштампування.

У стінках лонжеронів виконують вирізи та отвори для встановлення елементів конструкції трубопроводів паливної системи, елементів системи управління, кронштейнів навішування механізації крила та інших агрегатів. Для забезпечення заданої довговічності втомних поясів і стінок в зонах отворів, вирізів, стиків з'єднань і т.д. потрібний рівень напруги забезпечують за допомогою місцевих потовщень, підсилюючих накладок, фрезерованих окантовок, рідше – зміцненням потенційно небезпечних зон механічними та термічними методами.

Поздовжні з'єднання пояса лонжеронів і панелей крила знаходяться в умовах розтягування – стиснення, викликаного вигином крила, а також передають потоки дотичних зусиль, що виникають від вигину і кручення крила. Ці з'єднання виконують, як правило, дво– трирядними однозрізними, за допомогою болтів та заклепок.

4.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату.

За масою лонжерони становлять від 25 до 50 % маси крила, або 4 – 5 % злітної маси літака. Кількість лонжеронів залежить від конструктивно-силової схеми та ступеня навантаженості крила. Розташування лонжеронів і, відповідно, ширина кесона зазвичай визначаються на етапі загального проектування при аеродинамічному компонованні крила з урахуванням геометричних параметрів механізації передньої та задньої кромки крила, забезпечення потрібного обсягу паливних баків. Пояси лонжеронів сприймають згинальний момент і працюють на розтягування-стиснення, стінки служать для передачі перерізаючої сили, і працюють на зсув. Стійки служать для забезпечення високого рівня критичної напруги втрати стійкості клітки стінки лонжерону. З'єднання стінок з поясами та стійками виконують заклепувальними або болтовими.

Аналіз особливостей конструкції лонжеронів показав, що основні силові елементи регулярної частини лонжеронів – пояси, стінки, підкріплюючі стійки – виконуються переважно з алюмінієвих сплавів, таких, як 1161Т, 1973Т2, 1163Т, 1933Т3. Нижні пояси (розтягнута зона) виготовляються із сплавів 1161Т, 1163Т. Ці сплави мають меншу межу міцності при розтягуванні, в той же час вони мають кращі втомні характеристики в порівнянні з матеріалами верхніх поясів 1973Т2 (стиснена зона).

4.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно– силових елементів агрегату в регулярних та нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу.

4.5.1 Проектування поясів балкового лонжерону.

Визначимо показник інтенсивності нормальних сил:

$$M/H^3 = 115590/0,197^3 = 15,171269 \text{ МПа}.$$

За величиною M/H^3 вибираємо конструкційний матеріал: 1163Т.

- Модуль нормальної пружності $E = 72000 \text{ МПа}$;
- Межа міцності $\sigma_s = 450 \text{ МПа}$;
- Межа плинності $\sigma_{0,2} = 340 \text{ МПа}$;
- Межа пропорційності $\sigma_{m1} = 210 \text{ МПа}$;
- Об'ємна щільність $\rho = 2780 \text{ кг/м}^3$;

Величини розрахункових напруг у поясах лонжеронів для ресурсу у 20000 польотів рівні:

$$\frac{\sigma_{pc}}{\sigma_B} = 0,81, \quad \frac{\sigma_{pp}}{\sigma_B} = 0,7.$$

За заданим рівнем розрахункових напруг необхідно визначити максимальне значення відношення b/δ .

Для стисненого пояса з урахуванням даних: $b/\delta = 4$;

Для розтягнутого пояса з урахуванням даних: $b/\delta = 4,5$;

Величина δ/h визначається за умови міцності за виразом (для двотаврового перерізу);

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = -\frac{M}{H^3} \frac{1}{\sigma_e} \frac{1}{\sigma_p / \sigma_e} \frac{1}{2b/\delta},$$

Визначимо величину δ/h , яка для розтягнутого пояса набуває значення $\delta/h = 0,075$, як і для стисненого пояса – $0,076$.

Знаючи H , знайдемо товщини поясів:

Верхнього:

$$\delta_c = 15 \text{ мм}$$

Нижнього:

$$\delta_p = 15 \text{ мм}$$

Ширина полиці стисненого пояса:

$$b_c = 59 \text{ мм}$$

Ширина полиці розтягнутого пояса:

$$b_p = 67 \text{ мм}$$

Товщину "лапок" δ_l з конструктивно– технологічних міркувань призначають рівною від 1,5 до 2,0 товщини обшивки або стінки. Ширину «лапок» вибирається з умови міцності заклепувального шва, щоб відстань від осі заклепки до кожного з країв була не менше двох діаметрів.

Додатково необхідно перевірити отримані значення розмірів «лапок» на відповідність умовам міцності, жорсткості та технологічності:

$$\text{Умова міцності} - \sigma_{вп} \delta_l \geq \sigma_{во} \delta_o,$$

$$\text{Умова жорсткості} - \left(\frac{\delta}{\delta_l}\right)^2 \geq 6.8,$$

Умови технологічності – $\delta_l \geq 3,0$ мм для дюралюмінієвих сплавів. З урахуванням цих умов:

$$\delta_l = 6 \text{ мм}$$

Аналогічно розраховуємо 2– й та 3– й перерізи.

2– й переріз	3– й переріз
$\delta_c = 11 \text{ мм}$	$\delta_c = 5 \text{ мм}$
$\delta_p = 11 \text{ мм}$	$\delta_p = 5 \text{ мм}$
$b_c = 42 \text{ мм}$	$b_c = 15 \text{ мм}$
$b_p = 48 \text{ мм}$	$b_p = 17 \text{ мм}$

4.5.2 Проектування стінок лонжерону.

У конструктивному виконанні стінки лонжеронів крила складаються з стінок і підкріплювальних стійок.

Знайдемо відстань між центрами тяжіння поясів лонжерону:

$$h_{\text{эф}} = 182 \text{ мм};$$

Визначимо параметр навантаження на балку:

$$\frac{\sqrt{Q}}{h_{\text{эф}}} = 1819,49 \cdot \frac{\sqrt{H}}{m},$$

Для виготовлення стінки вибираємо матеріал 1163Т.

Знаходимо τ_n – максимальна корисна напруга зсуву, яку можна отримати при даному параметрі навантаження у разі рівномірної конструкції (стінка та стійки руйнуються одночасно). $\tau_n = 160 \text{ МПа}$. Визначаємо відношення $h_{\text{эф}} / \delta_{\text{факт}}$, на основі якого визначаємо мінімально потрібну товщину стінки. Мінімально потрібну товщину стінки слід вибрати з урахуванням мінусового допуску. Тому, визначивши мінімально потрібну товщину стінки, слід вибрати за нормальми лист з урахуванням мінусового допуску:

$$\frac{h_{\text{эф}}}{\delta_{\text{факт}}} = 60, \quad \delta_{\text{факт}} = 3,035 \text{ мм}$$

Приймаємо $\delta_{\text{факт}} = 3,5 \text{ мм}$

Знаходимо відношення $t/h_{\text{эф}}$, а по ньому – оптимальний крок стійок:

$$\frac{t}{h_{\text{эф}}} = 0,76 \text{ мм}, \quad t = 138 \text{ мм}$$

Визначаємо оптимальне значення відносної витрати матеріалу стійки на стінку, а по ній – потрібну мінімальну площу перерізу стійки $F_{\text{см}} = \alpha t \delta_c$.

$$\alpha = F_{\text{см}} / t \delta_c,$$

$$\alpha = 0,12, \quad F_{\text{ст}} = 58,13 \text{ мм}^2.$$

Знаходимо оптимальне значення відношення товщини лапки стійки до товщини стінки та визначаємо потрібне значення товщини лапки, прикріпленої до стінки $\delta_{\text{см}}$. Товщина полиці стійки, перпендикулярної до стінки, повинна бути $\delta'_{\text{см}} \geq 0,67 \delta_{\text{см}}$:

$$\frac{\delta_{\text{ст}}}{\delta_c} = 0,59, \quad \delta_{\text{ст}} = 2,065 \text{ мм}, \quad \delta'_{\text{ст}} = 1,384 \text{ мм}.$$

Знаючи потрібну площу стійки $F_{\text{см}}$ і товщини її полиць $\delta'_{\text{см}}$, $\delta_{\text{см}}$ вибираємо нормаль профілю. Як показують розрахунки та експерименти для стінок, працюючих на зсув, найбільш ефективні стійки куткового перерізу, наприклад профілі типу Д16Т Пр111 або Д16Т Пр100:

Вибираємо профіль: Д16– Т– ПР101– 11,

$$F_{\text{пер}} = 60 \text{ мм}^2, \quad H = 20 \text{ мм}; \quad B = 15 \text{ мм}; \quad r = 2 \text{ мм};$$

$$r_1 = 0,75 \text{ мм}; \quad r_2 = 1 \text{ мм}, \quad S_1 = 2 \text{ мм}; \quad S = 1,5 \text{ мм}.$$

Після того, як остаточно вибрано нормаль стійки, слід визначити фактичний крок стійок:

$$t_{\text{факт}} = \frac{F_{\text{ст.факт}}}{\alpha \delta_{\text{факт}}},$$

$$t_{\text{факт}} = 70 \text{ мм}.$$

Аналогічно розраховуємо 2-й та 3-й перерізи.

2- й переріз:

Знайдемо відстань між центрами тяжіння поясів лонжерону:

$$h_{\text{эф}} = 139 \text{ мм};$$

Визначимо параметр навантаженості на балку: $\frac{\sqrt{Q}}{h_{\text{эф}}} = 1797,26 \cdot \frac{\sqrt{H}}{M}$.

Максимальна корисна напруга зсуву $\tau_n = 163$ МПа.

Визначаємо відношення $h_{\text{эф}} / \delta_{\text{факт}}$, на основі якого визначаємо мінімально потрібну товщину стінки $\frac{h_{\text{эф}}}{\delta_{\text{факт}}} = 58$,

$$\delta_{\text{факт}} = 2,404 \text{ мм.}$$

Приймаємо $\delta_{\text{факт}} = 2,5$ мм.

Знаходимо відношення $t / h_{\text{эф}}$, а по ньому – оптимальний крок стійок:

$$\frac{t}{h_{\text{эф}}} = 0,75 \text{ мм, } t = 104 \text{ мм.}$$

Визначаємо оптимальне значення відносної витрати матеріалу стійки на стінку :

$$\alpha = F_{\text{ст}} / t \delta_c,$$

а по ній – потрібну мінімальну площу перерізу стійки

$$F_{\text{ст}} = \alpha t \delta_c.$$

$$\alpha = 0,13; \quad F_{\text{ст}} = 33,98 \text{ мм}^2.$$

Знаходимо оптимальне значення відношення товщини лапки стійки до товщини стінки та визначаємо потрібне значення товщини лапки, прикріпленої до стінки $\delta_{\text{ст}}$.

Товщина полиці стійки, перпендикулярної до стінки, повинна бути $\delta'_{\text{ст}} \geq 0,67 \delta_{\text{ст}}$:

$$\frac{\delta_{\text{ст}}}{\delta_c} = 0,62, \quad \delta_{\text{ст}} = 1,55 \text{ мм}, \quad \delta'_{\text{ст}} = 1,039.$$

Знаючи потрібну площу стійки $F_{\text{ст}}$ і товщини її полиць $\delta'_{\text{ст}}$, $\delta_{\text{ст}}$ вибираємо нормаль профілю:

Вибираємо профіль: Д16– Т– ПР100– 24,

$$F_{\text{січ}} = 37,3 \text{ мм}^2 H = 12 \text{ мм}; \quad B = 12 \text{ мм}; \quad r = 1,6 \text{ мм}; \quad r_1 = 0,8 \text{ мм}; \quad S = 1,6 \text{ мм}.$$

Після того, як остаточно вибрано нормаль стійки, слід визначити фактичний крок стійок:

$$t_{\text{факт}} = \frac{F_{\text{ст.факт}}}{\alpha \delta_{\text{факт}}},$$

$$t_{\text{факт}} = 60 \text{ мм.}$$

3-й переріз:

Знайдемо відстань між центрами тяжіння поясів лонжерону:

$$h_{\text{эф}} = 116 \text{ мм.}$$

Визначимо параметр навантаженості на балку: $\frac{\sqrt{Q}}{h_{\text{эф}}} = 1113,23 \cdot \frac{\sqrt{H}}{M}$.

Максимальна корисна напруга зсуву $\tau_n = 166 \text{ МПа}$.

Визначаємо ставлення $h_{\text{эф}} / \delta_{\text{факт}}$, на основі якого визначаємо мінімально потрібну товщину стінки $\frac{h_{\text{эф}}}{\delta_{\text{факт}}} = 140$

$$\delta_{\text{факт}} = 0,83 \text{ мм.}$$

Приймаємо $\delta_{\text{факт}} = 2,5 \text{ мм}$, при цьому в стійках, що підкріплюють, немає необхідності.

4.5.3 Проектування з'єднань у збірних лонжеронах.

4.5.3.1 З'єднання стінки з ребром пояса.

Зазвичай пояси лонжеронів з'єднують зі стінками та обшивкою за допомогою заклепок або болтів. Величину зусилля, що діє на один елемент кріплення по одній площині зрізу, визначаємо з умови рівноваги ділянки стінки в зоні стику з поясом за наступним виразом:

$$P_{z(\sigma)}^{\text{ср}} = \beta \frac{Qt}{h_{\text{эф}} m}, \text{ де:}$$

- m – число рядів кріпильних елементів;
- t – крок кріпильних елементів у ряду;
- β – Коефіцієнт нерівномірності розподілу дотичних напруг у стінці, що приймається рівним 1,1.

Оскільки Q , h і β – величини відомі, то, задаючись кроком заклепок t і числом рядів заклепок m , слід визначити зусилля, що діє одну заклепку, і підібрати матеріал і діаметр заклепок.

При призначенні кроку t необхідно приймати одне із стандартних значень: 12,5, 15, 17,5, 20, 25, 30, 35, 40 мм, але таким чином, щоб

$$3d \leq t \leq 7d .$$

При призначенні кроку між рядами t_1 вибирають умови статичної міцності стінки по перемичках між отворами кріпильних елементів. Якщо елементи кріплення розташовані в шаховому порядку, то повинна виконуватися умова:

$$\frac{t_1}{d} \geq 0.56 \frac{t}{d} + 0.28$$

$$P_3^{cp} = 4978 \text{ H}.$$

Найвигідніший крок $t = 15 \text{ мм}$, виберемо заклепку, що працює на зсув діаметром $d = 3,5 \text{ мм}$, матеріал сталь 30ХМА ($P_{cp} = 5000 \text{ H}$).

Аналогічно розраховуємо кріплення для 2–го та 3–го перерізів.

2–й переріз :

$$P_3^{cp} = 3714 \text{ H}.$$

Найвигідніший крок $t = 15 \text{ мм}$, виберемо заклепку, що працює на зсув діаметром $d = 4 \text{ мм}$, матеріал сталь 15А ($P_{cp} = 4400 \text{ H}$).

4.5.3.2 З'єднання стійки з поясом.

З'єднання стінки і пояса в зоні приєднання підкріплюючої стійки виявляється більш навантаженим. Тут позначаються зусилля діючі на стійку при її роботі у якості підкріплюючого елемента. Зусилля, що сприймається одним кріпильним елементом по одній площині зрізу в цьому з'єднанні, розраховуємо за емпіричною формулою:

$$P_{з(б)}^{cp} = \frac{0,1 t_{факт} \delta_{факт} Q}{m(0,4 F_{ст.факт} + t_{факт} \delta_{факт})},$$

тут m – число кріпильних елементів, що приєднують стійку до ребра пояса.

$$P_3^{cp} = 4286 \text{ H}$$

Виберемо заклепку, що працює на зсув діаметром $d = 4 \text{ мм}$, матеріал Сталь 15А ($P_p = 4400 \text{ H}$).

Аналогічно розраховуємо кріплення для 2–го та 3–го перерізів.

2–й переріз:

$$P_3^{cp} = 2856 \text{ Н.}$$

Виберемо заклепку, що працює на зсув діаметром $d = 4 \text{ мм}$, матеріал Д16П ($P_p = 33140 \text{ Н}$).

3–й переріз:

$$P_3^{cp} = 1982 \text{ Н.}$$

Найвигідніший крок $t = 12,5 \text{ мм}$, виберемо заклепку, що працює на зсув діаметром $d = 3 \text{ мм}$, матеріал таль15А ($P_{cp} = 2470 \text{ Н}$).

4.5.3.3 З'єднання підкріплюючої стійки зі стінкою.

У поєднанні стінки зі стійкою найчастіше використовують заклепки, які розташовані в один ряд і навантажені зусиллями відриву. Зусилля, яке сприймає одна заклепка в такому з'єднанні, визначають за формулою:

$$P_{з(б)}^{отр} = ct_1 \delta_{факт} \sigma_{\epsilon}$$

де t_1 – крок кріпильних елементів з'єднання;

σ_{ϵ} – межа міцності матеріалу стінки;

c – коефіцієнт, що приймає значення 0,22 для односторонніх стійок, і значення 0,15 – для двосторонніх.

Задаючись кроком заклепок, визначаємо зусилля відриву, що діє на одну заклепку:

$$P_3^{отр} = 3712 \text{ Н}$$

Виберемо заклепку, що працює на відрив діаметром $d = 4 \text{ мм}$, ($P_p = 5020$).

Аналогічно розраховуємо кріплення для 2–го та 3–го перерізів.

2-й переріз:

$$P_3^{отр} = 3712 \text{ Н.}$$

Виберемо заклепку, що працює на відрив діаметром $d = 3,5 \text{ мм}$, ($P_p = 3950$).

4.5.3.4 З'єднання пояса з панеллю.

Кріпильні елементи поздовжніх з'єднань поясів і панелей крила навантажуються потоком дотичних зусиль, що виникають в результаті сприйняття кесонною частиною крила крутного моменту. Якщо відомий крутний момент, зусилля зрізу, що діє на один кріпильний елемент, визначають за формулою:

$$P_{з(б)}^{ср} = \beta \frac{M_{кр} t_2}{\Omega m},$$

де $M_{кр}$ – крутний момент у розрахунковому перерізі крила;

t_2 – крок кріпильних елементів у поєднанні пояса з панеллю;

Ω – подвоєна площа кесонної частини крила $\Omega = 1(m^2)$;

m – число рядів кріпильних елементів $m = 2$;

β – коефіцієнт нерівномірності, що приймається рівним 1,1.

Величина крутного моменту може бути визначена як :

$$M_{кр} = Q_{\Sigma} (x_{ц.жс} - x_{ц.д}),$$

де $x_{ц.жс} = 0.4 * b$ – положення центру жорсткості крила в розрахунковому перерізі;

$x_{ц.д} = 0.33 * b$ – положення центру тиску крила в розрахунковому перерізі.

$$M_{кр} = 138694,9 \text{ Нм},$$

$$P_3^{ср} = 1396,38 \text{ н.}$$

Крок $t = 17,5 \text{ мм}$; виберемо заклепку, що працює на зсув діаметром $d = 3,5 \text{ мм}$, матеріал Д18П. ($P_p = 1010 \text{ Н}$).

2- й переріз:

$$M_{кр} = 63046,43 \text{ Нм},$$

$$P_3^{ср} = 610,485 \text{ Н.}$$

Крок $t = 10 \text{ мм}$; виберемо заклепку, що працює на зсув діаметром $d = 2,6 \text{ мм}$, матеріал Д18П ($P_p = 1010 \text{ Н}$).

3– й переріз:

$$M_{кр} = 9415,902 \text{ Нм},$$

$$P_3^{ср} = 301,09 \text{ Н}.$$

Крок $t = 10 \text{ мм}$; виберемо заклепку, що працює на зсув діаметром $d = 2,6 \text{ мм}$, матеріал Д18П ($P_p = 1010 \text{ Н}$).

4.6 Дослідження впливу параметрів агрегату на його масу.

Визначимо вплив положення перерізу проектованого лонжерону на його масу. Для цього необхідно визначити площу поперечного перерізу кожного елемента. Помножуючи площу поперечного перерізу елемента на щільність матеріалу з якого він виготовлений отримаємо лінійну масу поперечного перерізу лонжерону. Площі поперечних перерізів елементів визначаємо у Cad програмі КОМПАС. Масою кріпильних елементів нехтуватимемо. Розрахунок лінійних мас поперечних перерізів зведемо до таблиці 4.2.

Таблиця 4.2

<i>Номер перерізу</i>	<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>
Площа пояса лонжерона верхнього, м^2	$1100 \cdot 10^{-6}$	$600 \cdot 10^{-6}$	$150 \cdot 10^{-6}$
Щільність матеріалу верхнього пояса, $\text{кг}/\text{м}^3$	2780	2780	2780
Лінійна маса верхнього пояса, $\text{кг}/\text{м}$	3,06	1,67	0,42
Площа пояса лонжерона нижнього, м^2	$1200 \cdot 10^{-6}$	$670 \cdot 10^{-6}$	$160 \cdot 10^{-6}$
Щільність матеріалу нижнього пояса, $\text{кг}/\text{м}^3$	2780	2780	2780
Лінійна маса нижнього пояса, $\text{кг}/\text{м}$	3,34	1,86	0,45
Площа стінки, м^2	$340 \cdot 10^{-6}$	$190 \cdot 10^{-6}$	$100 \cdot 10^{-6}$
Щільність матеріалу стінки, $\text{кг}/\text{м}^3$	2780	2780	2780
Лінійна маса стінки, $\text{кг}/\text{м}$	0,95	0,53	0,28

Сумарна лінійна маса перерізу, кг/м	7,35	4,03	1,15
-------------------------------------	------	------	------

4.7 Проектувальний розрахунок з'єднань та стиків агрегату з фюзеляжем.

Для розрахунку стикового вузла будемо використовувати вихідні дані, подані у таблиці 4.3.

Таблиця 4.3

<i>№</i>	<i>Параметр</i>	<i>Позначення</i>	<i>Величина</i>
	Щільність матеріалу стикового вузла, кг/м ³	RO	7850
	Згинальний момент у стиковому вузлі, Нм	MI	116000000
	Висота стикового вузла, м	H	0,197
	Кількість провущин	NP	2
	Кількість площин зрізу	NC	4
	Відношення відстані від осі болта до кореневої стійки до діаметра болта	M	1,5
	Коефіцієнт геометрії провущини	Y	1
	Гранична напруга матеріалу стикового вузла, МПа	SB	120000000
	Гранична дотична напруга матеріалу стикового вузла, МПа	TB	65000000
	Напруги зминання матеріалу стикового вузла, МПа	SSP	120000000
	Гранична напруга матеріалу болта, МПа	SSB	120000000
	Гранична дотична напруга матеріалу болта, МПа	TP	65000000

Розрахунок ведемо за програмним забезпеченням каф. 103. Результати розрахунку наведено у табл. 4.4

Таблиця 4.4

Висота провухини, м	0,0580
Діаметр стикового болта, м	0,0203
Відстань від центру болта до вертикальної стійки, м	0,0305
Розрахункова товщина провухини на розрив, м	0,0156
Розрахункова товщина провухини на зріз, м	0,0171
Розрахункова товщина провухини на зминання, м	0,0118
Прийнята товщина провухини, м	0,0171
Маса провухини, кг	0,8310

4.8 Прогнозування ресурсу агрегату в регулярних та нерегулярних зонах.

При виконанні проектувального розрахунку поясів лонжерону було застосовано припущення щодо співвідношення напруги.

Величини розрахункових напруг у поясах лонжеронів для ресурсу у 20000 польотів рівні:

$$\frac{\sigma_{pc}}{\sigma_B} = 0,81, \quad \frac{\sigma_{pp}}{\sigma_B} = 0,7.$$

За заданим рівнем розрахункових напруг необхідно визначити максимальне значення відношення b/δ .

Таким чином, прогнозований ресурс агрегату становить 20000 польотів.

4.9 Уточнення геометричних та конструктивних параметрів агрегату.

При проектувальному розрахунку для спрощення було прийнято припущення – переріз лонжерону прямий, тобто кути між основними елементами, що входять до

складу лонжерону – прямі. Однак конструктивною особливістю даного лонжерону є те, що він знаходиться дуже близько до носка профілю крила. Саме в цьому місці у профілі крила є велика кривизна з ухилом к носку.

Таким чином, необхідно виконувати малковку прямих спроектованих перерізів поясів лонжерону. Кут малковки у цьому перерізі становить 5°.

При виконанні побудови майстер– геометрії агрегату та його теоретичного та складального креслення внесемо відповідне уточнення геометрії.

4.10 Посібник з технічної експлуатації проектованого агрегату літака.

Проектований лонжерон входить до складу конструктивно-силової схеми крила. Так як окремо від крила даний агрегат не може експлуатуватися, складається керівництво з експлуатації до крила.

Зняття та встановлення крила.

Попередження:

Забороняється встановлення використаних розернених болтів і гайок, а також шплінтів, що вже були у використанні.

Болти з хрестоподібним шліцем загортувати тільки викрутками під хрестоподібний шліц.

Зняття крила.

Примітка:

При знятті консолі крила необхідно відстикувати від фюзеляжу одночасно обидві консолі, а потім від'єднати потрібну консоль від іншої.

Перед зняттям обох консолей необхідно підготувати на робочому місці два візки для розтикування крила, гідропідйомники з ложементами, підйомний кран з пристосуванням для підймання консолей та необхідний інструмент.

Зняття консолей крила.

Зняти два праві та два ліві тандери. Кріплення хвостових частин нервюр до діафрагми каркасу заднього залізу по шпангоуту, для чого відкрити нижні люки в залізі фюзеляжу.

Розшплінтувати, відвернути гайки і зняти болти вузлів кріплення заднього лонжерона крила до шпангоуту фюзеляжу.

Вивернути болти кріплення кронштейна до поперечної балки шпангоуту.

Зняти контрвочний дріт і вивернути болти кріплення правого та лівого бортових косинців крила до бортових косинців фюзеляжу.

Розшпінтувати та відвернути корончасті гайки, зняти стикові болти вузлів кріплення носового лонжерона крила до шпангоуту фюзеляжу.

Обережно і рівномірно опустити консолі на необхідну величину, користуючись домкратами на візку і попередньо забравши гідропідйомники, встановлені під консолями. За допомогою домкратів візка встановити одну з консолей паралельно землі і вивести крило з– під літака у бік піднятої консолі.

Встановлення крила.

Перед стикуванням оглянути консолі, переконатися у відсутності дефектів та розконсервувати, якщо вони були законсервовані.

Оглянути стикові місця та вузли на консолях крила та фюзеляжу, переконатися в їх чистоті та відсутності дефектів.

Встановити фюзеляж у лінію польоту за нівелювальними точками.

Зістикувати обидві консолі між собою в порядку, зворотному їх розстикуванню.

Провести попередню установку консолей крила на фюзеляж у порядку зворотному їх зняттю.

Провести попереднє нівелювання крила згідно з нівелювальним паспортом.

Усунути можливі похибки шляхом встановлення прокладок.

Виконати остаточне нівелювання крила. Результати нівелювання занести до нівелювального паспорта літака.

5. Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання систем літака

5.1 Проектування та моделювання силової установки

5.1.1 Проектування паливної системи

5.1.1.1 Визначення запасу палива, схеми розміщення паливних баків, схеми подачі та палива до двигуна.

Приймаємо за паливо гас Т– 1, властивості якого наводяться у таблиці 5.1.

Таблиця 5.1

Марка гасу	$\rho, \frac{\text{КГ}}{\text{М}^3}$	$\nu, \frac{\text{М}^2}{\text{С}}$	$\alpha, \frac{\text{КГ}}{\text{Л}} \cdot \text{С}^\circ$	$P_{t1}, \text{Па}$
Т– 1	835	$1,63 \cdot 10^{-6}$	$8 \cdot 10^{-4}$	3333

Паливна система літака є послідовною. Паливо з усіх баків за допомогою насосів, що перекачують, подається у витратні баки (їх на літаку 2), а з них подається до двигуна. Така схема дає можливість зменшити вагу конструкції та застосувати простішу систему управління. Подача палива є комбінованою.

Після баків паливо проходить системою до двигуна. В системі є паливний акумулятор, фільтри тонкого та грубого очищення, витратоміри, насоси плунжерного типу. Так само встановлені витратоміри при вході в паливну автоматику та інші пристрої та агрегати.

Паливна автоматика – система управління подачі палива безпосередньо в двигун. Так як двигун на літаку ТРДДФ, то мережа включає живлення камери згоряння, а також форсажної камери. На вході до паливної автоматики стоїть фільтр. Якщо фільтр забивається або пошкоджується, в обвід фільтра в системі знаходиться перепускний клапан, на якому встановлена фільтрова сітка. Після блоку фільтрації за допомогою насоса високого тиску паливо потрапляє у форсунки камери згоряння двигуна. У випадку, якщо літак виходить на форсажний режим, за насосом високого тиску встановлений кран подачі палива до мережі форсажної камери.

При залишку у витратних баках 1000 літрів спалахує в кабіні пілотів лампа «ЗАЛИШОК 1000 Л», а 400 літрів у кабіні пілота запалюється лампа «Критичний залишок палива» – «КЗП 400 Л».

Знайдемо максимальний обсяг палива, який можуть вмістити консолі крила
 $V_{\text{МАХКР}} = 2,64 \text{ м}^3$

Тоді максимальна кількість палива, яке можуть умістити консолі крила:

$$m_{\text{МАХТ}} = V_{\text{МАХКР}} \cdot \rho_{\text{T}},$$

$$m_{\text{МАХТ}} = 2,0 \text{ т},$$

Де $\rho_{\text{T}} = 0,835 \text{ т/м}^3$ – щільність палива.

Решту палива помістимо у фюзеляжні паливні баки.

Визначимо кількість палива, необхідну літаку при дальності польоту $L = 1200 \text{ км}$ та крейсерському режимі: висота польоту $H = 11000 \text{ м}$, швидкість польоту $V = 1300 \text{ км/год}$.

Годинна витрата палива:

$$q_{\text{ГОД}} = P \cdot C_p,$$

де $P = 76700 \text{ Н}$ – тяга двигуна, тоді:

$$q_{\text{ГОД}} = 2 \cdot 76700 \cdot 0,015;$$

$$q_{\text{ГОД}} = 2300 \text{ кг/година}.$$

Кілометрова витрата палива

$$q_{\text{КМ}} = \frac{q_{\text{ГОД}}}{V};$$

$$q_{\text{КМ}} = \frac{2300}{1300}; \quad q_{\text{КМ}} = 1,75 \text{ кг/км}.$$

Тоді необхідна маса палива:

$$m = q_{\text{КМ}} \cdot L;$$

$$m = 1,75 \cdot 1200; \quad m = 2123 \text{ кг}.$$

Після розрахунків приймаємо, що маса палива з необхідним аварійним запасом дорівнює: $m_{\text{П}} = 2,2 \text{ т}$.

5.1.1.2 Схема заправлення паливом.

Загальні вимоги до заправки паливом:

- 1. Літаки повинні мати систему централізованої заправки паливом. Допускається заправка зверху через заливні горловини.

- 2. Система централізованої заправки повинна бути розрахована на продуктивність 500 л/хв через кожен приймач (горловину) при тиску заправного палива $4,5 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$ (450 кПа), якщо немає спеціальних обмежень на швидкість заправки.
- 3. Система централізованої заправки паливом повинна забезпечувати:
 - одночасне та роздільне заповнення паливом усіх груп баків;
 - автоматичне, надійне та дубльоване обмеження максимального рівня палива в баках та запобігання бакам та трубопроводам літака та заправника від підвищення тиску в них вище допустимого. При цьому об'єм баків, що недозаправляється (до передбаченої заправки) повинен бути мінімальним, але в разі необхідності допускається дозаправка через верхні заливні горловини;
 - просте та зручне під'єднання із землі заправних пістолетів паливозаправників або шлангів наземних ємностей;
 - Збереження в допустимих межах центру тяжкості літака в процесі заправки;
 - звільнення трубопроводів від палива для запобігання його виливанню при від'єднанні пістолета або шлангу від приймача заправки.
- У системі заправки баків паливом повинні передбачатися заходи, що запобігають виникненню електростатичних розрядів у паливному просторі баків.
- Забірники палива або входи в насоси підкачування в баках повинні бути обладнані захисною сіткою розміром комірки не більше 2.5 мм для виключення можливості потрапляння в трубопровід випадкових предметів.

При заправці паливом літака забезпечено централізоване заправлення та заправлення паливом кожного бака окремо. При автоматичному заправленні автоматично фіксується тиск у баку за допомогою датчиків заправки. А також забезпечено рівномірне централізоване заправлення через заправну горловину централізованої заправки.

Схема заправки паливом показана на рисунку 5.1.1

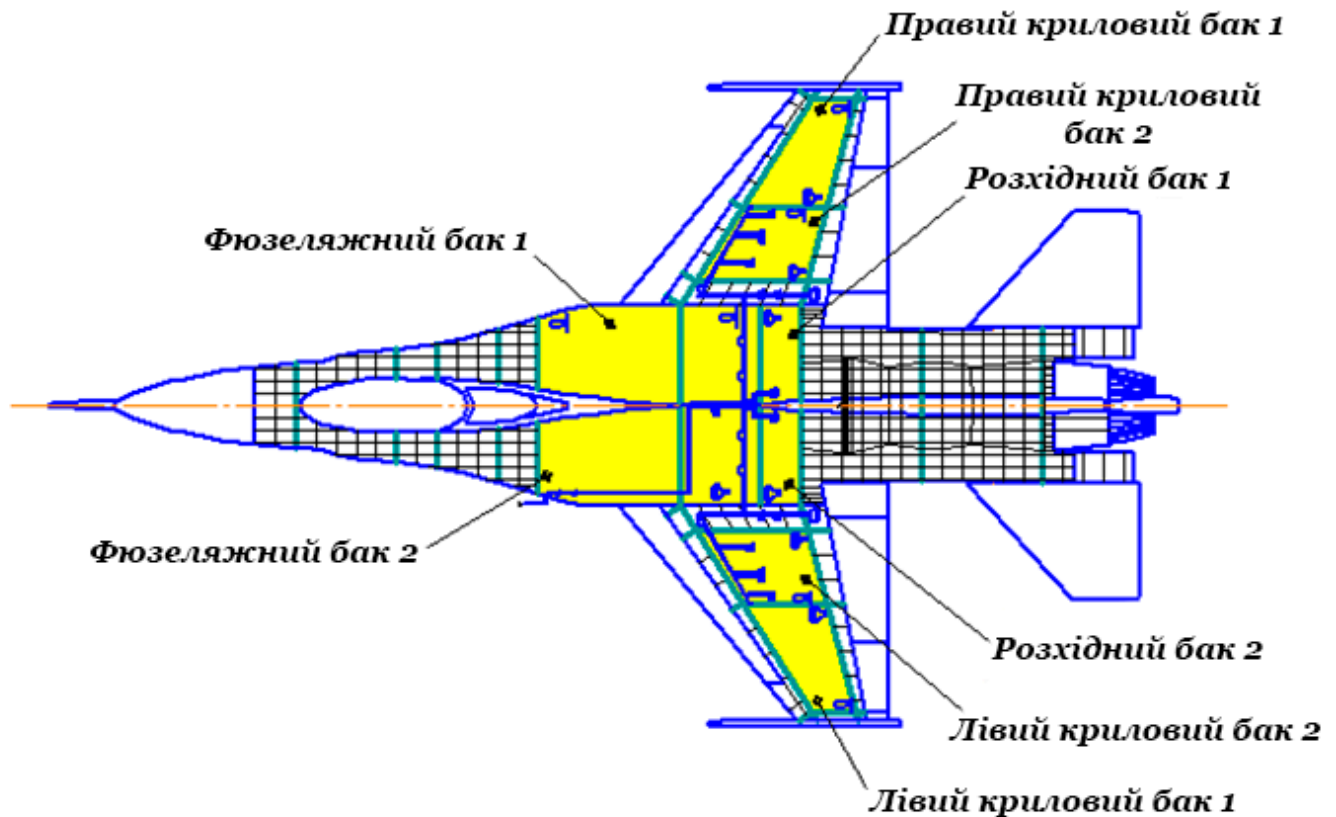


Рисунок 5.1.1 – Схема заправки паливом

5.1.1.3 Розрахунок паливної системи на висотність

Паливна система розраховується на висотність для випадків, коли необхідно перевірити роботу магістралей подачі палива до двигуна у найбільш несприятливих умовах польоту. До таких випадків належать:

- політ на висоті максимальної швидкості (нижче стелі на 2– 3 км);
- політ на стелі (перевірочний розрахунок);
- політ на режимі, що відповідає максимальній витраті палива (злітний режим).

1. Основний розрахунковий випадок, що відповідає польоту з максимальною швидкістю на висоті, нижче стелі на 2– 3 км.

Вважається, що двигун працює на максимальному режимі, швидкість польоту максимальна, положення літака і перевантаження приймаються найбільш не вигідними за впливом на тиск перед насосом підкачування на двигуні. Розрахунок системи проводиться для пружності парів $Pt_{1/4}$, що відповідає максимальній розрахунковій температурі палива (не нижче + 40 °С).

Збільшення температури палива призводить до зменшення щільності палива, збільшення пружності парів, зростання швидкісного перебігу палива в трубопроводах (що призводить до зростання гідравлічних опорів).

2. Політ на стелі (перевірочний розрахунок). Приймається, що двигун працює на максимальних режимах, а інерційні втрати P_r дорівнюють нулю.

3. Політ на режимі, що відповідає максимальній витраті палива.

Двигун працює на максимальному режимі, паливо приймається найбільш в'язким, температура повітря та палива – мінімальною ($-60\text{ }^\circ\text{C}$). У цьому випадку гідравлічні втрати у системі будуть максимальними.

Для проектувального розрахунку паливної системи на висотність з відомою висотою польоту використовується залежність для тиску біля входу в насос, що підкачує ($P_{\text{вх}}$) на двигуні:

$$P_{\text{вх}} = P_{\text{н}} + \Delta P_{\text{б}} + \Delta P_{\text{п.н.}} \pm \gamma_{\text{т}} \cdot (y_{\text{б}} - y_{\text{дв}}) - \sum \Delta P_2 - \frac{\gamma_{\text{т}} \cdot v_{\text{т}}^2}{2 \cdot g} \pm P_j \geq P_{t4/1} + \Delta P_{\text{кав.н.д.}},$$

де:

- $P_{\text{н}}$ – тиск на розрахунковій висоті;
- $\Delta P_{\text{б}}$ – тиск, створюваний у баку рахунок швидкісного напору на заданій висоті чи рахунок системи наддува баків газом;
- $\Delta P_{\text{п.н.}}$ – тиск (надлишковий), що створюється насосом бака, що підкачує.;
- $\gamma_{\text{т}}$, $v_{\text{т}}$ – питома вага та швидкість руху палива в трубопроводах, відповідно;
- $y_{\text{б}}$, $y_{\text{дв}}$ – мінімальний рівень палива в баку та рівень розташування підкачувального насоса на двигуні щодо прийнятої лінії відліку;
- g – прискорення вільно падаючого тіла;
- $P_{t4/1}$ – тиск насиченої пари для заданого палива;
- $\Delta P_{\text{кав.н.д.}}$ – кавітаційний запас тиску, необхідний для безкавітаційної роботи паливного насоса двигуна, що підкачує.

Сумарні втрати на гідравлічний опір $\sum P_r$ складаються з опору від тертя $\Delta P_{\text{тер}}$ та місцевих гідравлічних опорів $\Delta P_{\text{М}}$.

$$\sum \Delta P_{\text{тер}} = \Delta P_{\text{тер}} + \Delta P_{\text{М}},$$

Втрати тиску через опір тертя визначаються за формулою:

$$\Delta P_{\text{тер}} = \lambda \frac{l}{d_T} \frac{\gamma_T \cdot v_T^2}{2 \cdot g},$$

де :

- коефіцієнт опору тертя;
- l – довжина трубопроводу;
- γ_T, v_T – відповідно питома вага та швидкість руху палива.

Коефіцієнт опору тертя λ змінюється залежно від режиму руху палива, що визначається числом Рейнольдса:

$$Re = \frac{v_T \cdot d_T}{\nu_T},$$

де:

- ν_T – швидкість руху палива;
- ν_T – Коефіцієнт кінематичної в'язкості.

Для ламінарного режиму руху палива, коли $Re \leq 2300$, коефіцієнт опору тертя

$$\lambda = \frac{64}{Re},$$

Для турбулентного режиму руху, коли $3 \cdot 10^3 < Re < 10^5$, коефіцієнт опору тертя

$$\lambda = \frac{0.316}{\sqrt[4]{Re}},$$

Місцеві опори виникають при зміні перерізу (швидкості) або напрямку потоку, що супроводжується вихреутворенням, зміною поля швидкостей перерізу потоку і призводить до втрат тиску ΔP_M :

$$\Delta P_M = \sum \xi_M \frac{\gamma_T \cdot v_T^2}{2 \cdot g},$$

де:

- v_T – швидкість палива (зазвичай за місцем втрат);
- ξ_M – Коефіцієнт місцевого опору, що визначається експериментально.

Інерційні втрати тиску викликаються силами інерції в паливній магістралі, що виникають під час руху літака з прискоренням, і визначаються за формулою:

$$P_{ji} = \gamma_T \cdot n_i \cdot \sum l_i,$$

де:

- n_i – Коефіцієнт перевантаження в напрямку відповідної осі, який визначається виходячи з аеродинамічного розрахунку літака;
- $\sum l_i$ – сумарні проекції на вісь і усієї довжини магістралі.

Для магістралі подачі палива

$$P_j = \gamma_T \cdot [n_x \cdot l_x + (n_y - 1) \cdot l_y + n_z \cdot l_z],$$

де l_x, l_y, l_z – сумарні проекції на осі x, y, z усієї довжини магістралі.

Інерційні втрати можуть бути як позитивними, так і негативними. У напрямку осей x і z перевантаження зазвичай невеликі, проте довжини трубопроводів можуть бути більшими, у напрямі осі y істотної виявляється перевантаження.

Стосовно підкачувального насоса, встановленого безпосередньо на баку, за тиском на вході ($P_{вс}$) повинна виконуватися умова:

$$P_{вс} = P_H + \Delta P_6 \geq P_{t4/1} + \Delta P_{\text{кав.н.б}},$$

де $\Delta P_{\text{кав.н.б}}$ – потрібний кавітаційний запас підкачувального насоса.

Розрахунок системи проводимо на ЕОМ.

5.1.2 Протипожежна система.

Протипожежна система літака покликана забезпечувати безпеку літака за аварійних ситуацій.

Протипожежна система представлена у вигляді балонів, у яких знаходиться фреон, та системи трубопроводів. На літаку встановлені температурні датчики і при підвищенні градієнта температури 1 град/секунду спрацьовує електродатчик. Інформація про зміну параметрів надходить у блок безпеки бортової центральної електрообчислювальної машини (БЦЕОМ). Команда після БЦЕОМ спрацьовує протягом кількох мілісекунд і виводить сигнал «ПОЖЕЖА» на табло, що знаходиться в кабіні пілота, і подається звукова інформація про пожежу в тій чи іншій секції літака. Пілот реагує та включає електроклапан запуску фреону з балонів. Електроклапан знаходиться у балоні. У протипожежній мережі літака встановлено

крани пропуску. (При виникненні пожежі у відсіку баків, фреон у відсік двигунів не надходить, що сприяє економії фреону та раціональному його використанні). У системі є 2 балони.

Гасіння відбувається в таких відсіках:

- відсік двигуна;
- відсік форсажної камери.

5.1.3 Розробка схеми масляної системи.

Масляна система літака це одна з основних життєво важливих систем силової установки літака.

Вона призначена для забезпечення змащення тертьових поверхонь двигуна і відведення тепла від його агрегатів і деталей, що викликається тертям, а також для винесення твердих частинок, які утворюються між деталями, що труться.

Припинення подачі масла, навіть короткочасне, призводить до перегріву двигуна, руйнування його підшипників, заклинювання валів, відриву лопаток, повного руйнування двигуна.

Масло в літаках також може використовуватися як робоча рідина.

Маслосистема складається з двох ділянок: зовнішньої та внутрішньої. Зовнішня ділянка – складова частина силової установки, а внутрішній – складова частина безпосередньо двигуна.

Масляна система, встановлена на літаку, за своєю класифікацією є двоконтурною. Особливостями такої системи є наявність підкачувального насоса, і перебіг масла за двома контурами: основним і додатковим.

Схема масляної системи представлена на рисунку 4.2.

Робота масляної системи відбувається за таким принципом.

Масло з маслобака ємністю 12,8 л надходить у систему за допомогою шестерного насоса. Потім через зворотний клапан і за допомогою підкачувального шестерного насоса подається на фільтр тонкого очищення. У районі фільтра тонкого очищення (ФТО) встановлено датчики температури та тиску. Датчик температури подає інформацію про температуру масла БЦЕОМ, звідки показання виводяться на панельну дошку в кабіні пілота. При підвищенні температури за межі допустимих норм у кабіні засвічується лампочка "ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА". Датчик тиску контролює тиск у системі та передає інформацію за таким же принципом, як і датчик

температури. При підвищенні тиску спрацьовує запобіжний клапан, і масло через нього прямує до ФТО. Якщо тиск впав – у кабіні пілота загоряється лампочка «ТИСК МАСЛА ДВ 1», «ТИСК МАСЛА ДВ 2» і спрацьовує разова команда на бортовому самописці. Масло, що пройшло через двигун, за допомогою відкачувальних насосів направляється на фільтр грубого очищення, а потім на повітровіддільник. Відокремлене повітря подається в маслобак, а масло йде на радіатор, де відбувається його охолодження. Надалі масло подається в контур подачі масла у двигун або через жиклер в маслобак. (Рисунок 5.1.2)

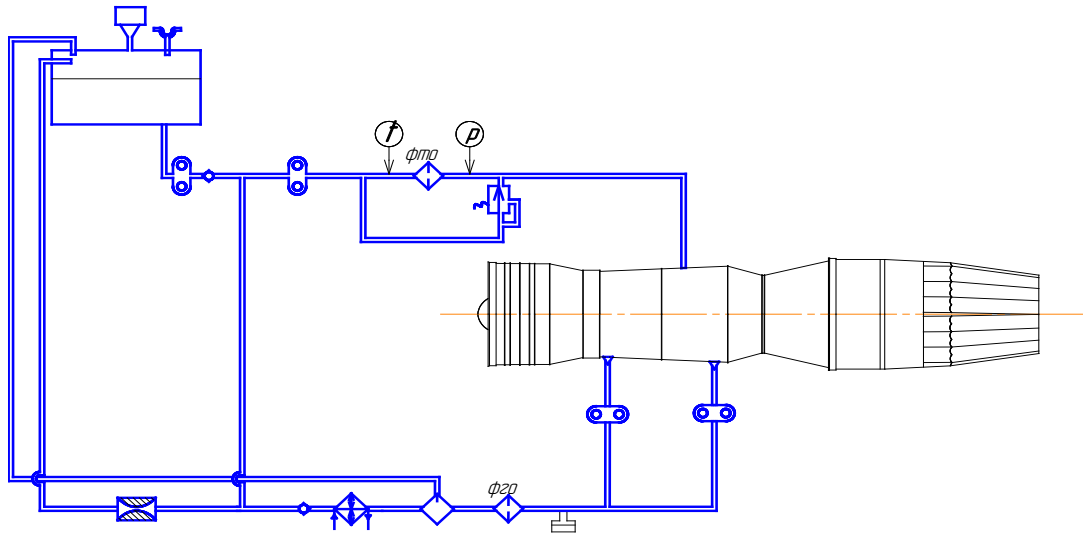


Рисунок 5.1.2 – Принципова схема масляної системи

5.2 Експлуатація паливної системи.

Паливна система літака призначена для забезпечення живлення паливом двигунів на всіх режимах роботи, а також охолодження агрегатів та блоків літакових систем та обладнання.

Паливна система експлуатується на паливі ямРТ, ТС – 1 або їх сумішах у будь-яких пропорціях. Паливо розміщено у баках № 1 та № 2 лівої та правої консолей крила, у баках № 1 та № 2 фюзеляжу та витратних баках, які також розміщені у фюзеляжі.

Передбачені такі варіанти заправки літака паливом: повна, основна та часткова. При основній заправці заправляються лише баки №1 та №2 крила та витратні баки у фюзеляжі. При повній заправці заправляються всі баки. Заправка баків проводиться закритим способом – під тиском або відкритим – через заливні горловини. При частковій заправці баки заправляються відкритим способом повністю, контроль візуально або контроль паливоміру. Паливо із баків виробляється через витратні баки

фюзеляжу автоматично. Порядок виробітку палива регулюється системою паливовимірювання СТР7–2АК.

Послідовність виробітку палива з баків наступна:

- При повній заправці:
 - повністю з бака № 1 фюзеляжу,
 - повністю з бака № 2 фюзеляжу,
 - повністю з баків № 2 крила
 - повністю з баків № 1 крила,
 - повністю із витратних баків.
- При основній заправці:
 - повністю з баків № 2 крила,
 - повністю з баків № 1 крила,
 - повністю із витратних баків.

Порядок виробітку палива з баків вказаний для безфорсажних режимів роботи. На форсажних режимах або режимі аварійного зливу допускається підробіток палива з чергового бака до висвічування на покажчику індикатора системи паливомірно–витратомірного (ІСТР) світлосигналу про закінчення виробітку попереднього бака. Кількість палива залежить від величини витрати палива на зазначених режимах і тривалості роботи на даному режимі.

Порядок виробітку палива контролюється за індикатором паливоміру–витратоміру ІСТР2–6К. На індикаторі за шкалою "Р" визначається залишок палива у всіх баках, а за шкалою "Т" залишок палива у витратному баку.

При еволюціях літака можливе короткочасне висвічування (згаснення) зазначених сигналів.

При дії пульсових та від'ємних навантажень подача палива до двигунів здійснюється з бачків–акумуляторів, розташованих у витратних баках.

При дії позитивних близьколонульових перевантажень подача палива до двигунів на форсажних і безфорсажних режимах забезпечується підкачувальними насосами.

У паливній системі передбачено аварійне зливання палива. Увімкнення аварійного зливу здійснюється вимикачем ЗЛИВ ПАЛИВА. Аварійний злив палива слід виконувати на обертах двигуна $N_2 = 80...90\%$, на висотах менше 11000 м та швидкостях 360÷800 км/год. Контроль за зливом здійснюється за шкалами ІСТР. Припинення аварійного зливу здійснюється відключенням вимикача ЗЛИВ ПАЛИВА.

При залишку палива 1000 кг і менше відбувається автоматичне відключення аварійного зливу, після чого необхідно відключити вимикач ЗЛИВ ПАЛИВА.

5.3 Експлуатація системи пожежогасіння.

Система пожежогасіння призначена для виявлення та гасіння пожежі у рухових відсіках фюзеляжу. Система одноразової дії.

Сигналізація про пожежу здійснюється системою СПС, яка складається із шестиканального виконавчого блоку та 23 термодатчиків.

При досягненні певного значення температури в руховому відсіку на лівому пульті кабіни загоряється лампа ПОЖЕЖ ДВИГУН, на приладовій дошці почне блимати сигнальна лампа ПОЖЕЖ і прослуховується телефонна мовна інформація "Пожежа двигуна".

Засоби гасіння пожежі включають:

- дві кнопки пожежогасіння;
- вогнегасник;
- систему трубопроводів та колекторів.

6. Розрахунок характеристик економічної ефективності

6.1 Бізнес план: історія фірми, характеристика літака, аналіз ринку збуту, маркетинг, кадри та управління, аналіз ризиків та їх запобігання, аналіз конкурентоспроможності проектованого літака.

Структурна схема послідовності складання бізнес – плану представлена на рисунку 6.1.1

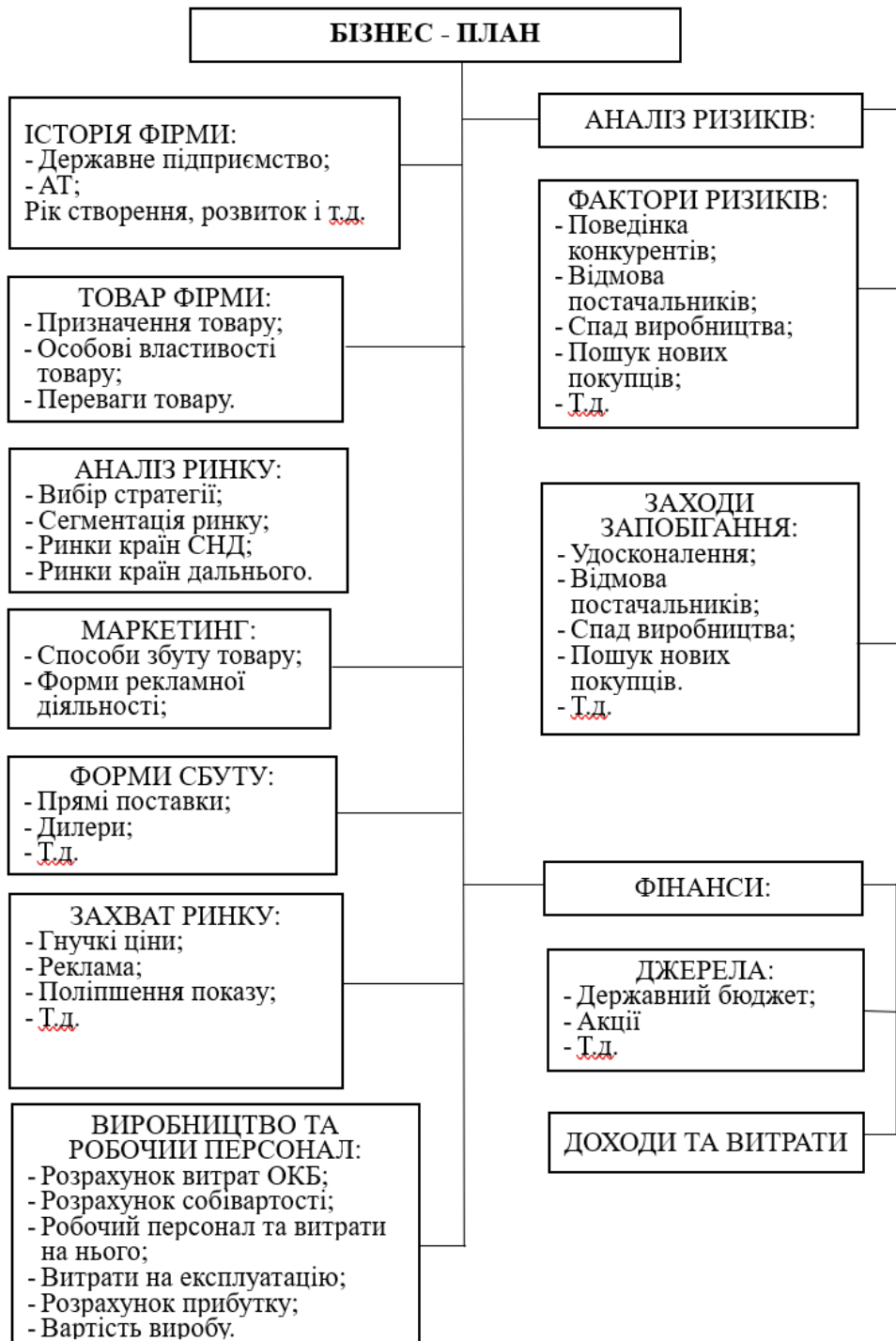


Рисунок 6.1.1 Бізнес – план авіаційного підприємства

6.1.1 Історія фірми та характеристика літака.

F-16 – американський багатофункціональний легкий винищувач четвертого покоління, розроблений компанією General Dynamics. У 1993 року General Dynamics продала свій авіабудівний бізнес компанії Lockheed Corporation.

F-16, завдяки своїй універсальності та відносно невисокій вартості, є наймасовішим винищувачем четвертого покоління (Лютого 2012 року побудовано понад 4500 літаків) і має успіх на міжнародному ринку озброєнь, перебуває на озброєнні 25 країн. Останні з 2,231 F – 16 для ВПС США були передані замовнику в 2005 року. Модернізований F – 16 буде вироблятися на експорт як мінімум до 2013 року.

Виробництво літаків F-16 Fighting Falcon у США велося на головному підприємстві фірми «Дженерал дайнемікс» у Форт– Уорті. ВПС США замовили фірмі понад 2650 літаків F – 16, експортні замовлення перевищують 500 машин (Ізраїль, Єгипет, Пакистан, Венесуела, Південна Корея, Туреччина, Греція, Таїланд). Винищувачі F – 16 для ВПС Данії, Бельгії, Нідерландів та Норвегії будувалися на підприємствах у Бельгії та Нідерландах, при цьому частина комплектуючих виробів постачалась із США. Загалом для цих країн планувалося побудувати 512 літаків.

F-16 являє собою моноплан із середньорозташованим крилом і двигуном у хвостовій частині фюзеляжу. Плавне зчленування крила та фюзеляжу дозволяє забезпечити створення фюзеляжем додаткової підйомної сили на великих кутах атаки. Конструкція на 78,3% виконана з алюмінієвих сплавів, 4,2% складають титанові сплави, 4,2% – вуглепластик та 3,7% – сталь.

У другій половині 1980-х років літаки F-16 C/D були обладнані засобами зниження помітності (металізований ліхтар кабіни з внутрішньої сторони, застосовані радіопоглинаючі матеріали в зоні повітрязабірників).

Існує кілька модифікацій винищувача:

- F-16A – одномісний багатоцільовий винищувач переважно для дій у світлий час доби. Перший серійний варіант F-16. Виробництво завершено у березні 1985 року. Випускається лише для іноземних замовників;
- F-16B – двомісний навчально– бойовий варіант F-16A. Виробництво для ВПС США припинено 1985 року;
- F-16C – одномісний вдосконалений багатоцільовий винищувач. Постачається ВПС США з липня 1984 року;
- F-16D – двомісний навчально-бойовий варіант F-16C. Постачається ВПС США з вересня 1984 року;

- F-16 ADF – винищувач ППО для національної гвардії ВПС США. У цей варіант у 1989-1992 – роках модифіковані 279 раніше побудованих F-16A і F-16B .

Політичні зміни у СРСР викликали США різке зниження військових витрат. Винищувачі F-16 ADF почали знімати з озброєння. Частина літаків була виставлена на продаж як "проста та дешева" альтернатива "складним і дорогим" літакам F/A-18 Hornet та МіГ-29. Багато виставлених на продаж ADF встигли налітати зовсім небагато, і їхня вартість була зовсім невеликою.

6.1.2 Аналіз ринку збуту.

Цей літак відноситься до класу бойових літаків покоління 4+. Особливістю даних літаків є висока маневреність, велика надзвукова швидкість. На даних літаках застосовується комп'ютерна система управління, що полегшує пілоту управління літаком, а також ведення бойових дій. На відміну від літаків 5 покоління на літаках даного типу приділяється мало уваги помітності радіолокації. Такий підхід знижує ефективність застосування цього літака. Водночас цей факт говорить про те, що вартість такого літака буде значно нижчою, ніж у літаків 5 покоління. Таким чином, потенційними покупцями є країни з економікою, що розвивається, які не мають власного виробництва авіаційної техніки.

6.1.3 Маркетинг.

6.1.3.1 Форма збуту.

Літак збуватиметься способом прямого продажу. Оскільки ціна літака досить висока, а орієнтовний ринок збуту країни з економікою, що розвивається, то найімовірніше покупці будуть брати кредит у країни постачальника.

На підприємстві існує відповідна служба – відділ збуту та відділ зовнішньоекономічних зв'язків. Тут проводяться детальні дослідження ринків, опрацьовуються варіанти потенційних партнерів і налагоджуються зв'язку. У результаті переговорів укладається договір про постачання товару до певного терміну, у певній кількості, за певною ціною та відповідною якістю. Враховуються гарантійний ресурс експлуатації авіаційної техніки, комплектація та додаткове оснащення кожного літака.

6.1.3.2 Реклама.

Для успішного просування товару над ринком необхідно зробити відповідну рекламу.

Рекламу розглядають, як інформацію про споживчі властивості товару, як вид комунікативного зв'язку між виробником та споживачем. Це засіб формування попиту, для того, щоб дати інформацію про властивості товару та порушити у можливих покупців інтерес та позитивне ставлення до цього товару та виробника.

Форми реклами, прийнятні даного літака:

- реклама в Internet (Web сервер);
- друкована реклама;
- реклама в пресі та на телебаченні;
- Фірмові видання, барвисті ілюстрації з необхідними характеристиками в престижних світових авіаційних каталогах;
- Книги, фотоальбоми, значки;
- зовнішня реклама – плакати, вивіски;
- участь у міжнародних авіасалонах та авіашоу.

6.1.3.3 Кадри та управління.

Необхідна кваліфікація робітників визначається з досвіду роботи та складності виконуваних робіт.

Штат працівників цехів підприємства формується так:

- бюро праці та зарплати цеху розраховує необхідну кількість основних та допоміжних робітників, інженерно– технічний працівник та молодший обслуговуючий персонал, подають заявку на необхідних працівників у відділ кадрів заводу;
- відділ кадрів направляє працівників до цеху, де відбувається співбесіда з начальником цеху;
- якщо працівник відповідає необхідним вимогам, він зараховується до цеху і йому призначається випробувальний термін, протягом якого він має підтвердити свою кваліфікацію.

6.1.3.4 Аналіз ризиків та їх запобігання.

Фактори ризику.

При впровадженні у виробництво та розробки нового ринково орієнтованого виробу стикаються з такими труднощами:

- невизначеність у досягненні результату;
- суб'єктивність на користь різних учасників проекту, множинність критеріїв оцінки.

Ризик – міра мінливості чи невпевненості віддачі, що складається з очікуваних надходжень та прибутків від інвестицій.

Чим ризикованіша операція, тим більший обсяг прибутку може бути отриманий.

При оцінці ризиків необхідно враховувати два фактори:

- Обсяг фінансування;
- Фактор часу.

Розрізняють два види ризиків:

- 1) Диверсифікований – це фінансовий ризик фірми.
- 2) Залежить від нестабільності цін на матеріали, нестабільності попиту на продукцію, що збувається, страйків і т. д.
- 3) Чи не диверсифікований – ризик самої системи в цілому.

Залежить від зростання цін на енергоносії, політичну нестабільність, інфляцію, соціальні конфлікти.

6.1.3.5 Запобіжні заходи.

Для скорочення ризиків можливе застосування різних застережень під час укладання договору.

Для мінімізації диверсифікованих ризиків встановлюють у контракті ковзну ціну і формулу, за якою вона повинна розраховуватися.

Також ціна виражається подвійно:

- Валютна ціна (конвертована);
- Валюта платежу (національна валюта).

Для компенсації інших типів ризиків є страхування .

Страхування – це фінансове забезпечення можливих збитків, зниження або повна компенсація збитків.

Також при постачанні сировини, обладнання, готових виробів необхідно укладати суміжні зв'язки , що значно зменшує ступінь ризику підприємства.

6.1.3.6 Аналіз конкурентоспроможності проектного літака

Дані для аналізу конкурентоспроможності представлені у таблиці 6.1. Під порівнюваними варіантами маються на увазі характеристики літаків прототипів. В результаті аналізу робимо висновок, що літак, що проектується, є конкурентоспроможним за наведеними характеристиками і за загальним їх показниками навіть перевершує існуючі аналоги розглянуті в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1 – Аналіз конкурентоспроможності

№	Найменування показників якості	Єдиний. вимір.	Коеф. вагомості b_i	Абсолютні показники якості виробу								
				Наше вироб	F-15	МіГ-27	F/A-18	Су-27	МіГ-29М	Су-35	Торнадо ADV	Гіпотетичний
1	Тягоозброєність	–	0,15	0,65	0,5	0,58	0,56	0,79	0,8	0,84	0,54	0,84
2	Коефіцієнт корисної віддачі	–	0,1	0,31	0,123	0,1	0,28	0,19	0,14	0,24	0,3	0,31
3	Швидкопідйомність	м/с	0,15	280	204	300	270	300	300	300	260	300
4	Мах швидкість	км/год	0,25	2	2,5	2,7	1,8	2,35	2,35	2,5	2,2	2,7
5	Практична стеля	км	0,15	16,75	18,3	19	15,24	18,5	20	18	17	20
6	Питоме навантаження на крило	даН/м ²	0,1	560	535	400	670	460	450	538	500	670
7	Ціна виробу	млн. дол.	0,1	20	15	14,6	18	15	10	20	10	10

Відносні показники якості виробу

Наш виріб		F-15		МiГ-27		F/A-18		Су-27		MiГ-29М		Су-35		Торнадо ADV		Гіпотетичний	
k_{ij}	$k_{ij} \times b_i$	k_{ij}	$k_{ij} \times b_i$	k_{ij}	$k_{ij} \times b_i$	k_{ij}	$k_{ij} \times b_i$	k_{ij}	$k_{ij} \times b_i$	k_{ij}	$k_{ij} \times b_i$	k_{ij}	$k_{ij} \times b_i$	k_{ij}	$k_{ij} \times b_i$	k_{ij}	$k_{ij} \times b_i$
0,77	0,2	0,6	0,09	0,7	0,105	0,67	0,1	0,94	0,14	0,95	0,143	1	0,15	0,64	0,09	1	0,1
1	0,1	0,4	0,04	0,32	0,55	0,9	0,09	0,6	0,06	0,45	0,045	0,77	0,077	0,97	0,097	1	0,1
0,94	0,14	0,68	0,102	1	0,15	0,9	0,135	1	0,15	1	0,15	1	0,15	0,87	0,131	1	0,15
0,74	0,185	0,93	0,23	1	0,25	0,67	0,17	0,87	0,22	0,87	0,22	0,93	0,233	0,81	0,2	1	0,25
0,84	0,126	0,92	0,138	0,95	0,18	0,76	0,114	0,93	0,14	1	0,15	0,9	0,135	0,85	0,13	1	0,15
0,84	0,084	0,8	0,08	0,6	0,06	1	0,1	0,69	0,069	0,67	0,067	0,8	0,08	0,75	0,075	1	0,15
0,5	0,05	0,67	0,067	0,69	0,082	0,56	0,056	0,67	0,067	1	0,1	0,5	0,05	1	0,1	1	0,1
Узагальн ючий показник	0,81		0,747		0,88		0,765		0,846		0,874		0,875		0,823		1

6.2 Фінансування проекту: джерела фінансування, доходи та витрати – розрахунок витрат на проектування та виробництва, розрахунок собівартості, прибуток ціни, розрахунок мінімальних власних коштів фірми, визначення точки беззбитковості, розрахунок прямих, непрямих витрат

6.2.1 Джерела фінансування.

Так як даний літак випускатиметься на підприємстві значна частка в якому належить державі, то для реалізації проекту держава виділяє частину коштів із державного бюджету. Частина коштів підприємство бере у вигляді кредиту банку. Частина коштів може бути внесена у вигляді попередньої оплати за товар, Міністерством Оборони.

6.2.2 Доходи та витрати.

Розрахунок витрат на проектування та виробництво.

Сумарні витрати на проектування визначаються за такою формулою:

$$C_{\text{пр}} = 1,5 \cdot K_{\text{нво}} \cdot T_{\text{пл}}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma(M+1)}{a^{M+1}},$$

де: $Z_{\text{пр}}$ – Витрати на проектування, тис. дол.; $K_{\text{нво}}$ – Коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески, відрахування, $K_{\text{нво}} = 1,61$; $m_{\text{пл}}$ – маса планера літака з обладнанням, включаючи масу цільового навантаження та екіпажу без маси силової установки, $m_{\text{пл}} = 16,4$ т; $\gamma(M+1)$ – гамма– функція, $\Gamma(M+1) = 3,32336$; M – максимальна кількість M польоту, $M = 2,1$; a – Параметр, що характеризує ймовірне відхилення випадкової величини від числа M , $a = 0,0109$;

$$C_{\text{пр}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 16,4^{0,1} \cdot \frac{3,32336}{0,109^{3,7}} \approx 32000 \text{ тис. дол.}$$

Витрати виготовлення кожного з дослідних зразків визначаються за визначенням:

$$C_{N \text{ изг}} = 1,5 \cdot K_{\text{нво}} \cdot m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V - 0,2_{\text{max}},$$

де: V_{max} – максимальна швидкість польоту літака, $V_{\text{max}} = 2120$ км/година; N – порядковий номер дослідного зразка;

$$Z_{1 \text{ изг}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot (16,4)^{1,237} \cdot 2120^{0,699} \cdot 1^{-0,2} = 25873 \text{ тис. дол.};$$

$$Z_{2 \text{ виг}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot (16,4)^{1,237} \cdot 2120^{0,699} \cdot 2^{-0,2} = 21000 \text{ тис. дол.};$$

$$З_{3 \text{ виг}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot (16,4)^{1.237} \cdot 2120^{0.699} \cdot 3^{-0.2} = 19980 \text{ тис. дол.};$$

$$З_{4 \text{ изг}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot (16,4)^{1.237} \cdot 2120^{0.699} \cdot 4^{-0.2} = 20640 \text{ тис. дол.};$$

$$З_{5 \text{ изг}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot (16,4)^{1.237} \cdot 2120^{0.699} \cdot 5^{-0.2} = 17650 \text{ тис. дол.}$$

Сума витрат на виготовлення п'яти дослідних зразків:

$$\Sigma C_{N \text{ виг}} = 105143 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на доведення та випробування дослідних зразків визначаються за формулою:

$$C_{\text{исп.д.}} = 1,5 \cdot K_{\text{нво}} \cdot 10^4 \cdot n_{\text{ло}}^{-0.9} \cdot (1 + 0.01(n_{\text{ло}} - 1)) \cdot k,$$

де: $k = 1$; $n_{\text{ло}} = 5$ – Число дослідних зразків,

$$З_{\text{исп.д.}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 10^4 \cdot 5^{-0.9} \cdot (1 + 0,01 \cdot 4) \cdot 1 = 100190 \text{ тис. дол.}$$

Загальні витрати ОКБ визначаються за такою формулою:

$$З_{\text{окб}} = З_{\text{пр}} + З_{\text{изг}} + З_{\text{исп.д.}}$$

$$З_{\text{окб}} = 32000 + 105143 + 100190 = 237333 \text{ тис. дол.}$$

$$\text{Вартість проекту: } 1,25 \cdot 237333 = 296666,25 \text{ тис. дол.}$$

6.2.3 Розрахунок собівартості, прибутку та ціни літака.

Розрахунок повної середньої собівартості одного літака з річного випуску $N_{\text{шт}}$ проводиться виходячи із запланованого загального випуску літаків. Умовно потреба у проектованому літаку з урахуванням експорту становить 300 штук за загальний період випуску 10 років. Етапи реалізації проекту (серійний випуск) подано у таблиці 6.2.

Таблиця 6.2 – Етапи реалізації проекту (серійний випуск)

Роки	1	2	3	4	5	6
Кількість літаків	5	15	30	50	100	100

Витрати на основні матеріали, сировину та напівфабрикати визначаються за формулою

$$M_0 = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{до}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg N},$$

де $m_{\text{до}}$ – Маса конструкції в тоннах, $m_{\text{до}} = 12 \text{ т}$.

Результат розрахунку подано у таблиці 6.3.

Таблиця 6.3 – Витрати на основні матеріали, сировину та напівфабрикати

Кількість літаків за роками випуску	M_0 на 1 літак, дол.	M_0 на N літаків, тис. дол.
5	112028,07	560140,36
15	76262,67	1143940,1
30	59850,78	1795523,3
50	49983,25	2499162,48
100	39268,095	3926809,52
100	39268,095	3926809,52

Витрати придбання вхідних готових виробів, включаючи вартість системи управління, бортове устаткування та спец. обладнання визначаються наступною залежністю:

$$П = 1,95 (-329 + 0,313 \cdot M_{\text{max}} + 22,3 m_{\text{ПС}}) N^{-0,129},$$

де $m_{\text{ПС}}$ – маса порожнього літака, $m_{\text{ПС}} = 12 \text{ т}$.

Результати розрахунку представлені в таблиці 6.4.

Таблиця 6.4 – Витрати придбання готових виробів

Кількість літаків за роками випуску	П на 1 літак, тис. дол.	П на N літаків, тис. дол.
5	57,96	289,8
15	176,1	2641,5

30	353,6	10608
50	590,5	29523,6
100	1182,5	118250
100	1182,5	118250

Розрахуємо витрати на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального технологічного оснащення. Трудомісткість виготовлення технологічного комплексу оснастки визначається залежністю:

$$T_k = (2,943 + 0,0775 m_{\text{ПС}} - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot m_{\text{ПС}}^2) \cdot 1,05^n,$$

де $T_{\text{до}}$ – трудомісткість виготовлення технологічного комплексу оснастки;

n – загальна кількість двигунів, встановлених літаком.

$$T_k = (2,943 + 0,0775 \cdot 12 - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot 12^2) \cdot 1,05^1 = 4,025 \text{ млн. нормо-годин.}$$

Загальні витрати на виготовлення, ремонт і відновлення спеціальної технологічної оснастки виражаються залежністю:

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{до}} \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5,$$

$$D_{o1} = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64$$

$$D_{o1} = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 300 + 0,64 = 1,321.$$

$$D_{o2} = 1,2 - 0,005\chi,$$

$$D_{o2} = 1,2 - 0,005 \cdot 25 = 1,075.$$

$$D_{o3} = 10^{-2} [220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2}],$$

$$K_3 = 10^{-2} [220 - \sqrt{250,6^2 - (25 - 220)^2}] = 0,626.$$

$$D_{o4} = 1,48; D_{o5} = 1$$

$$T_{\text{осн}} = 4,025 \cdot 1,321 \cdot 1,075 \cdot 0,626 \cdot 1,48 \cdot 1 = 5,3 \text{ млн. нормо-годин.}$$

Величина витрат на виготовлення спецоснащення визначається за формулою:

$$CO = T_{\text{осн}} \cdot \bar{C}$$

$$CO = 5300000 \cdot 2,7 = 14310 \text{ тис. дол.}$$

де \bar{C} – вартість виробництва однієї нормо– години спеціального технологічного оснащення, що дорівнює 2,7 доларів.

Витрати на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального технологічного оснащення, що припадає на один літак, виражаються залежністю:

$$C3 = \frac{CO}{N_1 + N_2}$$

$$CO_{\square c} = \frac{14310}{5+15} = 715.5 \text{ тис. дол.}$$

Розрахуємо постановочні витрати, пов'язані з освоєнням у серійному виробництві нового літака та розробкою технологічного процесу його виготовлення. Величина постановочних витрат провадиться у відсотках від витрат на спеціальне технологічне оснащення. Результати розрахунку представлені у таблиці 6.5.

Таблиця 6.5 – Визначення величини постановочних витрат

Діапазон номерів літаків	Сумарні витрати за кількістю літаків у діапазоні номерів	Сумарні витрати, тис. доларів
з 1 по 2	$2 \cdot 0,44 \cdot 715,5$	629,64
з 3 по 3 0	$30 \cdot 0,43 \cdot 715,5$	9229,95
з 3 1 до 5 0	$5 0 \cdot 0,4 \cdot 715,5$	14310
з 5 1 до 200	$2 0 0 \cdot 0,33 \cdot 715,5$	47223
з 2 01 до 3 0 0	$30 0 \cdot 0,3 \cdot 715,5$	64395
Разом:		135787,59

Розрахунок постановочних витрат за роками випуску літаків представлено таблиці 6.6

Таблиця 6.6 – Постаночні витрати за роками випуску літаків

Рік	Розрахунок витрат за роками випуску	Витрати на річний обсяг випуску, тис. доларів
1	$(2 \cdot 0,44 + 3 \cdot 0,43) \cdot 715,5$	2577,96
2	$15 \cdot 0,43 \cdot 715,5$	7662,6

3	$(30 \cdot 0,43 + 10 \cdot 0,4) \cdot 715,5$	20077,2
4	$(20 \cdot 0,4 + 50 \cdot 0,33) \cdot 715,5$	29106
5	$100 \cdot 0,33 \cdot 715,5$	39204
6	$100 \cdot 0,33 \cdot 715,5$	39204
Разом:		137831,76

Визначимо величину спеціальних витрат для проведення випробувань серійних літаків. Ця величина за номерами випущених літаків наведено у таблиці 6.7, а, по рокам випуску літаків – у таблиці 6.8.

Таблиця 6.7 – Визначення величини спеціальних витрат за номерами випущених літаків

Діапазон номерів літаків	Сумарні витрати за кількістю літаків у діапазоні номерів	Сумарні витрати тис. доларів
з 1 по 2	$2 \cdot 0,33 \cdot 715,5$	472,23
з 3 по 50	$47 \cdot 0,3 \cdot 715,5$	10088,55
з 51 по 80	$29 \cdot 0,29 \cdot 715,5$	6017,355
з 81 по 300	$219 \cdot 0,2 \cdot 715,5$	31338,9
–	–	–
Разом:		47917,015

Таблиця 6.8 – Розрахунки спеціальних витрат за роками випуску літака

Рік	Розрахунок витрат за роками випуску	Витрати на річний обсяг випуску, тис. доларів
1	$(2 \cdot 0,33 + 3 \cdot 0,3) \cdot 715,5$	1853,28
2	$15 \cdot 0,3 \cdot 715,5$	3219,75
3	$(20 \cdot 0,29 + 10 \cdot 0,2) \cdot 715,5$	5580,9

4	$(20 \cdot 0,2 + 3 \cdot 0,19) \cdot 715,5$	6940,35
5	$100 \cdot 0,19 \cdot 715,5$	13594,5
6	$100 \cdot 0,19 \cdot 715,5$	13594,5
Разом:		81092,88

Витрати на заробітну плату, нараховану за роботу з безпосереднього виготовлення літака, розраховуються за такою формулою:

$$Z_0 = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{до}}^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{\text{пр}},$$

де $K_{\text{пр}}$ – коефіцієнт, враховує підвищення продуктивності праці робочих протягом часу від розробки проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака, на початок серійного виробництва, $K_{\text{пр}} = 1,08^{-5} = 0,68$.

Розрахунок представлений у таблиці 6.9.

Таблиця 6.9 – Витрати на зарплатню

Кількість літаків за роками випуску	Z_0 на 1 літак, дол.	Z_0 на N літаків, тис. дол.
5	658147	3290,735
15	938051,89	14070,78
30	1143004,4	34290,13
50	1379488,07	68974,4
100	1718447,9	171744,9
100	1718447,9	171744,9

Непрямі витрати цехів основного виробництва розраховуються за такою формулою:

$$\text{КРЦ} = 1,92 \cdot 3,04 \cdot Z_0 \cdot N^{-0,129}.$$

Розрахунок непрямих витрат представлений у таблиці 6.10.

Таблиця 6.10 – непрямі витрати цехів основного виробництва

Кількість літаків за роками випуску	КР_ц на 1 літак, дол.	КР_ц на N літаків, тис. дол.
5	4727862,6	23639,3
15	7665309,78	114979,6
30	10340806,5	310224,19
50	13285463,3	664273,17
100	18054426,06	1805442,6
100	18054426,06	1805442,6

Непрямі загальнозаводські витрати визначаються залежністю:

$$КР_3 = 1,92 \cdot 3,701 \cdot 3_0 \cdot N^{-0,359} .$$

Розрахунок непрямих загальнозаводських витрат представлений у таблиці 6.11.

Таблиця 6.11 – Непрямі загальнозаводські витрати

Кількість літаків за роками випуску	КР₃ на 1 літак, дол.	КР₃ N літаків , тис. дол.
5	8317661,8	41588,3
15	17582827,9	263742,4
30	27592116,56	827763,5
50	38691124,6	986543,2
100	63445063,24	6344506,3
100	63445063,24	6344506,3

Розрахуємо величини обов'язкових платежів, податків, відрахувань, які включаються до собівартості продукції.

Витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників усіх категорій промислово– виробничого персоналу, що включаються до заводської середньої собівартості літака, розраховується за формулою:

$$З_{\text{ППП}} = K_{\text{ЗППП}} (З + \text{ПР} + З_0 + \text{КР}_{\text{Ц}} + \text{КР}_{\text{З}}),$$

де $K_{\text{ЗППП}} = 0,235$.

Загальна сума обов'язкових внесків, податку на додану вартість та одновідсоткових відрахувань на непередбачені витрати розраховується за такою формулою:

$$\text{ВН}_{\text{ЗАГ}} = 0,72 \cdot \frac{З_{\text{ППП}_i} \cdot N_i}{100}.$$

Відрахування на будівництво, реконструкцію, ремонт та утримання автомобільних доріг визначається залежністю:

$$\text{ПРО}_{\text{ДОР}_i} \cdot N_i = 0,01523 \cdot C_i N_i.$$

Для розрахунку собівартості річної програми випуску літаків без відрахувань на утримання доріг (N_i), необхідно визначити недостатні елементи цих витрат: короткострокові банківські позички та відсотки за ними.

Розрахуємо розміри короткострокових банківських позичок і витрат за оплату відсотків із них. Величина чистого прибутку на першому році серійного виробництва використовується відповідно до формули:

$$N_i \cdot C_{\text{БІ}} = N_i \cdot (C_{\text{баз}_i} - \sum_{j=1}^{i-1} \text{П}_{\text{ч}_j}), \text{ при } (i=2, n), (j=1, i-1),$$

для розрахунку банківської позички другого року виробництва і т.д., до повного закінчення розрахунків за всіма елементами всіх років випуску літаків відповідно до десятирічної програми.

Величина витрат на оплату відсотків за банківськими позиками становить 25% від розмірів позички, а саме $0,2 \cdot N_i \cdot C_i$.

Річні витрати заводу $N_i \cdot C_{\text{З}_i}$, що включаються до заводської собівартості продукції за всіма роками випуску літаків, визначається за формулою:

$$З_3 = M_0 + \text{ПІ} + З_{\text{С}} + \text{ПР} + \text{СР} + З_0 + \text{КР}_{\text{Ц}} + \text{КР}_{\text{З}} + \text{ОВЗ} + \text{Н}_{\text{ДС}} + \text{Н}_{\text{КОМ}} + \text{ПРО}_{\text{ДОР}} + \text{ПКС}.$$

Річні витрати заводу, що включаються до заводської собівартості продукції за всіма роками випуску літаків (без урахування вартості двигунів) визначаються за формулою:

$$N_i \cdot C_{\Pi} = 1,01 \cdot N_i \cdot C_3.$$

Розрахуємо собівартість двигунів, що купуються для літака, що проектується, за формулою:

$$Ц_{ДВ} = 0,015 \cdot K_{НВО} \cdot K_{СХ} \cdot K_{СДВ} \cdot R_{\max} \cdot (3400 - 10 \sqrt{R_{\max}}),$$

$$K_{СДВ} = \left(\frac{1500}{\sum n_{ДВ}} \right)^{0,5},$$

R_{\max} – Потяг двигуна, даН; $Дo_{СГ} = 1,5$, $Дo_{НВО} = 1,61$;

$\sum n_{ДВ}$ – кількість двигунів у серії,

$$\sum n_{ДВ} = N_C \cdot n_{ДВ} \cdot (1 + K_{зем} \cdot h_{зем}) \cdot (1 + K_{об}) \cdot \frac{T_{АМЗС}}{T_{АМДВ}},$$

де $n_{ДВ}$ – кількість двигунів, що встановлюються на одному літаку;

$K_{зем}$ – коефіцієнт, що дорівнює час роботи двигуна землі і повітря, рівний 0,2;

$h_{зем}$ – питома вага часу роботи двигуна землі у загальному льотному часі літака, рівний 0,05;

$K_{про}$ – коефіцієнт оборотного фонду двигунів даного типу, величина якого залежить від міжремонтного ресурсу двигуна, річного напрацювання годинника та часу перебування двигуна в обороті; приблизно $K_{об} = 0,2 - 0,3$.

$$\sum n_{ДВ} = 300 \cdot 2(1 + 0,2 + 0,05)(1 + 0,2) \frac{50000}{10000} = 4750;$$

$$K_{СДВ} = \left(\frac{1500}{4750} \right)^{0,5} = 0,531;$$

$$Ц_{ДВ} = 0,015 \cdot 1,61 \cdot 1,5 \cdot 0,531 \cdot 7500 \cdot (3400 - 10\sqrt{7500}) = 369,34 \text{ тис. дол.}$$

Запланований прибуток заводу від реалізації i – того річного випуску літаків розраховуються відповідно до формули:

$$N_i \cdot \Pi_i = P \cdot \frac{N_i \cdot C_{\Pi i}}{100},$$

де P – запланована рентабельність від одного літака серійним заводом, у відсотках для його повної собівартості (у разі приймаємо $P = 25\%$).

Запланований випуск товарної продукції на i – тий рік випуску розраховується за такою формулою:

$$N_i \cdot Ц_i = N_i \cdot (C_{\text{Пі}} + \text{П}_i) \text{ або } N_i = 1,25 \cdot N_c \cdot C_i.$$

Запланований чистий прибуток заводу від реалізації i – того річного випуску літаків розраховуються відповідно до формули:

$$N_i \cdot \text{П}_{\text{чi}} = 0,7 \cdot N_i \cdot \text{П}_i.$$

Ціна одного літака розраховується з відношення:

$$Ц_{\text{сi}} = \frac{N_i \cdot Ц_i}{N_i}.$$

Вищезазначені розрахунки представлені у таблиці 6.12.

Таблиця 6.12 – Зведена таблиця розрахунків собівартості продукції, вартості двигунів, товарної продукції заводу, ціни літака та прибутку по всіх роках випуску

Кількість літаків за роками випуску	5	15	30	50	100	100
$N_i \text{CO}_{\text{Ci}}$	715	14310	0	0	0	0
$N_i \text{ПР}_i$	2577	7662	20077	29106	39204	39204
$N_i \text{СР}_i$	1853	3219	5580	6940	13594	13594
$N_i \text{З}_{\text{oi}}$	3290	14070	34290	68974	171744	171744
$N_i \text{КР}_{\text{Цi}}$	23639	114979	310224	664273	1805442	1805442
$N_i \text{КР}_{\text{зи}}$	41588	263742	827763	986543	6344506	6344506
Разом:	73665,	417985	1197935	1755836	8374492	8374492
$N_i \text{M}_{\text{oi}}$	560140,	1143940	1795523	2499162,	3926809	3926809
$N_i \text{П}_i$	289	2641	10608	29523	118250	118250
Всього: N_i $\text{С}_{\text{базі}}$	634095	1564566	3004066	2008732	1241955	1241955
$N_i \text{З}_{\text{ПППi}}$	16269,	92474	275653	404318	1955765	1955765

ВН _{ЗАГАЛЬНІ}	585	9987	59541	145554	1408150	1408150
N _i C _{Бі}	25878	51717	66563	91523	115773	107401
N _i ПКС _i	7763,51	15515	19969	27456	34732	32220
N _i C _i (без дор)	33680	74023	100541	138826	178508	175996
N _i ПРО _{дор}	512	1127	1531	2114	2718	2680
N _i C _{зі}	34192	75150	102072	140940	181226	178676
N _i C _{Пі} (без двигунів)	34534	75902	103093	142350	183039	180463
2N _i Ц _{дві}	3793	3576	9536	16688	23840	23840
N _i C _{Пі} (з двигунами)	38328	79478	112629	159038	206879	204303
N _i Ц _{сі}	47910	99347	140786	198797	258598	255379
N _i П _i	9582	19869	28157	39759	51719	51075
N _i П _{чі}	6707	13908	19710	27831	36203	35753
Ц _{сі}	32650	30265	29654	25346	28453	26459

6.2.4 Розрахунок мінімальних власних коштів фірми.

Розрахуємо мінімальну суму власних коштів фірми, що починає випуск літаків даного типу

$$З_{СВБ} = \frac{\Phi_{\text{осн}} \cdot (C_{\text{П}} \cdot N)_{\text{max}}}{1000_{\text{ОКБ}} \cdot \text{SAM}}$$

$$З_{СВБ} = \frac{0,48 \cdot 206879,16}{1000} + 216635 = 216734,3 \text{ тис. дол.}$$

Внаслідок розрахунку встановлено, що підприємство є прибутковим. У середньому ціна літака становить 28 133 тис. доларів. При зростанні виробничої програми ціна знижуватиметься.

6.2.4.1 Визначення точки беззбитковості.

Для визначення точки беззбитковості побудуємо графічні залежності виручки від програми випуску та сумарних витрат виробництва від програми випуску. Ці залежності представлені рисунку 6.2.

Формула розрахунку точки беззбитковості у натуральному обчисленні (у штуках):

$$N_{\text{бн}} = Z_{\text{пост}} / (Ц - Z_{\text{порівн.пер}}),$$

де $Z_{\text{пост}} = 172276,76$ тис. дол. – сумарні постійні витрати, $Ц = 28133$ тис. дол. – середня ціна за літак, $Z_{\text{порівн.}} = 3567,2$ тис. дол. – середні змінні витрати на випуск одного літака. Таким чином, отримуємо: (Рисунок 6.2)

$$N_{\text{бн}} = 172276,76 / (28133 - 3567,2) \approx 15 \text{ шт.}$$

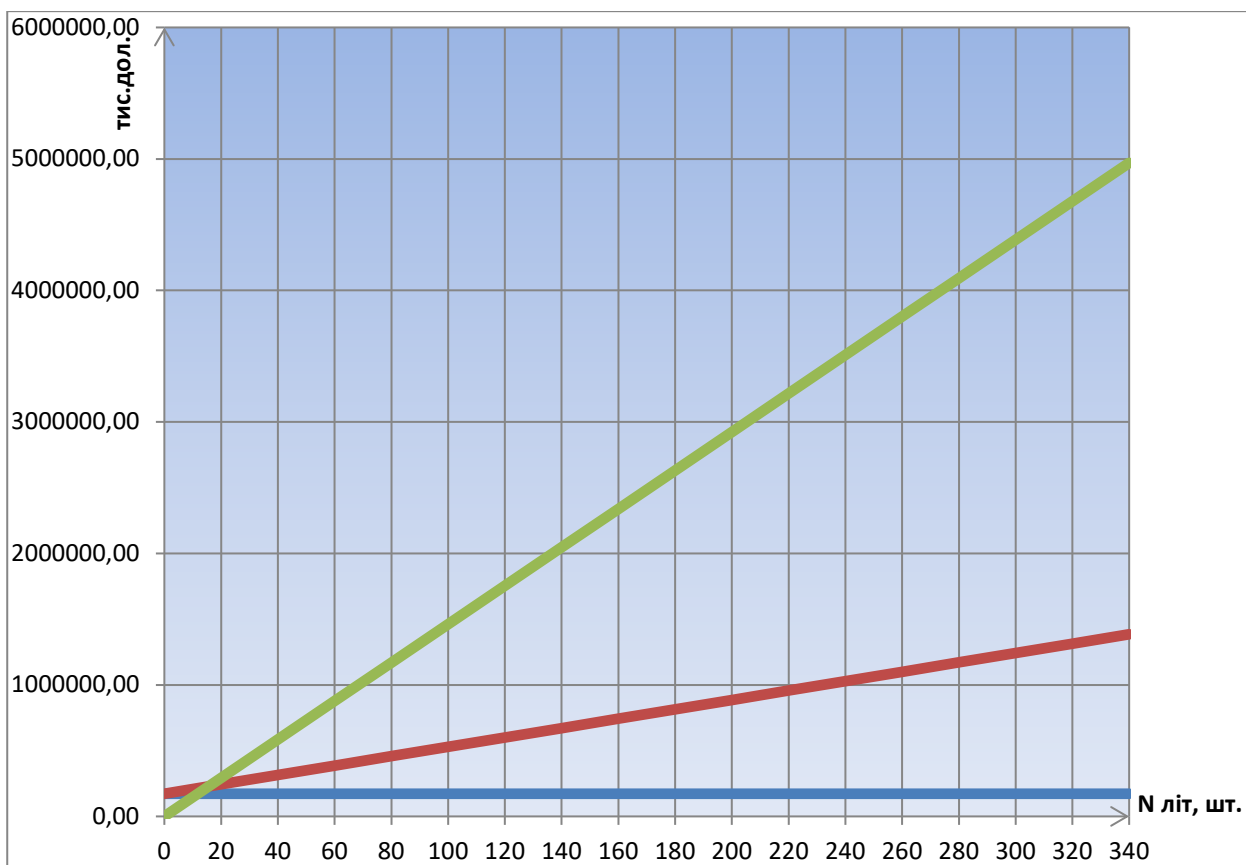


Рисунок 6.2 – Залежність витрат на виробництво та виручки від програми випуску літаків

Тобто дохід підприємства перевищуватиме витрати на виробництво за програми випуску понад 15 літаків. Вартість виробництва до точки беззбитковості становить близько 20 млн. доларів.

6.3 Повна собівартість експлуатації літака.

6.3.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху.

Виробляємо розрахунок витрат на експлуатацію літака та двигуна та собівартості перевезення однієї тонни на 1 км шляху.

6.3.2 Розрахунок прямих витрат.

Витрати на амортизацію та капітальні ремонти на одну годину роботи літака визначаються за формулою:

$$A_1 = 0,01 \cdot K_1 \cdot \text{Ц}_c \cdot \frac{1 + K_{PC} \cdot \left(\frac{T_C}{t_C} - 1\right)}{T_C},$$

$$K_{PC} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{\text{Ц}_c} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{14617 \cdot 10^3} = 0,112;$$

$$A_1 = 0,01 \cdot 1,065 \cdot 281337000 \cdot \frac{1 + 0,112 \cdot \left(\frac{50000}{5000} - 1\right)}{50000} = 6,25 \text{ доларів/годину}.$$

Витрати на амортизацію та капітальні ремонти на одну годину роботи двигуна визначаються за формулою:

$$A_2 = 0,01 \cdot K_2 \cdot n_{ДВ} \cdot \text{Ц}_{ДВ} \cdot \frac{1 + K_{P,ДВ} \cdot \left(\frac{T_C}{t_C} - 1\right)}{T_C},$$

$$K_{P,ДВ} = 0,15 + 4,15 \cdot 10^{-5} \cdot \left[1 - 0,2 \cdot \left(\frac{T_{ДВ}}{t_{ДВ}} - 1\right)\right] \cdot T_{ДВ},$$

$$K_{P,ДВ} = 0,15 + 4,15 \cdot 10^{-5} \cdot \left[1 - 0,2 \cdot \left(\frac{10000}{2000} - 1\right)\right] \cdot 10000 = 0,233,$$

$$A_2 = 0,01 \cdot 1,07 \cdot 2 \cdot 379340 \cdot \frac{1 + 0,233 \cdot \left(\frac{10000}{2000} - 1\right)}{10000} = 1,57 \text{ дол./год.}$$

Витрати на поточний ремонт та технічне обслуговування планера визначаються за формулою:

$$A_3 = 0,024 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot m_{П.С.}) \cdot m_{П.С.},$$

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,35 \cdot 2(0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 21000) \cdot 21000 = 128,6 \text{ дол./год.}$$

Витрати на поточний ремонт та технічне обслуговування двигунів визначаються за формулою:

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot n_{ДВ} \cdot \sqrt{R_{max}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{ДВ}},$$

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 2 \cdot 2 \cdot \sqrt{7500}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 10000} = 83,7 \text{ доларів/годину}.$$

Витрати із заробітної плати льотно– пілотажного складу (ЛПС):

$$A_5 = 100 \text{ дол/год}.$$

Витрати на паливо, що припадають на годину польоту, визначаються за формулою

$$A_6 = 1,5 \cdot b \cdot Ц_T \cdot m_{ТЧ} \cdot n_{ДВ} / T_{\Sigma},$$

$$A_6 = 1,5 \cdot 1,045 \cdot 10 \cdot (0,236 \cdot 26,976) \cdot 2 / 0,8 = 250 \text{ доларів/годину}.$$

Інші прямі витрати визначаються за такою формулою:

$$A_7 = 0,07 \cdot \sum_{i=1}^6 A_i,$$

$$A_7 = 0,07 (6,25 + 1,57 + 128,6 + 83,7 + 100 + 250) = 39,91 \text{ доларів / год}.$$

Прямі витрати, що припадають на годину польоту, визначаються:

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i,$$

$$A = 570,12 + 39,91 = 610,03 \text{ доларів / год}.$$

6.3.3 Розрахунок непрямих витрат.

Непрямі витрати на експлуатацію літака включають витрати на амортизацію, поточний ремонт, та утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів та плату наземного складу. Укрупнено визначаються як

$$B = 0,4 \left(\sum_{i=1}^7 A_i \right).$$

Непрямі витрати на годину польоту визначаються залежністю:

$$B = 0,4 \cdot A = 0,4 \cdot 610,03 = 244,01 \text{ доларів/година}.$$

Повна собівартість експлуатації літака на кілометр шляху розраховується за формулою:

$$З_{\text{ТКМ}} = (A+B) / (m_{\text{гр}} \cdot K_3 \cdot V_p)$$

$$З_{\text{ТКМ}} = (610,03+244,01) / (3,0 \cdot 0,65 \cdot 2700) = 0,244 \text{ дол/ткм} .$$

Список використаної літератури

1. Є.Т. Василевський, В.А. Гребеніков, В.Н. Ніколаєнко. Основні положення повітряного кодексу України та норм льотної придатності літаків транспортної категорії Харків ХАІ 2006, 332с.;
2. Єгер С.М. Проектування літаків: Підручник для студентів авіаційних ВНЗ / С. М. Єгер. - М.: Машинобудування, 1983 г., 616с.;
3. Клименко В.М., Кобилянський О.О., Малашенко Л.А. Наближене визначення основних параметрів літака : Навч . сел . - Х.: ХАІ, 1986;
4. Наближене визначення основних параметрів літака: Навч. посібник/В.М. Клименко, О.О. Кобилянський, Л.А. Малашенко, – Х.: Харк. авіац. ін-т, 1989.-54с.;
5. Житомирський Г.І. Конструкція літаків: підручник для вузів авіац. спеціальностей/Г. І. Житомирський. - М.: Машинобудування, 1991. - 400 с.;
6. Шульженко М.М. Конструкція літаків: підручник для вузів авіац. спеціальностей/М. Н. Шульженко. - М.: Машинобудування, 1971. - 224 с.;
7. Розрахунок аеродинамічних показників літака. Ч. 1/ В.І. Халявко.-Навч. посібник . - Харк. авіац. ін-т. 1991.-72с.;
8. Курочка Г.П. «Льотно-технічні характеристики, продовжена стійкість та керованість літака », – Навч. посібник: Вид. друге, перероб. і доп.-Харків: Держ. аерокосмічний ун–т «Харк. авіац. ін-т», 1999.-188с.;
9. Навчальний посібник для студентів спеціальності «Літаки та вертольоти» – Проектування лонжеронів крила літака. Л.В. Капітанова, В.М. Ніколаєнко, А.А. Редько, В.І. Рябков, С.В. Трубаєв, Т.Ц. Ципляєва. Харків «ХАІ» 2006;
10. Дибський П.В., Пехтерев В. Д. Паливні системи / Конспект лекцій з курсу "Силові установки літаків". – Х.: ХАІ, 1976. – 43с.;
11. Бабушкін А.І., введення в спеціальність "Економіка підприємств аерокосмічної промисловості ": навч. посібник.-Х.: Нац. аерокосмічний ун-т "ХАІ", 2000.-106 с.;
12. Конструкція літака F -16 fighting falcon;
13. Вільні джерела [інформації https://uk.wikipedia.org/wiki/F-16_Fighting_Falcon, https://en.wikipedia.org/wiki/General_Dynamics_F-16_Fighting_Falcon];
14. [<https://aerospaceweb.org/>];
15. [<https://www.xflight.de/>];
16. [<https://armyinform.com.ua/2023/02/04/malovidomi-fakty-pro-legendarnyj-f-16-fighting-falcon/>];
17. [<https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104505/f-16-fighting-falcon/>];

Додаток А

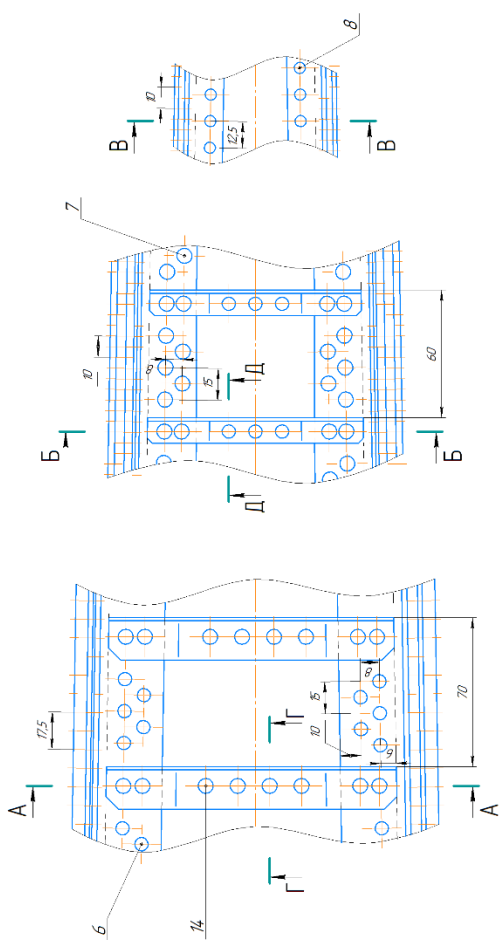
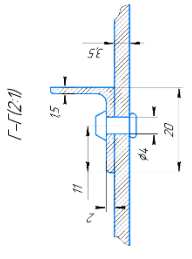
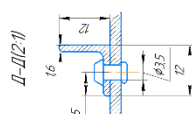
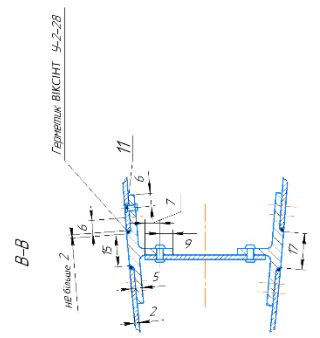
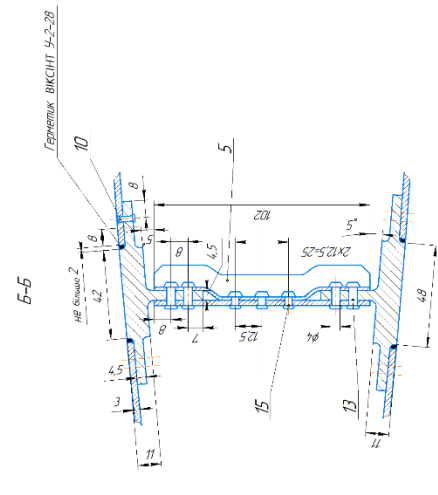
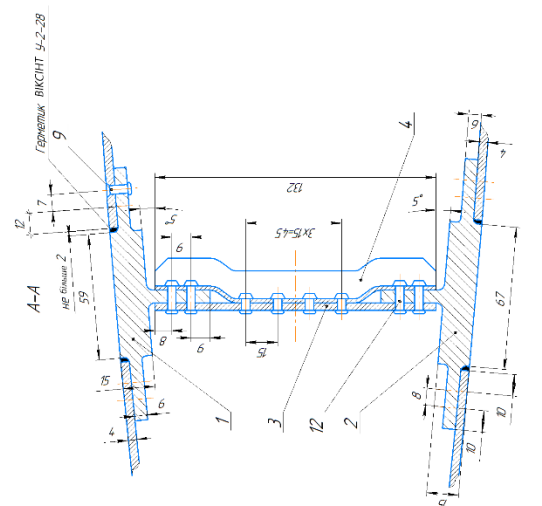
ЕК.0000-0000 V0

1	$M_{проект}$			1,36
2	$P_{проект}$	КМ		10
3	V_{max}	км/год		226
4	$L_{розб.}$	М		450
5	$L_{рас}$	КМ		650
6	L_{max}	КМ		600
7	M_{max}	кг		114,07
8	$M_{полн}$	кг		3000
9	$P_{ек}$	люди		1
10	P_0	дон		11300
11	$Q_{пр}$			0,92
12	Кількість і тип двигунів			
13	$S_{орина}$	м ²		29,4
14	$S_{пл}$	м ²		12,5
15	$S_{пл}$	м ²		5,39
16				4
17	$X_{орина}$			40
18				3,5
19	$Q_{проект}$	М		18
20				10

ЕК.0000-0000 V0			
Літ.	Маса	Маштаб	
У		1:50	
Маневренний надзвуковий літак			
Лист	Листів		1
ХАІ, гр. 160Н			

Лист № _____
 Дата _____
 Кресло № _____
 Літ. № _____
 Літ. № _____

IP-2201-0000 LB

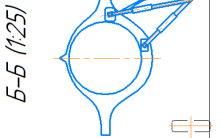
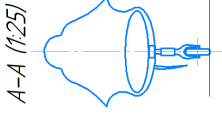
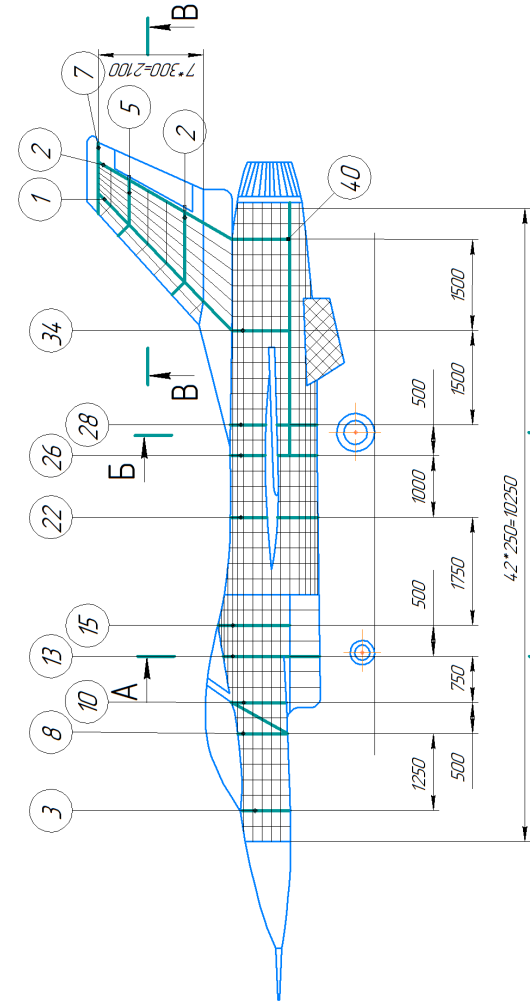


- 1 Небумовлені граничні відмітки розмірів по ДСТУ 0025-80
- 2 Обробка отворів під болти по НТ 70
- 3 Установка болтів на сирому ґрунті ЗП-0276 по РТН 4, 194, 4-89
- 4 Покриття головок заклепок ЕМ-140 темно-зелене ДСТУ 00205-85
- 5 Установка болтів за кресленням
- 6 Мелати за інструкцією ПН-4, 2-907Х і ПН-2, 9-78
- 7 Покриття головок болтів, гаюк, виступаючих різьбових частин після збирання - емаль ЕП-140, 473 темно-зелена, ДСТУ 00205-85
- 8 Гострі кромки вадки, деталі заокруглити R025
- 9 Герметик ВІКСІНТ 4-2-28
- 10 Прокласти термообробку, заклепок, заварювання та старини
- 11 Алюмінієві попереміло лонжерона

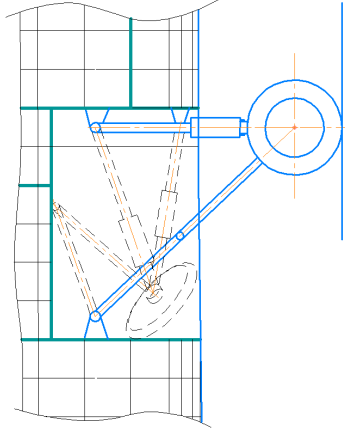
Діагност		Лінійні		Макс		Матриця	
Ім'я	П.І.М.	Ім'я	П.І.М.	Ім'я	П.І.М.	Ім'я	П.І.М.
ЛОНЖЕРОН							
				ХМ, гр. 160Н			
IP-2201-0000 LB							

№ в креслі	Титл. і дата	Заст. №	№ в креслі	Титл. і дата

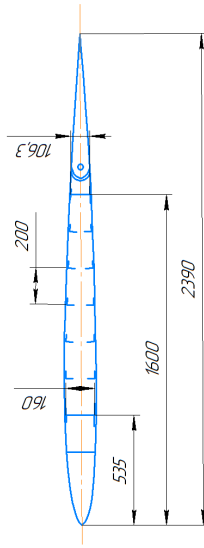
ЕК.0000-0000



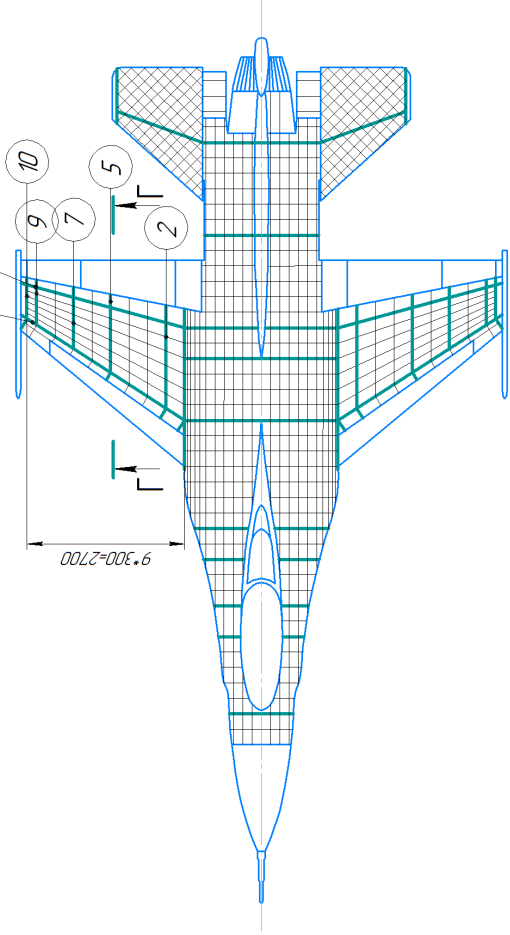
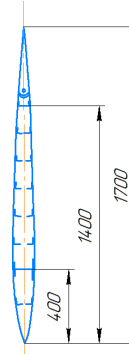
Д (1:20)



Г-Г (1:25)



В-В (1:25)



Лит.		Масштаб	
У	У	У	1:1
Лист		Листов	
УХА1		7	
ХА1, гр. 160Н			

ЕК.0000-0000			
КСС маневренного літака			
Лист	Лист	Лист	Лист
М. Якуш	Поп.	М. Якуш	М. Якуш
Масло	С.М.	Масло	С.М.
Попольна	Масло	Попольна	Масло
Т.Ковал	Масло	Т.Ковал	Масло
Н.Ковал	Масло	Н.Ковал	Масло
Затв.	Масло	Затв.	Масло

Копія

Формат А2

Лінійні заст.

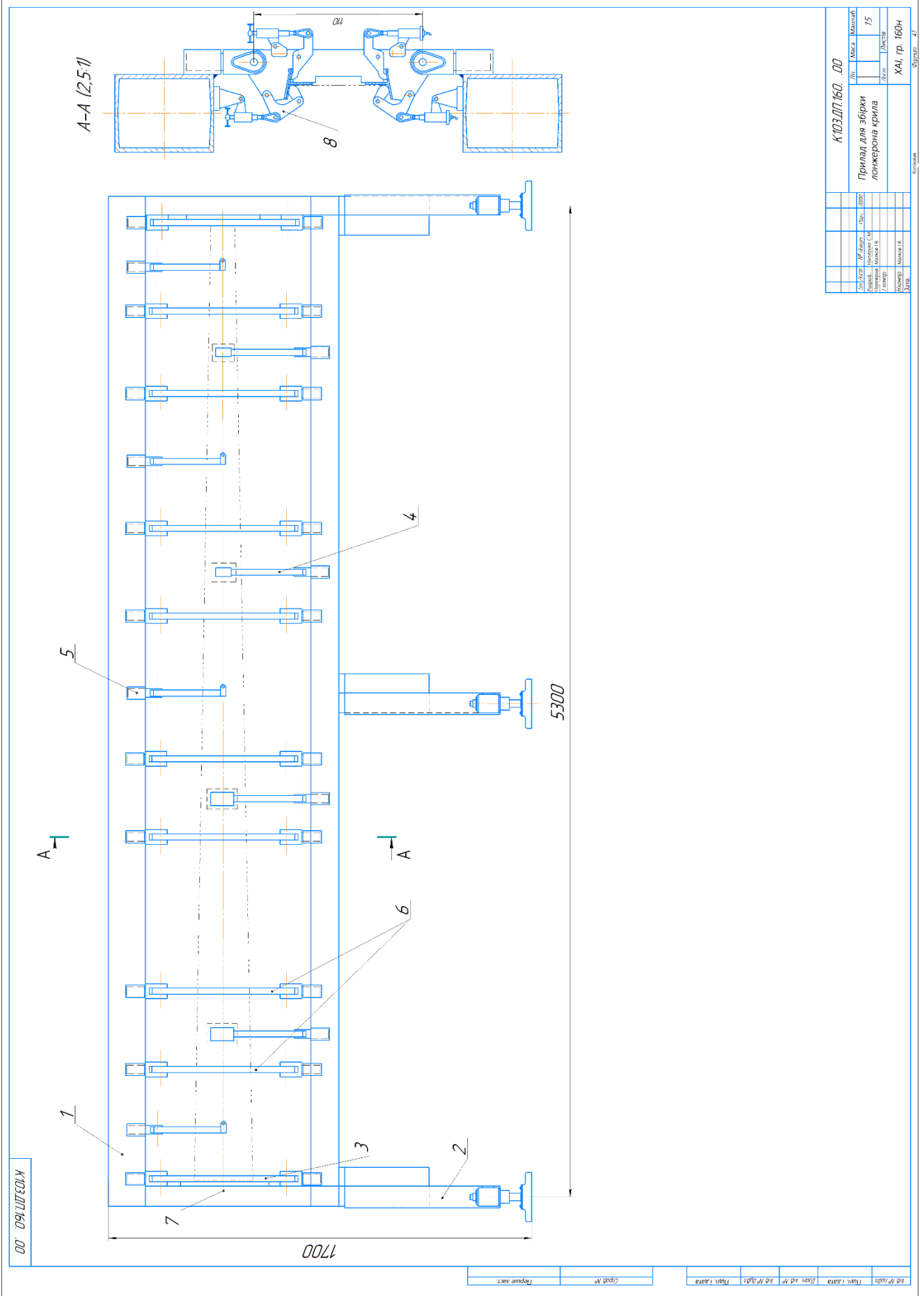
Лінійні №

Лінійні, лінійні

Лінійні №

Лінійні №

Лінійні, лінійні



Формат	Зона	Поз.	Позначення	Найменування	Кол.	Примечание
Перше заст.						
				<u>Документація</u>		
			<i>K.104.BP.143.04.01.000.CB</i>	Складальне креслення		
Справ. №						
				<u>Деталі</u>		
		1	<i>K.104.BP.143.04.01.001</i>	Пояс верхній	1	
		2	<i>K.104.BP.143.04.01.002</i>	Пояс нижній	1	
		3	<i>K.104.BP.143.04.01.003</i>	Стінка	1	
		4	<i>K.104.BP.143.04.01.004</i>	Кронштейн	1	
		5	<i>K.104.BP.143.04.01.005</i>	Кронштейн	1	
		6	<i>K.104.BP.143.04.01.006</i>	Кронштейн	1	
		7	<i>K.104.BP.143.04.01.007</i>	Кронштейн	1	
		8	<i>K.104.BP.143.04.01.008</i>	Стійка торцева	1	
		9	<i>K.104.BP.143.04.01.009</i>	Стійка	1	
		10	<i>K.104.BP.143.04.01.010</i>	Стійка	1	
		11	<i>K.104.BP.143.04.01.011</i>	Стійка	1	
		12	<i>K.104.BP.143.04.01.012</i>	Стійка	1	
		13	<i>K.104.BP.143.04.01.013</i>	Стійка	1	
		14	<i>K.104.BP.143.04.01.014</i>	Стійка	1	
		15	<i>K.104.BP.143.04.01.015</i>	Стійка	1	
		16	<i>K.104.BP.143.04.01.016</i>	Стійка	1	
		17	<i>K.104.BP.143.04.01.017</i>	Стійка	1	
		18	<i>K.104.BP.143.04.01.018</i>	Стійка	1	
		19	<i>K.104.BP.143.04.01.019</i>	Стійка	1	
		20	<i>K.104.BP.143.04.01.020</i>	Стійка	1	
		21	<i>K.104.BP.143.04.01.021</i>	Стійка	1	
Підп. і дата						
Інв. № докл.						
Взам. інв. №						
Підп. і дата						
Інв. № подл.						
<i>K.104.BP.160.04.01.000</i>						
Ізм. / Лист		№ докум.		Підп.		Дата
Розроб.		Ніколенко С.М.				
Перевірів		Малков І.В.				
Нконтр.						
Затв.						
Перший лонжерон основної ланки зовнішнього закрilка				Літ.	Лист	Листів
				У	1	2
				ХАІ, гр. 160н		

