

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 кваліфікаційної роботи

магістра

(освітній рівень)

на тему «Паливна система легкого багатоцільового літака»

ХАІ.103.160ОПС.24О.272.1801037 ПЗ

Виконав: студент 6 курсу групи № 160опс
спеціальності 272 «Авіаційний транспорт»
(шифр спеціальності)

освітня програма «Технічне обслуговування
та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

Лук'янчук В.Р.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Капітанова Л.В.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Іванов С.М.

(прізвище й ініціали)

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

Факультет Літакобудування
 Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»
 Освітній рівень «Магістр»
 Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
 (код та найменування)
 Освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

К.т.н. доцент Сергій ТРУБАЄВ

“___” _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ МАГІСТРА
Лук'янчука В'ячеслава Руслановича

(прізвище, ім'я, по батькові)

Тема кваліфікаційного завдання Паливна система легкого
..... багатоцільового літака

Керівник дипломного проекту Капітанова Людмила Валеріївна, Д.т.н., доцент,
професор каф.103

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

затверджені наказом Університету від 23 листопада 2023р. № 2036-уч

Термін подання студентом кваліфікаційної 19 січня 2024р.

Вихідні дані до проекту: $n_{пас}=3$; $n_{ек}=1$; $L = 800$ км; $L_{раз} = 200$ м; $H_{max} = 4$ км;
 $H_{кр}=1.5$ км; $V_{max} = 300$ км/г; $V_{кр} = 280$ км/г; $V_y = 5.7$ м/с; $V_{вз} = 120$ км/г;

Зміст розрахунково-пояснювальної записки
 (перелік завдань, які потрібно розробити)

1 Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

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

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

1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних

1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

- 1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні
- 1.1.6 Підбір двигунів
- 1.1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів
- 1.1.8 Ув'язування форми агрегатів, побудова зализів та обтічників літака
- 1.1.9 Вибір та обґрунтування конструктивно-силової схеми (КСС) літака, а також його агрегатів
- 1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака
 - 1.2.1 Розрахунок поляр та аеродинамічного якості у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака
 - 1.2.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики та положення фокусу літака
 - 1.2.3 Розрахунок льотних показників літака шляхом потужностей
- 1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання силової установки літака
 - 1.3.1 Склад силової установки
 - 1.3.2 Основні вимоги до СУ
 - 1.3.3 Проектування кріплення двигуна
 - 1.3.4 Проектування паливної системи
 - 1.3.5 Протипожежна система
 - 1.3.6 Вхідний пристрій
 - 1.3.7 Розробка схеми маслосистеми
 - 1.3.8 Система запуску
 - 1.3.9 Система управління двигуном

Висновки

2 Експлуатаційний розділ

- 2.1 Основні конструктивно-експлуатаційні особливості літака
- 2.2 Матеріали, застосовувані виготовлення літака
- 2.3 Загальні обмеження умов експлуатації
- 2.4 Основні роботи з технічного обслуговування
 - 2.4.1 Встановлення літака на витяги
 - 2.4.2 Буксирування та рулювання
 - 2.4.3 Стоянка і швартування
 - 2.4.4 Аеродромне обслуговування
 - 2.4.5 Система електропостачання
 - 2.4.6 Побутове та аварійно-рятувальне обладнання
 - 2.4.7 Технічне обслуговування системи управління літаком
 - 2.4.8 Технічне обслуговування паливної системи
 - 2.4.9 Приладове обладнання
 - 2.4.10 Технічне обслуговування шасі
 - 2.4.11 Технічне обслуговування фюзеляжу
- 2.5 Регламент технічного обслуговування
- 2.6 Технічне обслуговування при заміні двигуна
- 2.7 Технічне обслуговування при зберіганні літака

Висновки

3 Забезпечення безпеки польотів

- 3.1 Загальні відомості про швидкодіючу парашутну систему спільного порятунку
- 3.2 Розміщення та монтаж системи на літальному апараті
- 3.3 Застосування системи у аварійної ситуації

Висновки

4 Економічний розділ

- 4.1 Бізнес план: історія фірми, характеристика літака, аналіз ринку збуту, маркетинг, кадри та управління, аналіз ризиків та їх запобігання
- 4.2 Визначення собівартості проектування та виготовлення літака
 - 4.2.1 Розрахунок витрат літакобудівного ОКБ
 - 4.2.2 Витрати виготовлення дослідних зразків
 - 4.2.3 Витрати на випробування та доведення дослідних зразків
 - 4.2.4 Розрахунок собівартості літака та ціни літака без двигунів
- 4.3 Визначення точки беззбитковості виробництва

Висновки

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

- майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду;
- модель розподілу простору (об'ємно-масова компоновка);
- конструктивно-силова компоновка літака.
- креслення кріплення двигуна до пілона (формат А4);

Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання надав	завдання отримав
1.	Д.т.н., доцент, професор каф.103 Капітанова Л.В.	23.11.23 <i>М.В.К.</i>	23.11.23 <i>Л.В.К.</i>
2.	Д.т.н., доцент, професор каф.103 Капітанова Л.В.	23.11.23 <i>М.В.К.</i>	23.11.23 <i>Л.В.К.</i>
3.	Д.т.н., доцент, професор каф.103 Капітанова Л.В.	23.11.23 <i>М.В.К.</i>	23.11.23 <i>Л.В.К.</i>
4.	Д.т.н., доцент, професор каф.103 Капітанова Л.В.	23.11.23 <i>М.В.К.</i>	23.11.23 <i>Л.В.К.</i>

Нормоконтроль _____

(підпис)

Капітанова Л.В.

(ініціали та прізвище)


«17» січня 2024 р.

Дата надання завдання «23» листопада 2023р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітки
1.	Конструкторський розділ	23.11.23-15.01.24	
2.	Експлуатаційний розділ	23.11.23-15.01.24	
3.	Забезпечення безпеки польотів	23.11.23-15.01.24	
4.	Економічний розділ	23.11.23-15.01.24	

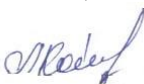
Студент



(підпис)

Лук'янчук В.Р.
(прізвище та ініціали)

Керівник проекту



(підпис)

Капітанова Л.В.
(прізвище та ініціали)

ЗМІСТ

Реферат	8
1 Конструкторський розділ	9
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака	9
1.1.1 Розробка концепції створення проектного літака та науково-технічної програми досягнення його характеристик	10
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.....	11
1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних	14
1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.....	25
1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні	27
1.1.6 Підбір двигунів	28
1.1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів	29
1.1.8 Ув'язування форми агрегатів, побудова залізів та обтічників літака.....	31
1.1.9 Вибір та обґрунтування конструктивно-силової схеми (КСС) літака, а також його агрегатів	32
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака	35
1.2.1 Розрахунок поляр та аеродинамічного якості у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака	35
1.2.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики та положення фокусу літака	36
1.2.3 Розрахунок льотних показників літака шляхом потужностей	38
1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання силової установки літака.....	39
1.3.1 Склад силової установки.....	39
1.3.2 Основні вимоги до СУ	40
1.3.3 Проектування кріплення двигуна.....	42
1.3.4 Проектування паливної системи	52
1.3.5 Протипожежна система.....	58
1.3.6 Вхідний пристрій	59
1.3.7 Розробка схеми маслосистеми.....	59
1.3.8 Система запуску	60
1.3.9 Система управління двигуном.....	60
Висновки	62
2 Експлуатаційний розділ.....	61
2.1 Основні конструктивно-експлуатаційні особливості літака	62
2.2 Матеріали, застосовувані виготовлення літака.....	63
2.3 Загальні обмеження умов експлуатації.....	64
2.4 Основні роботи з технічного обслуговування	65
2.4.1 Встановлення літака на витяги.....	65
2.4.2 Буксирування та рулювання	66

2.4.3 Стоянка і швартування	66
2.4.4 Аеродромне обслуговування	67
2.4.5 Система електропостачання	71
2.4.6 Побутове та аварійно-рятувальне обладнання	71
2.4.7 Технічне обслуговування системи керування літаком	73
2.4.8 Технічне обслуговування паливної системи.....	83
2.4.9 Приладове обладнання	85
2.4.10 Технічне обслуговування шасі	89
2.4.11 Технічне обслуговування фюзеляжу	93
2.5 Регламент технічного обслуговування	96
2.6 Технічне обслуговування при заміні двигуна.....	109
2.7 Технічне обслуговування при зберіганні літака	106
Висновки	111
3 Забезпечення безпеки польотів.....	108
3.1 Загальні відомості про швидкодіючу парашутну систему спільного порятунку	108
3.2 Розміщення та монтаж системи на літальному апараті	115
3.3 Застосування системи у аварійної ситуації	116
Висновки	121
4 Економічний розділ.....	118
4.1 Бізнес план: історія фірми, характеристика літака, аналіз ринку збуту, маркетинг, кадри та управління, аналіз ризиків та їх запобігання	118
4.2 Визначення собівартості проектування та виготовлення літака	119
4.2.1 Розрахунок витрат літакобудівного ОКБ.....	119
4.2.2 Витрати виготовлення дослідних зразків.....	119
4.2.3 Витрати на випробування та доведення дослідних зразків.....	120
4.2.4 Розрахунок собівартості літака та ціни літака без двигунів	120
4.3 Визначення точки беззбитковості виробництва	124
Висновки	126
Бібліографічний список	127
Додаток А.....	129
Додаток Б.....	130
Додаток В	131
Додаток Г	132
Додаток Д.....	133
Додаток Е	134

РЕФЕРАТ

Кваліфікаційна робота магістра

Паливна система легкого багатоцільового літака містить: сторінок-126, рисунків-40, таблиць-23.

Об'єкт дослідження: Легкий багатоцільовий літак.

Мета роботи: спроектувати та проаналізувати паливну систему легкого багатоцільового літака, визначити параметри літака у трьох наближеннях і вибрати конструктивно-силову схему, проаналізувати вплив зміни проектних параметрів агрегатів літака під час їхньої оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака, виокремити основні особливості технічного обслуговування легкого багатоцільового літака, розрахувати економічної ефективності літака

Методи дослідження: науково-технічний пошук, статистичний аналіз, 3D-моделювання, інженерний аналіз, аналітичний розрахунок, комп'ютерний розрахунок.

Результати кваліфікаційної роботи магістра та його новизна:

1. Розроблено майстер-геометрію проектованого літака;
2. Вибрано, обґрунтовано та розроблено конструктивно-силові схеми агрегатів літака;
3. Проаналізовано вплив зміни проектних параметрів агрегатів літака під час їхньої оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака.
4. Спроектовано паливну систему;
5. Визначено основні особливості технічного обслуговування легкого багатоцільового літака;
6. Розраховано характеристики економічної ефективності літака.

Рекомендації щодо використання результатів роботи: результати кваліфікаційної роботи магістра можуть бути використані на стадії ескізного та робочого проектування, а також в період переговорів із потенційними замовниками.

Ключові слова:

ЛЕГКИЙ ЛІТАК, ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ, ПАЛИВНА СИСТЕМА, МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЯ, ЕКОНОМІЧНА ЕФЕКТИВНІСТЬ.

Умови отримання роботи: за письменним дозволом завідувача кафедри проектування літаків та вертольотів у методичному кабінеті кафедри 103 Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського "ХАІ".

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

Вступ, постановка мети та завдань проєктування

Під проєктуванням літака розуміють процес розроблення технічної документації, яка забезпечує можливість промислового виготовлення нового літака, що відповідає заданим вимогам, та дає змогу здійснювати його надійну експлуатацію в заданих умовах. Завданням проєктування є розробка схеми, структури та конструкції майбутнього літака та складових його елементів, яка має забезпечити за певних обмежень найефективніше виконання поставлених цілей. Розв'язання цього завдання потребує чіткого визначення цілей проєктування та встановлення критеріїв оцінки результатів проєктування, оскільки досягнення цілей проєктування "за будь-яку ціну" є неприйнятним. Складність літака як об'єкта проєктування визначає специфіку процесу його розроблення. У всіх розвинених країнах світу було остаточно сформульовано та уточнено вимоги до сучасних літаків. На перше місце вийшли вимоги мінімальної витрати палива, ергономічності, підвищення ресурсу та зменшення впливу на навколишню середу (насамперед щодо викидів в атмосферу та шумності), застосування стратегії технічної експлуатації за станом без капітальних ремонтів літаків.

Розробляємий літак, призначений для перевезення до 3 пасажирів на відстань до 800 км. у широкому діапазоні кліматичних умов, у простих та складних метеоумовах, вдень та вночі, під час застосування зі слабо оснащених аеродромів та зі слабкою міцністю покриття злітно-посадкових смуг. Також літак повинен мати мінімальну тривалість розбігу та пробігу, мінімальну годину завантаження/розвантаження пасажирів для зменшення часу перебування в аеропорту, щоб уникнути порушення графіка польотів.

Затребуваність літака забезпечується такими факторами:

- відсутністю парку вітчизняних літаків такої пасажиромісткості та дальності польоту;
- висока економічна ефективність, обумовлена значно меншою, ніж у західних аналогів ціною при порівнянних експлуатаційних показниках;
- сучасний рівень технічної та експлуатаційної досконалості;
- широкий діапазон функціональних можливостей.

1.1.1 Розробка концепції створення проектного літака та науково-технічної програми досягнення його характеристик

Сучасний літак є складною технічною системою, елементи якої, як окремо, так і в сукупності, повинні мати максимально оптимізовані параметри і високу надійність. Літак в цілому повинен відповідати заданим вимогам і мати високу ефективність при відповідному технічному рівні. [6]

При розробці проектів нових літаків особливо важливе значення має досягнення високої техніко-економічної ефективності. Ці літаки не тільки повинні мати хороші показники до моменту виходу на авіалінії, але й мати потенційну можливість модифікації для систематичного підвищення ефективності протягом усього періоду серійного виробництва та експлуатації.

Створення систем автоматизованого проектування справило революцію у проектуванні літаків, які використання стало практично науковою дисципліною. Різко розширилися можливості щодо вдосконалення конструкцій літальних апаратів, підвищилася якість розробки технічної документації, стало можливим паралельне створення на базі одного літака цілої низки його модифікацій.

Новий літак повинен задовольняти задані перспективні вимоги, що відповідають завданням різних сфер діяльності суспільства, та забезпечувати вищий рівень економічних та експлуатаційних показників вітчизняних та зарубіжних легких літаків аналогічного призначення. [6]

Досягнення цієї мети можливе при виконанні таких концепцій:

- по аеродинаміці - забезпечити аеродинамічний якість літака на крейсерському режимі не менше 16; скоротити дистанції зльоту та посадки завдяки застосуванню закрилків та передкрилків, що займають до 80% розмаху крила; розробити аеродинамічну схему літака, що дозволяє суттєво знизити аеродинамічний опір літака та опір інтерференції порівняно з досягнутим рівнем; досягти зниження ймовірності звалювання на критичних кутах атаки. Якщо звалювання відбувається – забезпечити самостійний вихід літака з нього без участі пілота; застосувати сучасні суперкритичні профілі крила; забезпечити компонування із запасом статичної стійкості $m_z^{c_y} = -(0,05 \dots 0,09)$.

- за міцністю – розробка та створення конструкції планера та систем, що забезпечує ресурс не менше 50000 льотних годин;

- по електроніці – розробка та створення бортового обладнання на цифровій техніці, що забезпечують задані вимоги з пілотажних, навігаційних характеристик;

- по управлінню – система управління повинна забезпечувати стійкість та керованість літака на всіх передбачених режимах польоту і при цьому мати

мінімальну масу та максимально можливу надійність та безвідмовність. Використання автоматизованої багаторазової електрогідодистанційної системи керування літаком забезпечить необхідний рівень надійності та безпеки польоту при малій мірі статичної стійкості.

- за конструкцією - виконати конструкцію планера в такий спосіб, щоб її маса становила трохи більше 27% від злітної маси літака, а повна масова віддача сягала 50...60%. Це завдання реалізується застосуванням сучасних методів розрахунку на міцність, використанням сучасних композиційних матеріалів, матеріалів із підвищеними механічними властивостями (1420, B95AT, 1161T, 1933T3, D16AT), герметичного високоресурсного кріплення.

- по економіці – витрати на тонно-кілометр мають бути меншими, ніж у літаків-аналогів. [1]

Для вирішення цієї складної проблеми було розроблено програму забезпечення високого науково-технічного рівня досконалості літака.

Створення конкурентоспроможної авіаційної техніки нині вже неможливо без застосування ЕОМ. Новим етапом на шляху автоматизації праці авіаконструктора стало застосування систем CAD/CAM/CAE – інтегрованих комп'ютерних систем, що істотно скорочують трудомісткість, час та вартість як проєктування, так і виготовлення літаків.

Метою цього проєкту є ескізне проєктування перспективного, економічного літака для регіональних авіаліній. Проєктування літака здійснюється із широким застосуванням комп'ютерних засобів. Розрахунки мас здійснюються за допомогою програмного забезпечення кафедри 103, розрахунок аеродинамічних характеристик здійснюється за програмами кафедри 101, розробка майстер геометрії та моделі розподілу простору здійснюється за допомогою інтегрованої комп'ютерної системи CatiaV 5, SIEMENS NX навчального центру CAD / CAM / CAE.

1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проєктуванні літака

Літак призначений для перевезення офіційних осіб державних установ та комерційних організацій, а також вантажів, що належать цим організаціям.

Тактико-технічні вимоги літака, що проєктується наведені у таблиці 1.1

Таблиця 1.1 - Тактико-технічні вимоги літака, що проектується

V_{\max} , км/ГОД	L , км	$N_{\text{пас}}$ ЛЮД.	L_p , м	$H_{\text{піт}}$, км	$V_{\text{кр}}$, км/ГОД	$H_{\text{кр}}$, км	$n_{\text{ек}}$, ЛЮД.
300	800	3	150	4	280	1,5	1

Сучасні досягнення авіаційної науки і техніки, а також великий досвід у галузі проектування, виробництва та експлуатації літаків дозволяють сформулювати загальні вимоги до конструкцій літаків. Ці вимоги доцільно поділити на:

Вимоги міцності

Всі частини та компоненти повинні мати достатню міцність, щоб витримати всі види навантажень відповідно до стандартів міцності, які передбачають різні навантаження агрегатів під час польоту, при посадці та поверненні з аеродрому. Можливості характеру впливу навантажень повинні бути враховані.

Необхідно враховувати вплив роботи елементів на втому під час польоту на літаку та аеродинамічного нагріву під час надзвукових польотів. Вкрай важливо, щоб робота агрегатів максимально відповідала вимогам рівномірності. Це означає, що напруги в електричних елементах повинні бути однаковими (з урахуванням концентраторів). [1]

Аеродинамічні вимоги

Для будь-якого літака необхідно визначити найкращі форми, параметри та взаємне розташування агрегатів, щоб забезпечити необхідні льотні та злітно-посадкові характеристики. Кожен літак повинен бути надзвичайно міцним і добре керованим у всіх режимах польоту, щоб забезпечити повну безпеку під час зльоту та посадки. [1]

Вимога найменшої ваги (маси)

Слід прагнути ефективного використання послаблених елементів поздовжнього та поперечного набору крила, фюзеляжу та оперення при обраних параметрах агрегату. Одним із основних показників ефективності агрегатів літака є мала вага (маса). Зменшення ваги системи можна досягти шляхом її рівномізації, використання нових конструкційних матеріалів, зменшення кількості та розмірів неелектричних елементів, збільшення кількості функцій, які виконує один електричний елемент, поєднання технологічних і функціональних роз'ємів тощо. [1]

Вимоги жорсткості

Вкрай важливо, щоб агрегати зберігали свою попередню форму. Це включає запобігання надмірним деформаціям конструкції під час польоту, таким як прогини та кути крутки, які можуть призвести до небезпечних вібрацій

конструкції. Недостатня жорсткість системи може призвести до негайної руйнації. [1]

Вимоги живучості

Живучість агрегату літака означає його здатність виконувати свої функції (витримувати навантаження) без переривань польоту, а також можливі руйнування, пов'язані з втомою, корозією, кулями, снарядами, вибухом і непередбачуваними пошкодженнями, такими як уламки двигуна. Живучість конструкцій підвищується завдяки використанню обшивки, яка працює при згинанні та крученні. [1]

Експлуатаційні вимоги

Задовольняються цілим комплексом якостей конструкцій агрегатів та літака в цілому.

До такого комплексу належать:

а) надійність, тобто здатність літака виконувати поставлені перед ним завдання зі збереженням своїх льотних та експлуатаційних показників у заданих межах протягом заданого проміжку часу. Надійність забезпечується міцністю, жорсткістю та живучістю конструкції агрегатів, вузлів та елементів літака, безвідмовним функціонуванням його систем, механізмів та обладнання. Підвищення надійності досягається такими заходами, як проектування паливних баків, захист від пожежі, резервування та дублювання відповідальних систем;

б) гарний доступ до всіх частин та деталей, що підлягають поточному та періодичному огляду та обслуговуванню, забезпечення можливості ремонту конструкції; можливість зберігання літака під відкритим небом та експлуатації його у різних метеорологічних умовах;

в) відповідність компоновання літака особливостям його призначення, можливість швидко проводити його завантаження та розвантаження;

г) можливість заміни основних агрегатів та вузлів конструкції в процесі експлуатації літака;

д) високі економічні показники експлуатації пасажирських і транспортних літаків, тобто. Можливо менша собівартість польоту, можливо менші трудомісткість і час підготовки польоту та виконання регламентних та ремонтних робіт. [1]

Згідно [1], технічне обслуговування ґрунтується на:

- Застосування стратегії технічної експлуатації за станом (до передвідмовного стану або до безпечної відмови) без капітальних ремонтів літака;

- використання інженерного аналізу для обґрунтування складу робіт з технічного обслуговування та їх періодичності за методикою ICAO (на кшталт MSG-3);

- Застосування наземної інформаційної системи підтримки експлуатації (ІВ) для підвищення ефективності ТО з використанням ЕОМ.

Проектований літак повинен відповідати вимогам міжнародних та вітчизняних Авіаційних Правил, таких як FAR-25, JAR-25, АП-25. Правила накладають обмеження щодо міцності конструкції, експлуатації, живучості тощо.

1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних

Складання та обробка статистичних даних у ході проектування літака дозволяє:

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

а) типів літаків, необхідні державі;

б) завдань, що вони виконують;

в) льотно-технічні якості;

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

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

3.Визначити низку параметрів літака.

Аналіз статистичного матеріалу дає можливість розробити ТТТ до літака, що проектується, вибрати його схему. Зібрані статистичні дані наведено у таблиці 1.2

Таблиця 1.2 - Статистичні дані

	Найменування літака	Cessna 162 Skycatcher, США, 2006	ХА3-30, Україна, 2012	Аеропракт А-22, Україна, 1996	Cessna 172 Skyhawk США 1955	Cirrus SR 20 США 1995	OMF Symphonу Німеччина 1998
Літні дані	V_{\max} , КМ/ГОД	219	200	250	223	345	300
	H_{\max} , М	4700	3500	3000	4572	5335	5000
	$V_{\text{Крейс}}$, КМ/ГОД	207	170	225	210	289	269
	$H_{\text{Крейс}}$, КМ			2400			
	$V_{\text{узл}}$, КМ/ГОД				100		
	L , КМ	870	400	1100	1160	2170	898
	$L_{\text{розб}}$, М	130	120	90	264	435	280
	$L_{\text{проб}}$, М	150	120	90	158	309	230
Масові дані	$m_{0\max}$, КГ	900	650	472	1043	1540	1300
	$m_{\text{порожній}}$, КГ	625	395	325	607	1008	762
	$N_{\text{пас}}$	1	1	1-2	3	3	3
	$m_{\text{гр}}$, КГ	315	200	50	385	380	340
	$m_{\text{т}}$, КГ	125	73	150	150	250	200
Дані СУ	Число та тип двигуна	1 ПД Teledyne Continental Motors O-200D	1 ПД ROTAX-912ULS2	1 ПД ROTAX 912 ULS	1 ПД Teledyne Continental Motors O-300C	1 ПД Teledyne Continental Motors IO-550-N	1 ПД Textron Lycoming O-540-C
	P_0 , Л.С.	210	125	135	180	310	250
Геометрично дані	S , М ²	12,67	12,5	10	16,2	12,56	11,93
	l , М	9	7	6,8	11,0	11,6	12,19
	X	0	0	0	1,3	0	0
	λ	6,65	7,2	7,58	7,4	9,1	9,5
	η	1,0	1,0	1,2	1,35	1,2	1,0
	L_{ϕ} , М	2,0	6,96	8,0	8,2	7,9	6,96
	λ_{ϕ} , М	6,50	5,7	6,2	6,7	5,5	5,6
	$\Sigma S_{\text{МЗС}}$, М ²	7,2	7,3	6,9	7,1	7,2	7,5
	$S_{\text{ел}}$	0,095	0,090	0,085	0,079	0,082	0,088
	$S_{\text{го}}$	0,209	0,195	0,190	0,192	0,185	0,200
	$S_{\text{в}}$	0,098	0,092	0,089	0,090	0,087	0,096
Похідні величини	$P_0 = m_0 g / 10S$, даН / М ²	75,16	74,12	99,32	64,38	122,6	108,9
	$t_0 = 10P_0 / m_0 g$	0,1509	0,1587	0,1565	0,1390	0,2312	0,1922
	$\gamma_{\text{дв}} = m_{\text{дв}} / N$	1,12	1,18	1,13	1,14	1,04	1,1

Cessna 162 Skycatcher, США, 2006

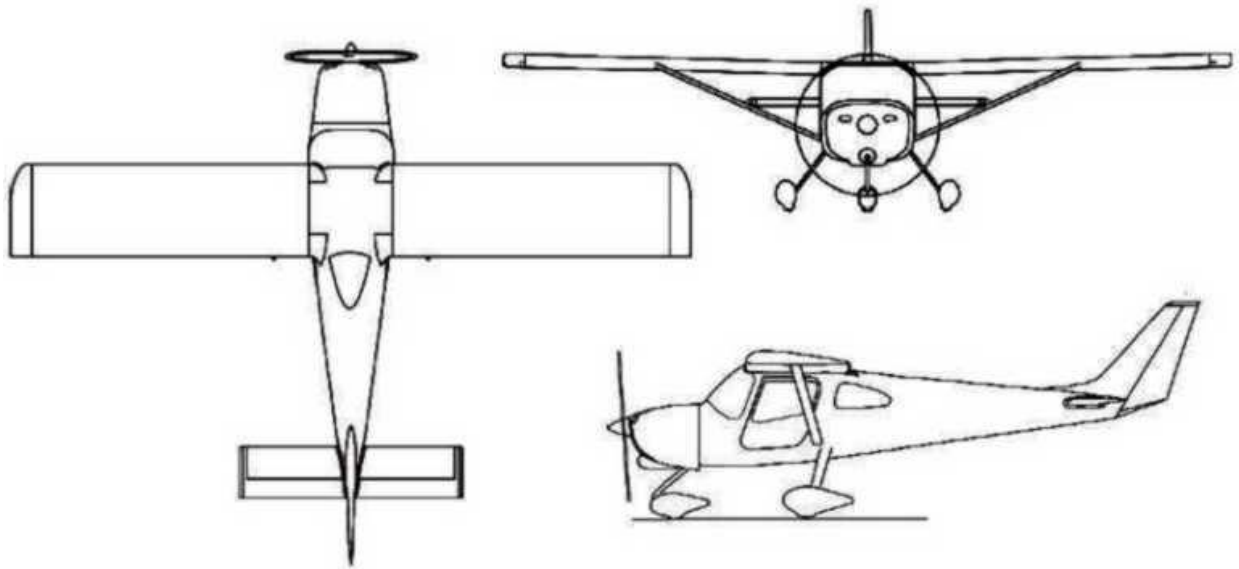


Рисунок 1.1 - Загальний вигляд літака Cessna 162 Skycatcher

Cessna 162 Skycatcher (рисунок 1.1) — це американський двомісний легкий спортивний літак з двомісним розташуванням крила, триколісним механізмом і триколісним механізмом, з високим розташуванням крила, розроблений і виготовлений компанією Cessna у період з грудня 2009 по грудень 2013 року. Його цільовим ринком було навчання польотів та особистого користування.

9 жовтня 2007 року Cessna оголосила, що балістична парашутна система планера буде встановлена на заводі Cessna 162.

У той час як перший літак для перевірки концепції літав з двигуном Rotax 912S потужністю 100 к.с. (75 кВт), серійний літак Cessna 162 оснащений карбюраторним двигуном Continental O-200-D з прямим приводом і повітряним охолодженням, потужністю 100 к.с. (кВт) при 2800 об/хв і оснащений дволопатевою композитним гвинтом із фіксованим кроком. З двигуном O-200D Skycatcher здатний рухатися зі швидкістю до 118 вузлів (136 миль/год/219 км/год), з максимальною дальністю польоту 470 морських миль (870 км) при загальній вазі 1320 фунтів (599) кг.

Cessna 162 обладнаний лише для денних і нічних польотів за VFR. Серійні літаки були доставлені з встановленим Garmin G300 EFIS, а також радіозв'язком Garmin SL40, транспондером GTX327 і 121,5 МГц ELT. Дані про політ представлені на G300 на єдиному поєднанні основного польотного дисплея та багатофункціонального дисплея з розділеним екраном. Також можливе відображення інформації на двох повноекранних дисплеях із встановленням

другого екрана, що було опцією покупки. Також були доступні автопілот і аудіопанель.

Cessna 162 має максимальну злітну вагу бруто 1320 фунтів (599 кг) і стандартну вагу порожнього 834 фунтів (378 кг). При повному завантаженні палива 144 фунти (65 кг) корисне навантаження, що залишилося для екіпажу та багажу, становить 342 фунти (155 кг). Стандартна вага порожнього автомобіля не включає вогнегасник, ELT, колісні штани, ґрунтовку двигуна, непридатне паливо та багато інших предметів, які зазвичай входять у комплект. Один типовий літак раннього виробництва мав споряджену вагу 865 фунтів (392 кг), що давало повне паливне корисне навантаження 311 фунтів (141 кг).

Загальні характеристики літака

- Екіпаж: один
- Місткість: один пасажир
- Довжина: 22,8 футів (6,9 м)
- Розмах крил: 30,0 футів (9,1 м)
- Висота: 8,53 футів (2,60 м)
- Площа крила: 120 кв. футів (11 м²)
- Вага порожнього: 830 фунтів (376 кг)
- Вага бруто: 1320 фунтів (599 кг)
- Силова установка: 1 × чотирициліндровий двигун Continental O-200D з повітряним охолодженням, 100 к.с. (75 кВт)

Продуктивність літака

- Максимальна швидкість: 118 вузлів (136 миль/год, 219 км/год)
- Крейсерська швидкість: 112 вузлів (129 миль/год, 207 км/год)
- Дальність: 470 морських миль (540 миль, 870 км)
- Стеля обслуговування: 15 500 футів (4 700 м)
- Швидкість підйому: 890 футів/хв (4,5 м/с)

ХАЗ-30, Україна, 2012

ХАЗ - 30 — надлегкий двомісний спортивно-навчальний літак виробництва Харківського державного авіаційного виробничого підприємства (рисунок 1.2). ХАЗ-30 належить до класу дуже легких літаків зі злітною масою до 750 кг. Призначений для виконання тренувальних і приватних польотів. Пілоти сидять у кабіні пліч-о-пліч. Літак обладнаний спареною системою управління, що дозволяє використовувати його для початкового навчання пілотів. Можливість установки додаткового спеціального обладнання дозволяє використовувати літак для різноманітних авіаробіт. Літак повністю відповідає вимогам Норм льотної придатності EASA CS-VLA для дуже легких літаків і має Сертифікат типу № ТЛ 0060. Конструктивно ХАЗ-30 — вільнонесучий моноплан з високорозміщеним прямим крилом великого подовження, однокільовим оперенням зі встановленим на фюзеляжі нерухомим стабілізатором. [25]

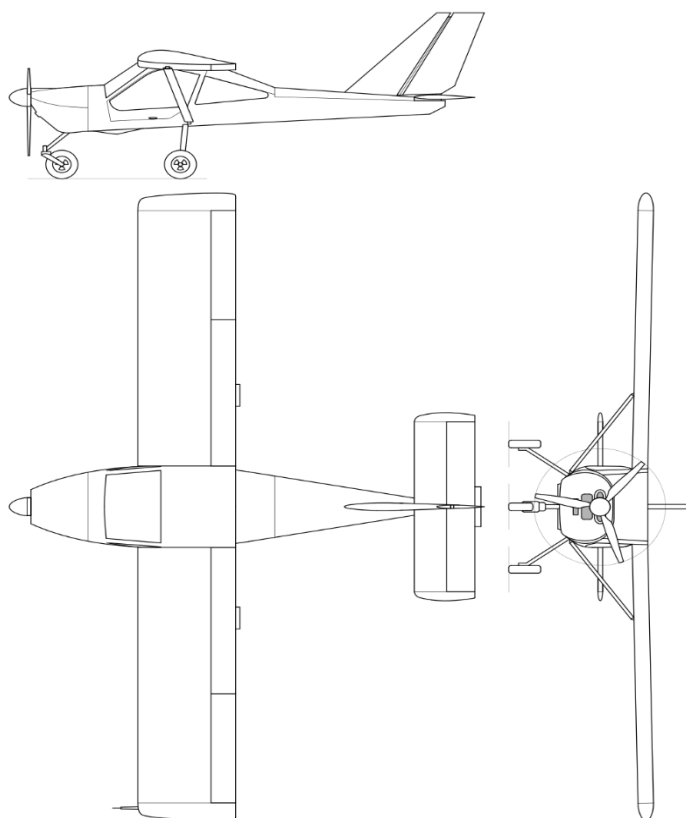


Рисунок 1.2 - Загальний вигляд літака ХАЗ-30

Силова установка розташована в носовій частині фюзеляжу і складається з поршневого бензинового двигуна Rotax-912ULS2 із трилопатеvim повітряним гвинтом, що тягне. Чотирициліндровий карбюраторний двигун робочим об'ємом 1352 кубічних сантиметрів здатний забезпечити максимальну швидкість польоту на рівні 200 км/год з дальністю перельоту до 400 кілометрів. Для авіадвигуна застосовується закрыта примусова система змащування із «сухим» картером, з використанням високоякісного синтетичного, напівсинтетичного або мінерального мастила для автомобільних бензинових двигунів.

Витрата палива залежно від режиму польоту може варіюватися від 15 до 27 літрів бензину за годину польоту. Шасі літака - триопорне, не прибирається у польоті та з колесом передньої опори, що самопозиціонується. На ХАЗ-30 дозволені до виконання фігури простого пілотажу. Літак надійний, безпечний і простий в управлінні. Навіть посадка із зупиненим двигуном не викликає труднощів та істотно не відрізняється від штатного режиму. Літаки подібного класу авіації загального призначення мають вартість у діапазоні від \$30 тис. до \$60 тис.

Цей літак початкового навчання з 2013 року використовується Харківським національним університетом Повітряних Сил ім.І.Н.Кожедуба для першого етапу практичної підготовки курсантів льотного факультету. Програма виконується у Харківському аероклубі на аеродромі «Коротич», де на ХАЗ-30 також літають цивільні курсанти і просто гості піднімаються в небо в ознайомлювальних польотах. Це повітряне судно - багатоцільове. На таких машинах можна патрулювати території і здійснювати приватні перельоти. [25]

Загальні характеристики літака ХАЗ-30

- Екіпаж: 1-2 людини;
- Максимальна швидкість: 200 км/год;
- Практична стеля: 3500 м;
- Дальність польоту: 650 км;
- Максимальна злітна вага: 650 кг;
- Пілотажні властивості: здатний виконувати простий пілотаж і окремі елементи складного пілотажу;
- Перевантаження -0.5 - +4
- Двигун: ROTAX-912ULS2

Варіанти и модифікації

- ВиС-3 — перший передсерійний зразок (з лобовим склом товщиною 3 мм)
- ХАЗ-30 — стандартизований варіант для серійного виробництва (товщина лобового скла збільшена до 4 мм)

Експлуатанти

- Україна Україна, Міністерство оборони
- Харківський університет повітряних сил імені Івана Кожедуба зупинив свій вибір на ХАЗ-30 для організації навчальних польотів курсантів[2]. Станом на серпень 2013 — 4 літаки

Початок експлуатації — серпень 2013.

Аеропракт А-22, Україна, 1996

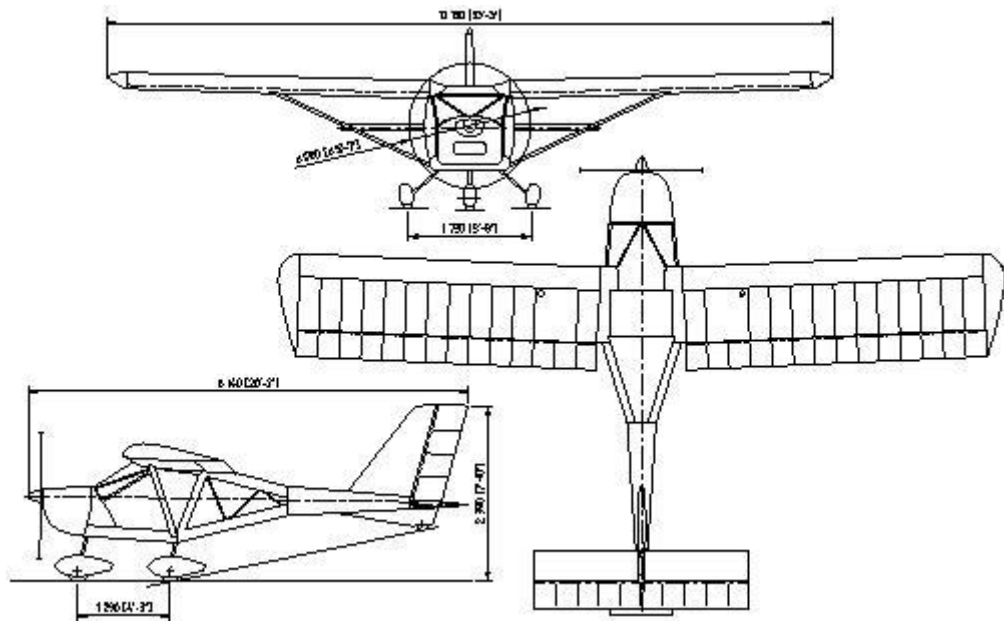


Рисунок 1.3 - Загальний вигляд літака Аеропракт А-22

Аеропракт А-22 (Aeroprakt A-22, англ. Foxbat) — надлегкий двомісний літак українського виробництва, який було сконструйовано Юрієм Яковлевим (рисунок 1.3). Випускається компанією Аеропракт. За конструкцією — одномоторний поршневий високоплан із тягнучим гвинтом. У США відомий під назвою Valor, у Великій Британії та Австралії — Foxbat. Також просувався на ринку під назвою Vision. Конструкція А-22 цілнометалева (окрім капоту двигуна, залізів крила та обтікачів коліс, виготовлених із пластику), із тканинною обшивкою крила та рулів (у модифікаціях А-22L2 та А-22LS крило виготовлене з металевою верхньою обшивкою). У варіанті А-22L та модифікаціях (А-22L2 та А-22LS) зменшено розмах крила та вертикального стабілізатора, а також встановлено двигун Rotax 912 ULS потужністю 100 к.с. (проти 80 к.с. у А-22). Окрім колісного шасі для приземлення на тверду поверхню, на літак можуть бути встановлені лижі для приземлення на засніжену поверхню та поплавки для приземлення на водну поверхню. [26]

Аеропракт А-22 Foxbat оснащений двигунами Rotax 912 різної потужності: Rotax 912 UL (80 к.с.), Rotax 912 ULS (100 к.с.).

Характеристики за моделями:

Rotax 912 UL (80 к.с.):

- Максимальна швидкість (V_{ne}): 170 км/год
- Швидкість звалювання (з закрилками): 55 км/год
- Максимальна дальність (90 л палива, штиль): 1100 км
- Максимальна тривалість польоту (90 л палива, штиль): 12 год
- Довжина розбігу/пробігу (штиль): 90 м
- Розмах: 10 м
- Довжина: 6,23 м
- Висота: 2,4 м
- Площа крила: 13,7 м²
- Максимальна злітна вага: 450 кг
- Вага пустого: 260 кг
- Допустимі перевантаження: +4 / -2

Rotax 912 ULS (100 к.с.):

- Максимальна швидкість (V_{ne}): 210 км/год
- Швидкість звалювання (з закрилками): 63 км/год
- Максимальна дальність (90 л палива, штиль): 1100 км
- Максимальна тривалість польоту (90 л палива, штиль): 11 год
- Довжина розбігу/пробігу (штиль): 90 м
- Розмах: 9,55 м
- Довжина: 6,23 м
- Висота: 2,4 м
- Площа крила: 12,62 м²
- Максимальна злітна вага: 472.5 кг

Також є модифікація Rotax 912 ULS (100 к.с.) з розширеною максимальною злітною вагою - 600 / 650 кг (на поплавках). Допустимі перевантаження для всіх трьох моделей: +4 / -2. [26]

Cessna 172 Skyhawk , США, 1955

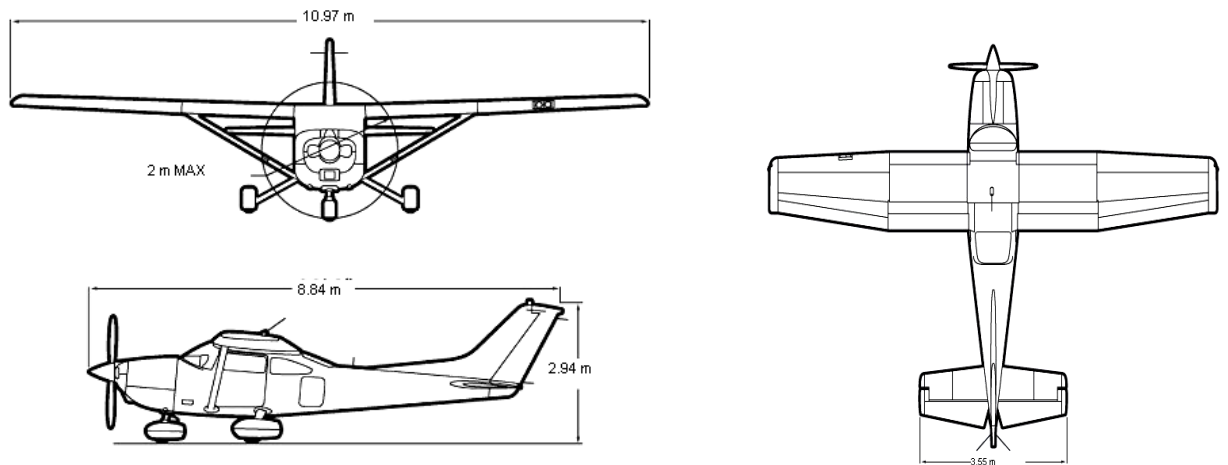


Рисунок 1.4 - Загальний вигляд літака Cessna 172 Skyhawk

Легкий багатоцільовий літак розроблений американською фірмою Cessna Aircraft (рисунок 1.4). У 1955р. компанія Cessna розробила літак Model 172, яка по суті являла собою Model 170В з дрібними удосконаленнями та заміною шасі з хвостовим колесом на триопорне шасі з носовим колесом та з обтічниками на всіх опорах. Зросла безпека і під час посадки залучила покупців - у результаті 1956г. було продано 1170 літаків Model 172. У 1959 р. було випущено варіант "люкс" Model 172, позначений Skyhawk. Подальші вдосконалення включали нову задню частину фюзеляжу (вужчу і з ілюмінаторами ззаду) і стрілоподібний кіль.

Літак виконаний за класичною схемою у вигляді високоплана з триопорним шасі.

Наприкінці 60-х років фірма Cessna стала проводити роботи з модернізації сімейства літаків Model 172. Літаки переоснащувалися двигунами Lycoming O320E, дешевшими ніж двигуни O300. Перша модифікація оснащена подібним двигуном, з'явилася 1968 року. Модифікація одержала позначення Model 172L. Подальше вдосконалення машини полягало у зміні конструкції крил. Остання модель цієї модифікації Model 172P, оснащена двигуном Lycoming O320D, з'явилася в 1985 році. На її базі була випущена спеціальна швидкісна модифікація **Model R172 Hawk XP**, оснащена двигуном IO360.

Базова версія 172 з'явилася листопаді 1955 року, як модель 1956 року й залишалася у виробництві до заміни моделлю 172А на початку 1960 року. На літак встановлювався шестициліндровий мотор повітряного охолодження Continental O-300 145 л.с. (110 кВ). Базова ціна літака складала USD \$8995. Усього було збудовано 4195 машин протягом п'яти років.

172F Модель вироблялася до 1971 року, у тому числі за ліцензією у французькому Реймсі. Зміни: електричні закрилки. Базова модель військового літака початкового навчання T-41 Mescalero. Всього збудовано: 1436.

Наймасовіший літак в історії авіації з 1956 побудовано понад 43 000 літаків. Виробництво було зупинено в середині 80-х, але було відновлено у 1996 році з потужнішим двигуном.

Cirrus SR20, США, 1995

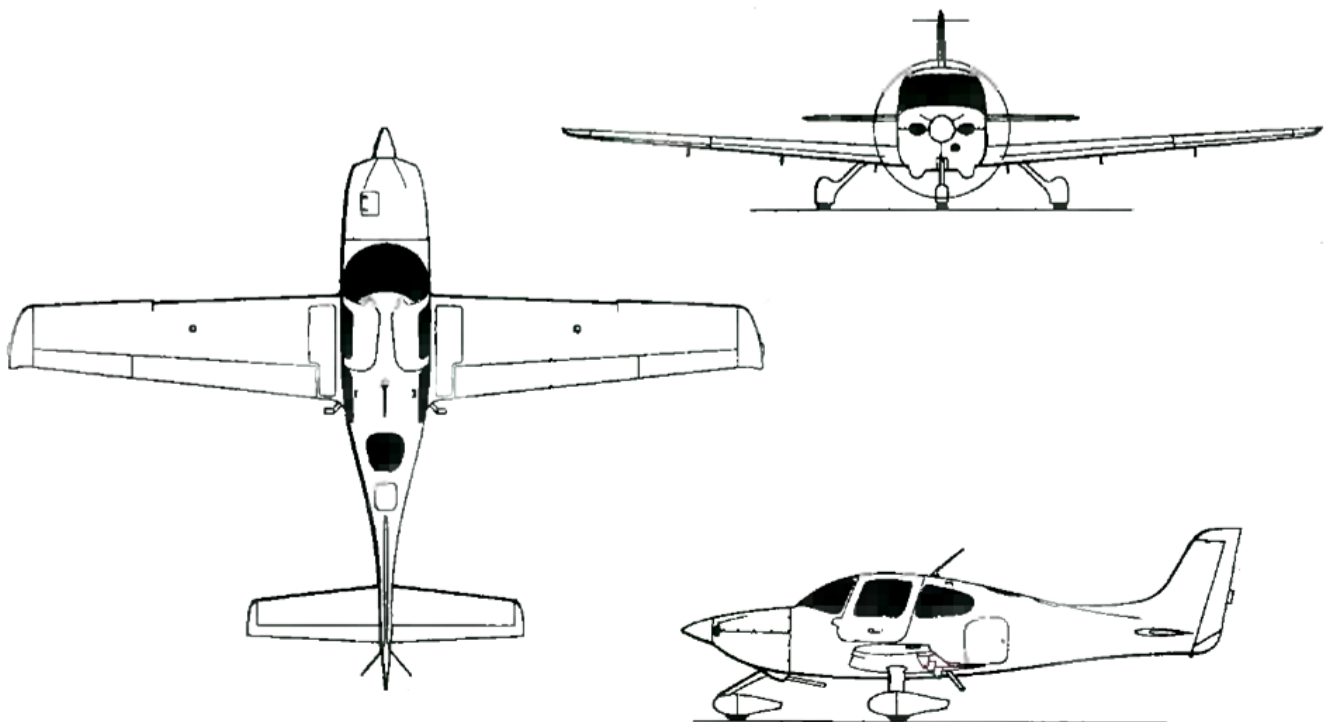


Рисунок 1.5 - Загальний вигляд літака Cirrus SR 20

Ще один гравець на ринку чотиримісних однорухових поршневих літаків – компанія Cirrus Design. Вона створює, безперечно, дуже зручні машини. Йтиметься про Cirrus SR22 (рисунок 1.5). Цей літак має сучасну конструкцію з легких композиційних матеріалів та великий запас міцності. Він оснащений рятувальним парашутним системою CAPS (Cirrus Airframe Parachute System), яка використовується на всіх машинах. Вона розроблена на основі досвіду, накопиченого при проектуванні, та балістичних парашутних рятувальних систем для надлегких літаків.

Приладова дошка Cirrus більше нагадує кабінку авіалайнера, хоч і зроблена за автомобільним типом. Ширина кабінки 49 дюймов. Композитна конструкція,

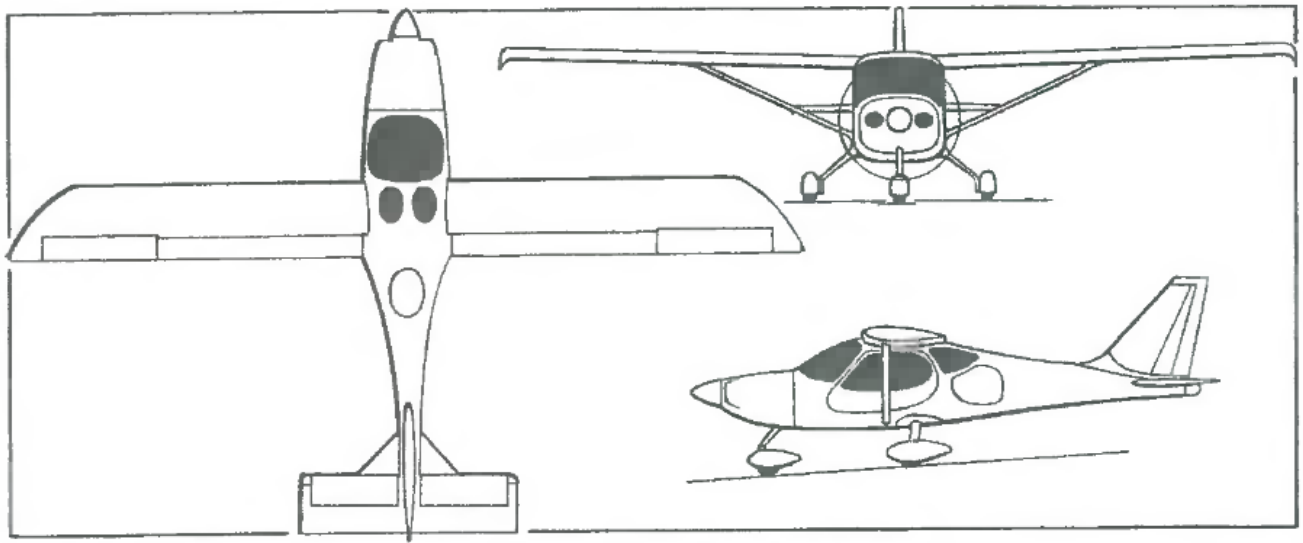
шкіряні крісла, все, до найдрібнішої деталі, виконано для зручності пілота та пасажирів.

А тепер «трохи музики». Ось чим оснащений цей літак: спирто-гліцеринової протизледенувальної системи передніх кромки крила і оперення. Грозвідмітником. Системою запобігання небезпечному зближенню в повітрі TAWS. Автопілот Fifty Five X. Два великі індикаторами: пілотажним FlightMax Entegra і багатофункціональним EX5000C. Одноважелева система управління двигуном (повністю автоматичним повітряним гвинтом). Два навігаційними системами Garmin GNS 430. Аудіопанеллю Garmin GNA 340 Відповідачем вторинної радіолокації Garmin GTX 327.

У конструкції цього літака цікава бічна ручка керування. Вона безпечна в аварійній ситуації та зручна у використанні. До того ж, дуже легка в управлінні. Панель керування асиметрична і трохи занижена, що створює чудову видимість. Велике лобове скло сприяє гарному огляду як з місця пілота, так і пасажирського крісла. Це дуже швидкісні літаки. Композитна конструкція без заклепувальних швів зменшує лобовий опір, дозволяючи літаку розвивати швидкість 180 вузлів. Є також деякі цілком привабливі льотні характеристики, такі як скоропідйомність, максимальне корисне навантаження. До речі, дехто каже, що SR22 «набирає висоту так, як тужливий по дому ангел».

Cirrus SR22 оптимальний для повітряних подорожей тривалими маршрутами, польотів у складних метеороумовах вдень і вночі. Загалом – це сучасна та надійна машина. Але. Cirrus SR22 має один дуже істотний недолік його експлуатації саме в Росії - композитну, пластикову конструкцію планера літака. Пластик для наших умов – не найкращий матеріал. Він має процес природного старіння. Навіть якщо літак стоїть. А при перепадах температур, вологості, невідготовлених злітно-посадкових майданчиках цей процес відбувається набагато швидше. І тут постає проблема залишкової вартості літака. Купивши новий за 300–350 тисяч доларів, невідомо, за скільки його за якийсь час можна продати. І чи взагалі це можна зробити.

OMF Symphony Німеччина , 1998



OMF Symphony 250 four-seat development of OMF-100-160

Рисунок 1.6 - Загальний вигляд літака OMF Symphony

Літак німецької фірми Ostmecklenburgische Flugzeugbau GmbH (OMF) OMF Symphony 250 нормальної схеми, підкисний моноплан з верхньорозташованим крилом, змішаної конструкції (у конструкції використовуються метали та композиційні матеріали). Подальший розвиток двомісного літака Symphony 160 (рисунок 1.6).

Крило прямокутне в плані, однолонжеронне, змішаної конструкції. Крило оснащено щільними закрилками Фаулера, які займають $2/3$ від розмаху, та крильцями Віткомба розташованими на кінцях крила.

Фюзеляж складається з двох частин, перша частина є ферменну конструкцію зварену зі сталевих труб, а хвостова балка з композиційних матеріалів.

Хвостове оперення однокільове, є змішаною конструкцією з алюмінію , і склопластику.

Шасі трипорне з носовою стійкою, при керуванні літак управляється диференціальним гальмуванням.

1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

З зібраних статистичних даних обрана нормальна аеродинамічна схема ознакою якої є розташування ГО позаду крила. Більшість літаків світу виконують за цією схемою, оскільки вона має значні переваги:

- крило працює в чистому незавихреному потоці, який плавно обтікає його та утворює значну підйомну силу;
- носова частина фюзеляжу вкорочена, що призводить до зменшення потрібної площі (а отже, і маси) ВО;
- Зменшення довжини носової частини фюзеляжу покращує огляд передньої півсфери.

Слід врахувати недоліки нормальної схеми, такі як:

- робота ГО у завихреному крилом потоці значно зменшує його ефективність, що викликає необхідність використання ГО більшої площі та маси;
- задля забезпечення стійкості польоту ЛА на ГО необхідно створювати негативну підйомну силу, що зменшує сумарну підйомну силу літака. Для нейтралізації цього явища потрібно використовувати крило збільшеної площі (а отже, і маси).

За розміщенням крила - високоплан, вільнонесучий, без підкосів і розчалок. Таке компонування має переваги, такі як:

- невелике значення опору інтерференції;
- Хороший огляд нижньої півсфери;
- спрощення компонування пасажирських салонів та вантажних відсіків середини фюзеляжу;

Недоліками високоплану є:

- складність розташування стійок шасі на крилі;
- Необхідність додаткового посилення нижньої частини фюзеляжу.

Вибрано крило прямокутне в плані, що відрізняється простотою конструкції та високою безпекою. Вибрано трипірну схему шасі з хвостовою опорою, таке шасі має найменшу масу, тому що хвостова опора винесена далеко назад щодо центру мас, тому на неї припадає приблизно 10% маси літака. Також така схема має більш високу прохідність, оскільки інерційна сила, прикладена в центрі мас розвантажує задню опору. Тому тиск на ґрунт ЗПС зменшується. Але за такої схеми шасі літак схильний до капотажу та козеляння. [7]

Силова установка складається із одного поршневого двигуна.

На основі зібраних статистичних даних вибираємо основні геометричні параметри агрегатів літака. Призначені геометричні параметри заносимо до таблиці 1.3

Таблиця 1.3 - Основні геометричні параметри агрегатів літака

λ	χ°	η	\bar{c}	$\bar{S}_{эл}$	λ_ϕ	D_ϕ	L_ϕ	\bar{S}_{z0}	\bar{S}_{60}	λ_{z0}	λ_{60}	χ_{z0}°	χ_{60}°	η_{z0}	η_{60}
8,5	0	1,0	0,15	0,15	6,5	1,28	8,2	0,25	0,13	2,8	1,4	15	35	2,5	2,4

1.1.5 Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні

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

$$m_0 = \frac{m_{ГР} + m_{ЭК}}{1 - (\bar{m}_K + \bar{m}_{СУ} + \bar{m}_T + \bar{m}_{ОБ.УПР})},$$

де m_0 – злітна маса літака нульового наближення; $m_{ГР}$ – Маса корисного навантаження; $m_{ЭК}$ – Маса екіпажу; \bar{m}_K , $\bar{m}_{СУ}$, \bar{m}_T , $\bar{m}_{об.упр.}$ – відносні маси конструкції, силової установки, палива, обладнання та управління.

Значення $m_{ГР}$ визначаються $m_{ЭК}$ за залежністю:

$$m_{ГР} = 120 \cdot n_{ПАС}, m_{ЭК} = 80 \cdot n_{ЭК}.$$

$$\text{Тоді } m_{ГР} = 120 \cdot 3 = 360 \text{ кг, } m_{ЭК} = 80 \text{ кг.}$$

Значення відносної маси палива визначаємо за такою формулою:

$$\bar{m}_T = a + \frac{bL}{V_{КРЕЙС}},$$

де L – дальність польоту в км; $V_{КРЕЙС}$ – крейсерська швидкість польоту; a, b – Розрахункові коефіцієнти. Вибираємо значення $a = 0,03$; $b = 0,04$.

$$\bar{m}_T = 0,03 + 0,04 \frac{1610}{280} = 0,23.$$

Значення \bar{m}_K , $\bar{m}_{СУ}$, $\bar{m}_{ОБ.УПР}$ приймаємо за статистичними таблицями рівними: $\bar{m}_K = 0,20$, $\bar{m}_{СУ} = 0,08$, $\bar{m}_{ОБ.УПР} = 0,08$. Тоді злітна маса літака складає:

$$m_0 = \frac{360 + 80}{1 - (0,20 + 0,08 + 0,26 + 0,08)} = 1160 \text{ кг}.$$

Після визначення злітної маси літака нульового наближення визначаємо масу конструкції літака m_K та її складові: масу крила - $m_{КР}$; фюзеляжу - $m_{Ф}$; оперення - $m_{ОП}$; шасі - $m_{Ш}$. Визначаємо також масу палива m_T , силової установки $m_{СУ}$ та двигуна $m_{ДВ}$.

За статистичними даними приймаємо відносні значення мас: $\bar{m}_K = 0,20$, $\bar{m}_{КР} = 0,389$, $\bar{m}_{Ф} = 0,346$, $\bar{m}_{ОП} = 0,083$, $\bar{m}_{Ш} = 0,182$.

Підставляючи прийняті значення, отримуємо:

$$m_K = 1160 \cdot 0,20 = 232 \text{ кг; } m_{КР} = 232 \cdot 0,389 = 90,25 \text{ кг; } m_{Ф} = 232 \cdot 0,346 = 80,5 \text{ кг; } m_{ОП} = 232 \cdot 0,083 = 19,3 \text{ кг; } m_{Ш} = 232 \cdot 0,182 = 42,2 \text{ кг; } m_T = 1160 \cdot 0,23 = 266,8 \text{ кг; } m_{СУ} = 240 \text{ кг; } m_{ОБ} = 1160 \cdot 0,08 = 92,8 \text{ кг.}$$

Отримані результати заносимо до таблиці 1.4.

Таблиця 1.4 – Маси літака

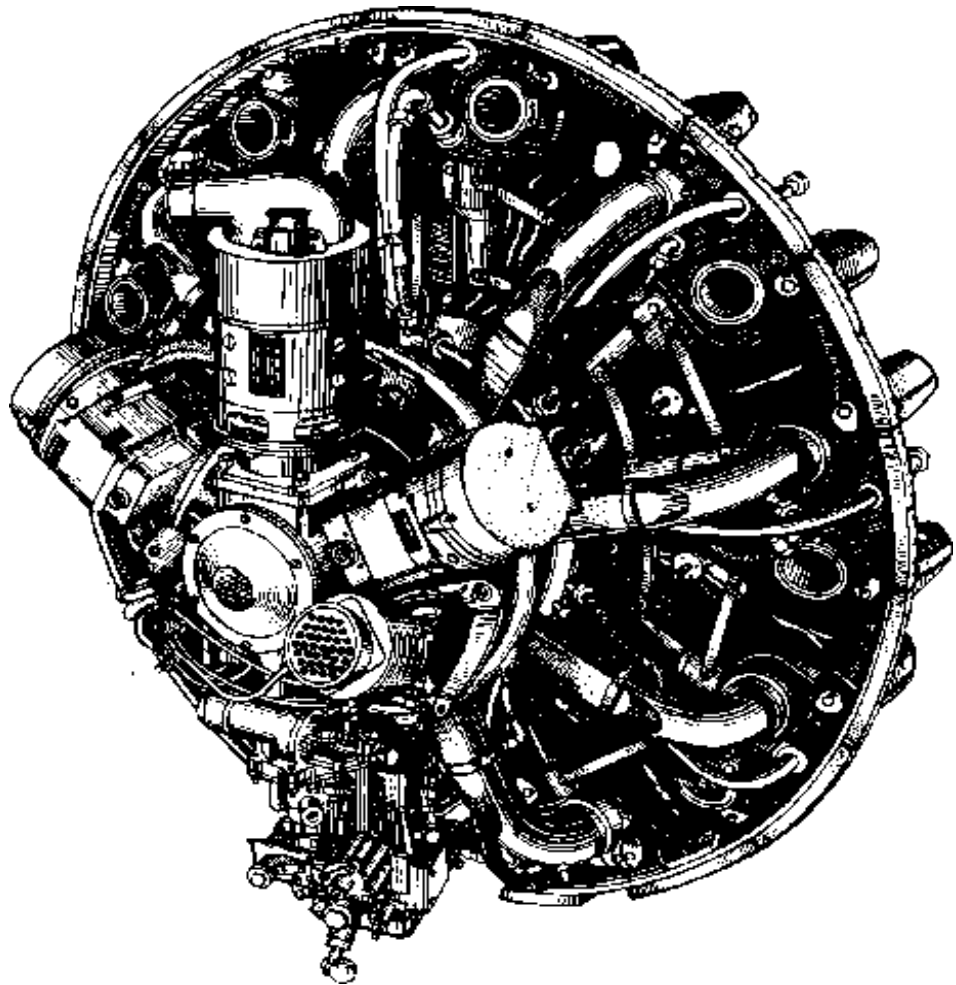
m_0	$m_{ГР}$	$m_{ЭК}$	m_K	$m_{КР}$	$m_{Ф}$	$m_{ОП}$	$m_{Ш}$	m_T	$m_{СУ}$	$m_{ОБ}$
1160	360	80	232	90,25	80,5	19,3	42,2	266,8	240	92,8

1.1.6 Підбір двигунів

Вибираємо двигун авіаційний двигун М-14П поршневий, чотиритактний, бензиновий, з повітряним охолодженням, дев'ятициліндровий, однорядний, із зіркоподібним розташуванням циліндрів та з карбюраторним сумішоутворенням. На злітному режимі він розвиває потужність 360 л. (максимально-тривала) при 2900об/хв. [13]

$$P_0 = \frac{t_0 \cdot m_0 \cdot g}{n_{0в}} = \frac{0,25 \cdot 1160 \cdot 9,8}{1} = 2842 \text{ (Н)},$$

Де $t_0 = 0,25$ - важкоозброєність (вибираємо зі статистичних даних).
Габаритні розміри:



висота – 985 мм;

ширина – 985 мм;

довжина – 924 мм.

$m_{0в} = 240$ кг – маса двигуна.

1.1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів

Крило

Площа крила літака визначаємо із співвідношення:

$$S = m_0 g / 10P_0,$$

де P_0 – питоме навантаження на крило.

Приймаємо $P_0=75$ дан/м², використовуючи статистичні дані.

$$S = 1160 \cdot 9,8 / (10 \cdot 75) = 15,16 \text{ м}^2.$$

Розмах крила визначається за формулою $l = \sqrt{\lambda S}$

$$\text{Тоді } l = \sqrt{8,5 \cdot 15,16} = 11,35 \text{ м.}$$

Коренева b_0 і кінцева b_k хорди крила визначаються із співвідношень:

$$b_0 = S/l \frac{2\eta}{\eta+1},$$

З урахуванням значень отримуємо:

$$b_0 = \frac{15,16}{11,35} \cdot \frac{2 \cdot 1}{1+1} = 1,33 \text{ м,}$$

Середня аеродинамічна хорда крила (САХ) обчислюється за такою формулою:

$$b_A = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)},$$

$$b_A = \frac{2}{3} \cdot 1,33 \cdot \frac{1^2 + 1 + 1}{1(1+1)} = 1,33 \text{ м.}$$

Координата САХ за розмахом крила визначається за формулою:

$$z_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1},$$

$$z_A = \frac{28,8}{6} \cdot \frac{4+2}{4+1} = 5,76 \text{ м.}$$

Фюзеляж

l_ϕ - Довжина фюзеляжу; $l_{нч}$ - Довжина носової частини фюзеляжу; $l_{хвч}$ - Довжина хвостової частини фюзеляжу визначаються на основі статистичних даних за формулами: $l_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi$, $l_{нч} = \lambda_{нч} \cdot D_\phi$, $l_{хвч} = \lambda_{хвч} \cdot D_\phi$.

$$\text{де } \lambda_{нч} = 2,18, \lambda_{хч} = 4,32$$

$$l_\phi = 6,5 \cdot 1,26 = 8,2 \text{ м, } l_{нч} = 2,18 \cdot 1,26 = 2,75 \text{ м, } l_{хвч} = 4,32 \cdot 1,26 = 5,44$$

Горизонтальне оперення

Площа горизонтального оперення $S_{ГО}$ визначається співвідношенням:

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S,$$

$$\text{де } \bar{S}_{ГО} = 0,25; \quad S_{ГО} = 0,25 \cdot 15,16 = 3,8$$

Розмах горизонтального оперення визначається за такою формулою:

$$l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} S_{ГО}},$$

де $\lambda_{ГО} = 2,8$ - зі статистичних даних;

$$l_{ГО} = \sqrt{2,8 \cdot 3,8} = 3,3 \text{ м.}$$

Коренева та кінцева хорди горизонтального оперення визначаються так само, як і для крила:

$$b_{0ГО} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}} \cdot \frac{2\eta_{ГО}}{\eta_{ГО} + 1};$$

де $\eta_{ГО} = 2,5$ -з таблиці $b_{0ГО} = \frac{2,88}{3,3} \cdot \frac{2 \cdot 2,2}{2,2+1} = 1,2 \text{ м};$

$$b_{КГО} = \frac{b_{0ГО}}{\eta_{ГО}};$$

$$b_{КГО} = \frac{1,2}{2,2} = 0,55 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда горизонтального оперення визначається із співвідношення:

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} b_{0ГО} \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{\eta_{ГО}(\eta_{ГО} + 1)};$$

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} \cdot 1,2 \cdot \frac{2,2^2 + 2,2 + 1}{2,2(2,2 + 1)} = 1,03 \text{ м.}$$

Координата САХ ГО за розмахом горизонтального оперення визначається із співвідношення:

$$z_{АГО} = \frac{l_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ГО} + 2}{\eta_{ГО} + 1};$$

$$z_{АГО} = \frac{3,3}{6} \cdot \frac{2,2 + 2}{2,2 + 1} = 0,72 \text{ м.}$$

$$\chi_{АГО} = z_{АГО} \cdot \text{tg } \chi_{ПКГО}$$

Зі статистики $\chi_{ГО} = 15^\circ$, тоді;

$$\text{tg } \chi_{ПКГО} = \text{tg } 15^\circ + \frac{2,2 - 1}{4(2,2 + 2)} = 0,019$$

Підставивши у вираз, виходить:

$$\chi_{АГО} = 0,72 \cdot 0,019 = 0,014$$

Вертикальне оперення

Зі статистичних даних $\bar{S}_{ВО} = 0,12$; $\lambda_{ВО} = 1,4$; $\eta_{ВО} = 2,4$.

Площа вертикального оперення визначається із співвідношення:

$$S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} \cdot S,$$

$$S_{ВО} = 0,12 \cdot 15,16 = 1,83 \text{ м}^2.$$

Висота вертикального оперення визначається за такою формулою:

$$l_{ВО} = \sqrt{\lambda_{ВО} \cdot S_{ВО}};$$

$$l_{ВО} = \sqrt{1,4 \cdot 1,82} = 1,6 \text{ м.}$$

Коренева та кінцева хорда вертикального оперення, як і для крила, визначається за формулою:

$$b_{0BO} = \frac{S_{BO}}{l_{BO}} \cdot \frac{2\eta_{BO}}{\eta_{BO} + 1};$$

$$b_{0BO} = \frac{1,82}{1,6} \cdot \frac{2 \cdot 2,4}{2,4 + 1} = 1,48 \text{ м.}$$

$$b_{KBO} = \frac{b_{0BO}}{\eta_{BO}};$$

$$b_{KBO} = \frac{1,48}{2,4} = 0,65 \text{ м.}$$

Плечо $l_{ГО} \approx l_{BO}$ для "нормальної" схеми літака (відстань від центру мас літака до центру тиску горизонтального оперення) визначаються із співвідношення:

$$l_{ГО} = 3 \cdot b_A; l_{ГО} = 3 \cdot 1,03 = 3,09 \text{ м,}$$

Визначення параметрів шасі

Коля шасі $B = 2,24 \text{ м}$; База шасі $b = 6,64 \text{ м}$; Винос головних коліс $e = 0,67 \text{ м}$;
 $\varphi = 14^\circ$; $\gamma = 13^\circ$.

1.1.8 Ув'язування форми агрегатів, побудова залізів та обтічників літака

При проектуванні конструкції нового літального апарату на стадії ескізного проектування виникає необхідність створення майстер-геометрії літака. Процес створення майстер-геометрії проєктованого літака здійснюється за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи CAD/CAM/CAE/PLM SIEMENS NX.

Формування майстер-геометрії агрегатів літака виконується з урахуванням вимог аеродинаміки, прийнятих на етапі ескізного проектування конструктивно-технологічних рішень, та законів формування поверхонь у системі CAD / CAM / CAE / PLMSIEMENS NX (рисунок 1.7).



Рисунок 1.7 - Майстер геометрія літака

Моделювання поверхонь органів управління виконується шляхом виділення ділянок еталонної поверхні, що припадають на зону розташування керма, окремий геометричний блок з одночасним формуванням необхідних конструктивних

зазорів. На наступному кроці моделюються носок рульової поверхні та стінка щілини в нерухомій частині крила.

Завершенням створення майстер-геометрії крил та оперення є моделювання їх закінчень.

При створенні майстер-геометрії фюзеляжу літака загальну модель поділяють на три частини: носову, циліндричну та кормову. Майстер-геометрія циліндричної частини фюзеляжу є лінійчастою поверхнею, побудованою між двома профілями поперечного перерізу.

У місцях з'єднання крила з фюзеляжем будуються залізи, що зменшують опір інтерференції. Ці залізи повинні плавно сполучатися з крилом та фюзеляжем.

У місцях розміщення шасі будуються обтічники шасі, які теж мають плавно сполучатися з фюзеляжем. [8]

1.1.9 Вибір та обґрунтування конструктивно-силової схеми (КСС) літака, а також його агрегатів

Вибір конструктивно-силової схеми крила

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила використовується поняття умовного лонжерону, ширина пояса якого становить 0.6 хорди крила у розрахунковому перерізі. При розрахунках використовуємо кореневу хорду b_0 . Товщину умовного пояса лонжерону визначаємо за формулою:

$$\delta_y = \frac{(P_0 \cdot S \cdot z_a - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{кр} \cdot g \cdot z_a) \cdot n_p}{0.96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p},$$

де $P_0 = 75 \text{ Н/м}^2$ -питоме навантаження на крило при зльоті;

$S = 15,16 \text{ м}^2$ - площа крила;

$z_a = 5,76 \text{ м}$ -координата середньої аеродинамічної хорди від поздовжньої осі літака по розмаху крила;

m_i - маса вантажу, розташованого на крилі, кг. Маса палива, розташованого на крилі $m_T = 150 \text{ кг}$

g -прискорення вільного падіння;

z_i -координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від поздовжньої осі літака по розмаху крила, м. Координата $z_T = 1 \text{ м}$;

n^p - коефіцієнт розрахункового навантаження. $n^p = 4,5$ для надманеврених літаків;

$m_{кр} = 90,25 \text{ кг}$ - маса крила;

$c = 0,15$ - відносна товщина профілю крила;

$b_0 = 1,33 \text{ м}$ -коренева хорда крила;

$\sigma_p = 800 \text{ МПа}$ - руйнівна напруга пояса лонжерону.

За формулою (2.1.) товщина умовного лонжерону:

$$\delta_y := \frac{(75 \cdot 15,16 \cdot 5,76 - 2 \cdot 85 \cdot 9,8 \cdot 1 - 90,25 \cdot 9,8 \cdot 5,76) \cdot 4,5}{0,96 \cdot 0,15 \cdot 1,33^2 \cdot 800 \cdot 10^6} = -4,666 \times 10^{-6} \quad \text{і}$$

$$\delta_y = 0,47 \text{ мм.}$$

Так як товщина умовного лонжерона менше 5 мм, то обшивка виконується мало товстою, з малими критичними напруженнями. У цьому випадку крило може бути сконструйовано з обшивкою та стрінгерами, що сприймають меншу частину згинального моменту, а лонжерони сприйматимуть більшу частину. У масовому відношенні вигідно робити лонжеронне крило.

Конструктивно – силову схему крила можна вибрати також за критерієм інтенсивності моментного навантаження, що діє на крило. Розмір інтенсивності моментного навантаження для кореневого перерізу крила визначається за виразом:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(P_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot z_a - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i] \cdot n^p}{1.03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3},$$

де $H = 0.8 \cdot H_{\max}$ – розрахункова висота профілю перерізу.

$$\frac{M}{H^3} := \left[\frac{(75 \cdot 15 \cdot 16 - 90 \cdot 25 \cdot 9 \cdot 8) \cdot 5.76 - 2 \cdot 150 \cdot 9 \cdot 8 \cdot 1}{1.03 \cdot (0.15 \cdot 1.33)^2} \right] \cdot 4.5 = -1.63 \times 10^5$$

Обчислені значення $\delta_y M/H^3$ свідчать про те, що для проєктованого літака за масовими характеристиками вигіднішою буде лонжеронна конструктивно-силова схема крила.

Так як $\frac{M}{H^3} = 1.63 \text{ МПа} < 15 \text{ МПа}$, то перевага матиме лонжеронна конструкція крила.

Приймаємо як конструктивно силову схему крила – лонжеронне крило.

Поздовжній набір крила складається з 1 лонжерону, 1 стінки, нервюр та стрінгерів. Лонжерон кріпляться до силових шпангоутів. Для нашого крила лонжерон розташований на 0,15 хорди, стінка – 0,67 хорди.

Вузли навішування елеронів знаходяться на силових нервюрах: 10. 11.

Відстань a між нервюрами вибирають залежно від товщини обшивки та розмірів перерізу стрінгера. Дуже мала відстань не вигідна через велику кількість заклепок, що призводить до погіршення поверхні крила і до ускладнення виробництва крил.

У крилах зі стрінгерним набором відстань між нервюрами a вибирають залежно від потужності стрінгерного набору та обшивки:

Нервюри розташовані перпендикулярно до лонжерону. Відстані між нервюрами та стрінгерами:

$$a = 400 \text{ мм}, b = 200 \text{ мм}, \delta = 1,2 \text{ мм}.$$

Крило цілісне. Кріпиться до фюзеляжу за допомогою навісних вузлів на стінках та лонжерон кріпиться до силового шпангоуту.

Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Більшість сучасних літаків мають балочно-стрінгерний фюзеляж, що складається з обшивки, підкріпленої стрінгерами і шпангоутами, що працює спільно зі стрінгерами на осьові сили (розтягування-стиснення) при сприйнятті згинальних моментів M_z і M_y , і на зсув від перерізуєчих сил Q_x моменту M_x . У балочно-стрінгерних фюзеляжах шпангоути ставляться частіше, щоб підвищити

стійкість роботи стрингерів на стиск та обшивки-на зсув і стиск за рахунок зменшення відстаней між їхніми опорами. Крок стрингерів приймаємо рівним 135 мм, крок шпангоутів – 660 мм.

У носовій частині фюзеляжу розташована силова установка. У середній частині фюзеляжу розташована кабіна пілотів, спеціальне обладнання.

У хвостовій частині фюзеляжу розташована проводка керування літаком і хвостова опора.

Обшивка з алюмінієвих листів з'єднується зі стрингерами безпосередньо заклепками, а зі шпангоутами - за допомогою книжок та накладок. Стрингери зі шпангоутами поєднуються за допомогою куточків.

Посилені шпангоути виконані із сталі 30ХГСА. Нормальні шпангоути виготовлені з пресованого профілю, матеріал Д16Т. Перетин шпангоутів Z-подібний. Стрингери-кутового перерізу з того самого матеріалу.

Поздовжній набір фюзеляжу складається зі стрингерів. Поперечний набір складається із шпангоутів. Силкові шпангоути: 1. 2. 3. 4. 5. 6.

Носовий обтічник виготовляється із композитів. [13]

Вибір конструктивно-силової схеми оперення

Силкові елементи горизонтального та вертикального оперень повинні бути пов'язані один з одним силовими елементами фюзеляжу, розташування яких залежить від компоновання хвостової частини. Конструктивно-силкові схеми стабілізатора та кіля не відрізняються від відповідних схем крил.

Все оперення складається з вертикального оперення (кіля з кермом напрямку), горизонтального оперення (стабілізатора з кермом висоти), закріплених на фюзеляжі.

Стабілізатор лонжеронної конструкції нерозрізний. Кожна консоль включає силкові нервюри (за кількістю вузлів навішування кермів висоти) та звичайні нервюри, розташовані з кроком 330 мм, стінку та кронштейни навішування кермів висоти. Стінки силових нервюр у лонжерона підкріплені листовими накладками та мають фітинги, до яких через пояси заднього лонжерону кріпляться штамповані кронштейни 8,9 навішування керма висоти.

Кіль стрілоподібний лонжеронної конструкції. Він складається з лонжерону, стінки, силових та звичайних нервюр, розташованих з кроком 330 мм.

Вузли навішування керма висоти знаходяться на силових нервюрах 14,15,16.

Вузли навішування керма напряму знаходяться на силових нервюрах 8,9.

Вибір КСС шасі

Схема шасі – трипорна, що не забирається, із задньою опорою. Трипорне шасі, що не убереться, із задньою стійкою найбільш вдало вирішує питання зі зменшенням маси.

Рух літака з шасі такої схеми є досить стійким як у поздовжньому, так і в колійному відношенні.

Конструктивно-силова схема шасі повинні забезпечувати:

- найменшу масу шасі (з урахуванням посилення вирізів під шасі у конструкції планера);

Схема передніх опор шасі ресорна. Кріплення здійснюється до спеціально посиленої підлоги між силовими шпангоутами 3 та 4. Схема хвостової опори шасі ресорна. Кріплення таке саме як і основних стійок. [11]

Висновок

За результатами роботи було розроблено адміністративний літак, який відповідав би вимогам ($L = 800$ км; $m_c = 1160$ кг).

Метод проектування на основі статистичних даних не може повністю задовольнити всі вимоги. Отже, для отримання кращого проектування необхідно використовувати більш точні розрахунки (перше, друге, третє наближення) і використовувати ефективні методи проектування ЛА в програмах CAD CAM CAE.

1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака на аеродинамічні та масові характеристики

1.2.1 Розрахунок поляр та аеродинамічної якості у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака

Розрахунок ведемо для крейсерської висоти польоту.

Польотна поляр для $H = 0$

Таблиця 1.2.1 – Розрахунок поляр

M	0	0,05	0,1	0,13	0,15	0,17	0,20	0,25	0,30
C_{xari}	0	0.1535	0.1737	0.1923	0.2088	0.2229	0.2349	0.2460	0.4508
C_{yari}	0	1.3435	1.3054	1.2646	1.2211	1.1749	1.1261	1.0745	1.2000

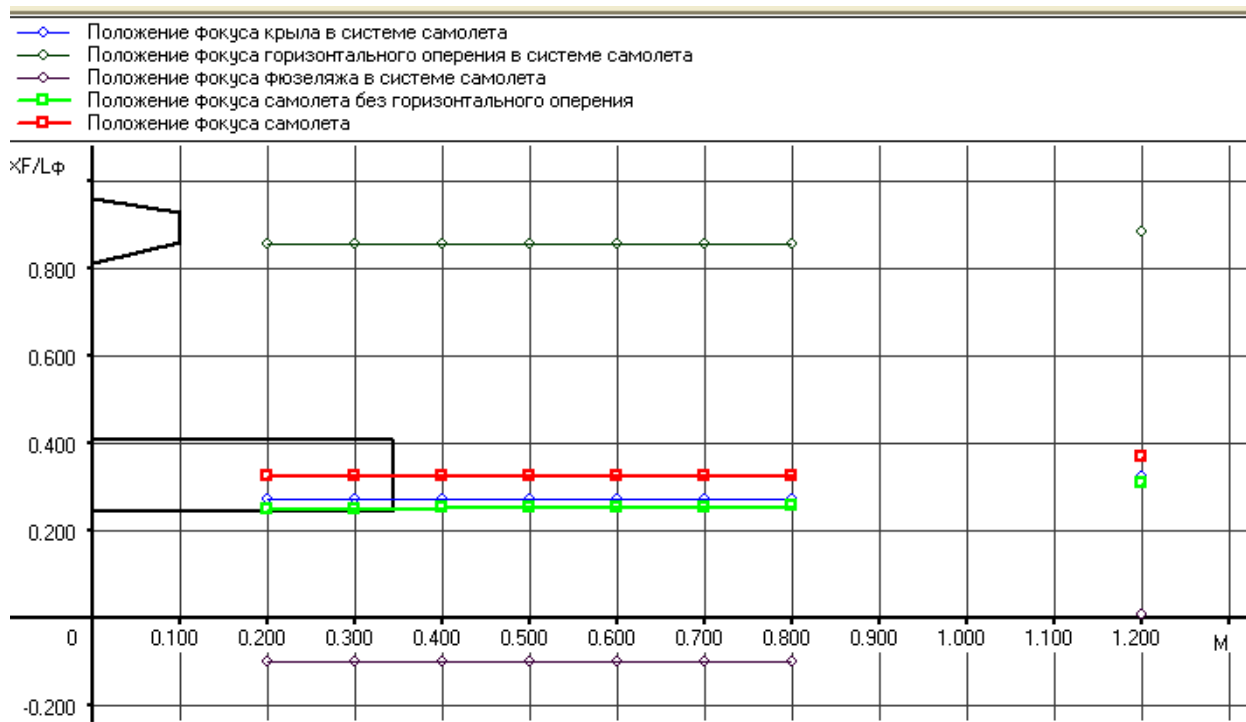


Рисунок 1.2.3 - Положення фокусу літака

1.2.3 Розрахунок льотних характеристик ЛА методом тяг (потужностей)

Дані льотних характеристик були внесені у таблицю 1.2.4 та відображені на рисунку 1.2.4

Таблиця 1.2.4 - Потрібні та наявні тяга потужність

M	0	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
$N_{розп.}$ кВт	0	975	1018	1270	1504	1736	1982	2257	0
$N_{піт}$ кВт	0	239	217	196	342	591	984	1521	59279
$P_{розп}$ Н	0	377	411	578	721	859	985	1125	0
$P_{піт}$ Н	0	253	321	376	423	556	725	931	49218

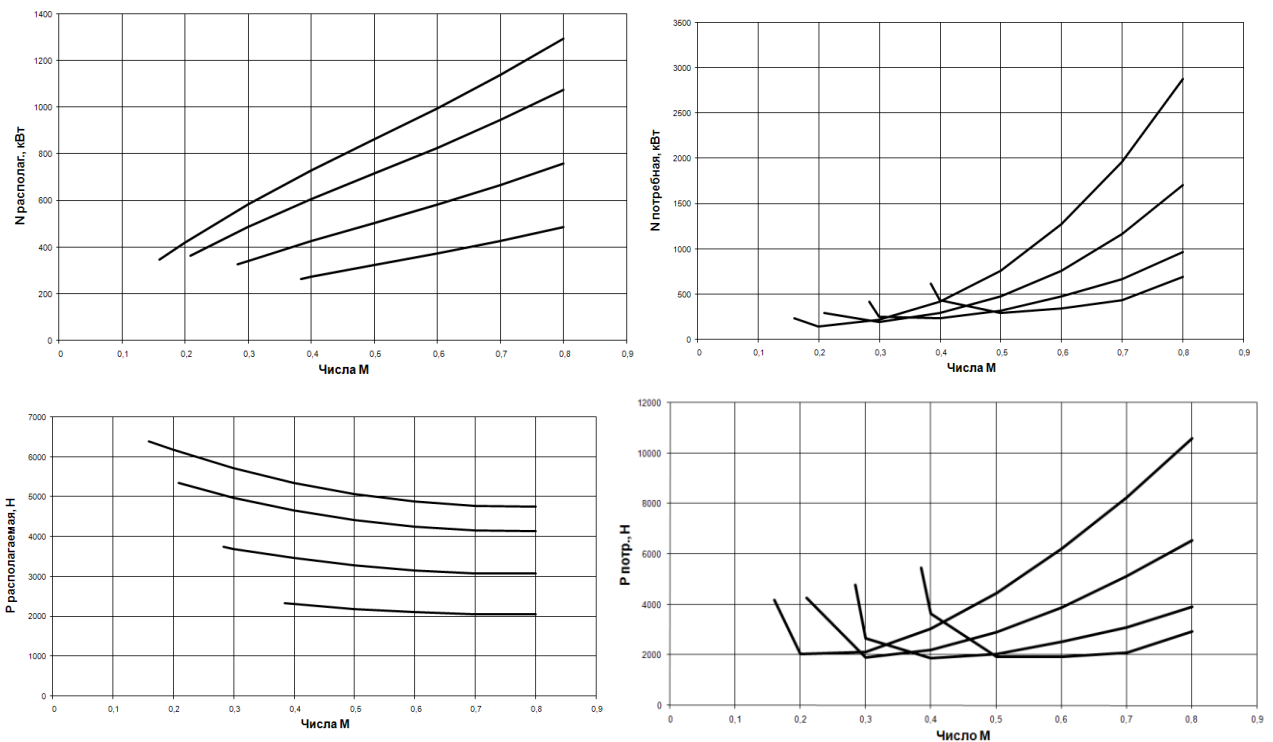


Рисунок 1.2.4 - Потрібні та наявні потужності, тяга $H=0, 1, 2$ та 4 км (зліва направо)

Висновки

У цьому розділі розглянута динаміка горизонтального польоту легкого багатоцільового літака в польотній конфігурації при подовжньому русі, що встановився без кутів нахилу і ковзання, зроблено розрахунок злітно-посадкових характеристик літака, його льотно-технічних характеристик. Аеродинамічна якість літака $K=12$ на висоті $H=0$.

1.3 Інтегроване проєктування та комп'ютерне моделювання силової установки

1.3.1 Склад силової установки

Силова установка в літаку є сукупністю двигуна з його агрегатами, систем і пристроїв, що забезпечують надійну роботу двигуна в процесі його експлуатації.

У силову установку входять:

- 1) Двигун поршневий М14-П;
- 2) Повітряний гвинт із коком;
- 3) Моторна рама;
- 4) Капоти, обтічники;
- 5) Система живлення двигуна паливом;
- 6) Маслосистема

- 7) Система охолодження двигуна та його агрегатів;
- 8) Пристрої для всмоктування повітря та його агрегатів;
- 9) Система управління та контролю роботи різних агрегатів;
- 10) Протипожежні пристрої;
- 11) Протиблєденітільні пристрої.

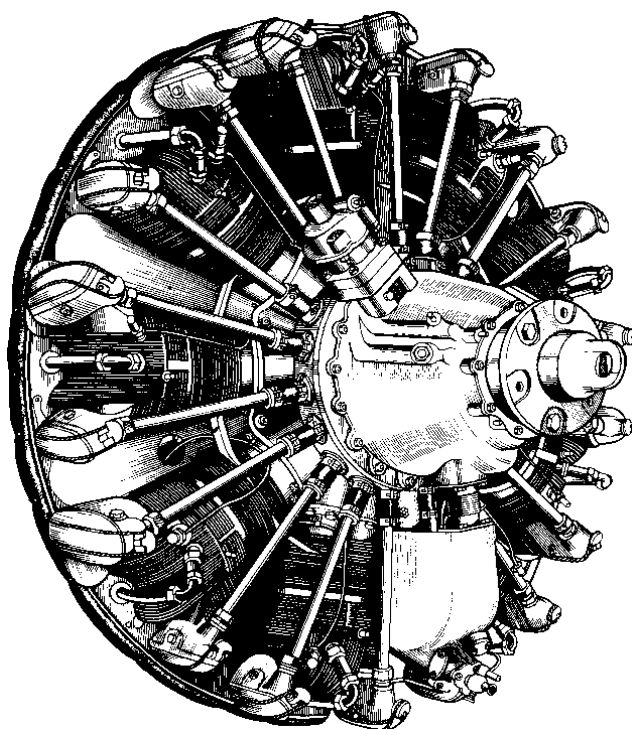
1.3.2 Основні вимоги до СУ

До силових установок, незалежно від їх типу та місця розташування літаком, пред'являються такі вимоги:

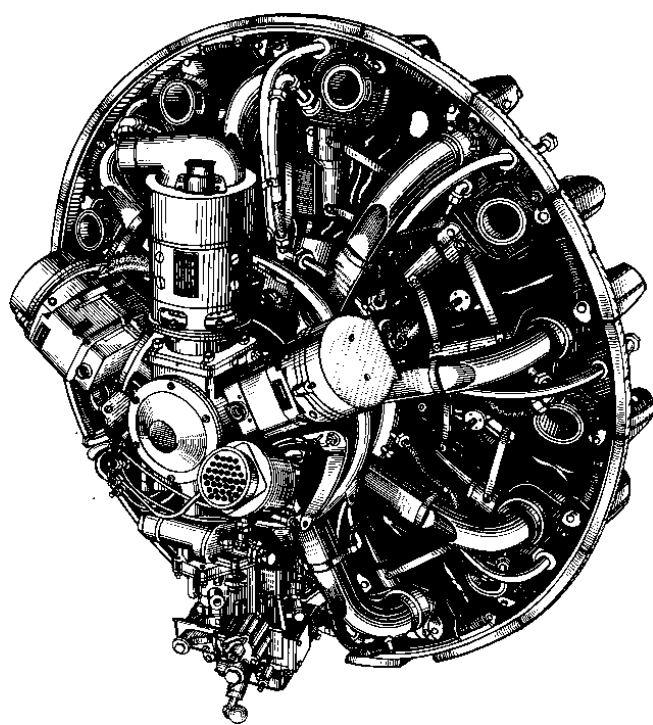
- 1) Вигідна з аеродинамічної точки зору компоновання;
- 2) Мінімальна витрата потужності на подолання опору пов'язаного з роботою самої силової установки та мінімальні втрати в системах всмоктування та вихлопу;
- 3) Поглинання вібрацій двигуна та гвинта елементами їхнього кріплення до літака;
- 4) Компенсація температурних деформацій у вузлах кріплення двигуна (особливо при встановленні його всередині крила або фюзеляжу);
- 5) Зручність монтажу, легкий доступ до всіх частин двигуна та його обладнання, що потребує періодичного огляду та регулювання;
- 6) Забезпечення живучості всієї силової установки;
- 7) Можливість локалізації пожежі за її виникнення у межах відсіку двигуна.

Крім того, двигун повинен мати потрібну потужність або тягу і висотність при можливо меншій вазі, надійно працювати в межах встановленого терміну, легко запускатися в будь-яку погоду і на різних висотах, володіти можливо меншими габаритами, мати малу питому витрату палива і хорошу прийомистість. е. здатність швидко змінювати кількість обертів. [14]

Тип двигуна та його характеристики



Двигун М-14П (вид спереду)



Двигун М-14П (вид ззаду)

Основні технічні характеристики двигуна

макс. потужність (к.с.)	обороти макс. потужності (про/хв)	робочий об'єм (л) / число циліндрів	питома витрата палива за макс. потужності кг/(к.с.*го д)	крейсерська питома витрата палива кг/(к.с.*го д)	висота (мм)	ширина (мм)	довжина (мм)	суха маса (кг)
360	2900	10,16 / 9	0,315	0,210	985	985	924	214

найменування режиму	потужність л.с.	частота обертання коленвала про./хв.	питома витрата палива г/(к.с.*ч)
Злітний	360	2900	285...315
Номинальний 1	290	2400	280...310
Номинальний 2	240	2050	265...300
Крейсерський 1	180	1860	210...230
Крейсерський 2	144	1730	215...235
Малий газ	---	не менше 700	---

1.3.3 Проектування кріплення двигуна

Аналіз схем кріплення двигуна та конструктивних особливостей.

На силову схему кріплення двигуна істотно впливає тип двигуна та його компоновка на літальному апараті. Всі силові елементи кріплення двигуна виконують з високоміцних легованих сталей, термічно оброблених до $\sigma_{пр} = 1100-1200 \text{ МН/м}^2$. [22]

Зіркоподібний ПД (рис. 1.3.1) складається з трубчатого кільця, до якого прикріплений картер двигуна, і восьми приварених до кільця тріщин, які з'єднані з каркасом літака. Кільце та стрижні виготовлені з сталі 30ХГСА, а вузли з'єднані за допомогою зварювання. Цикання труб здійснюється за допомогою косинок, щоб зміцнити зварні вузли. У місцях між фермою та каркасом літака вварені вуха або фіксатори. Картер двигуна прикріплюється до кільця за допомогою шпильок, встановлених на гумових втулках. Гумові амортизатори прикріплені до вузлів кріплення ферми та каркаса літака.

Обґрунтування КСС та розрахункові схеми кріплення двигуна.

Для кріплення зіркоподібного ПД використовуємо наступну схему, яка показана на малюнку (рис. 1.3.1).

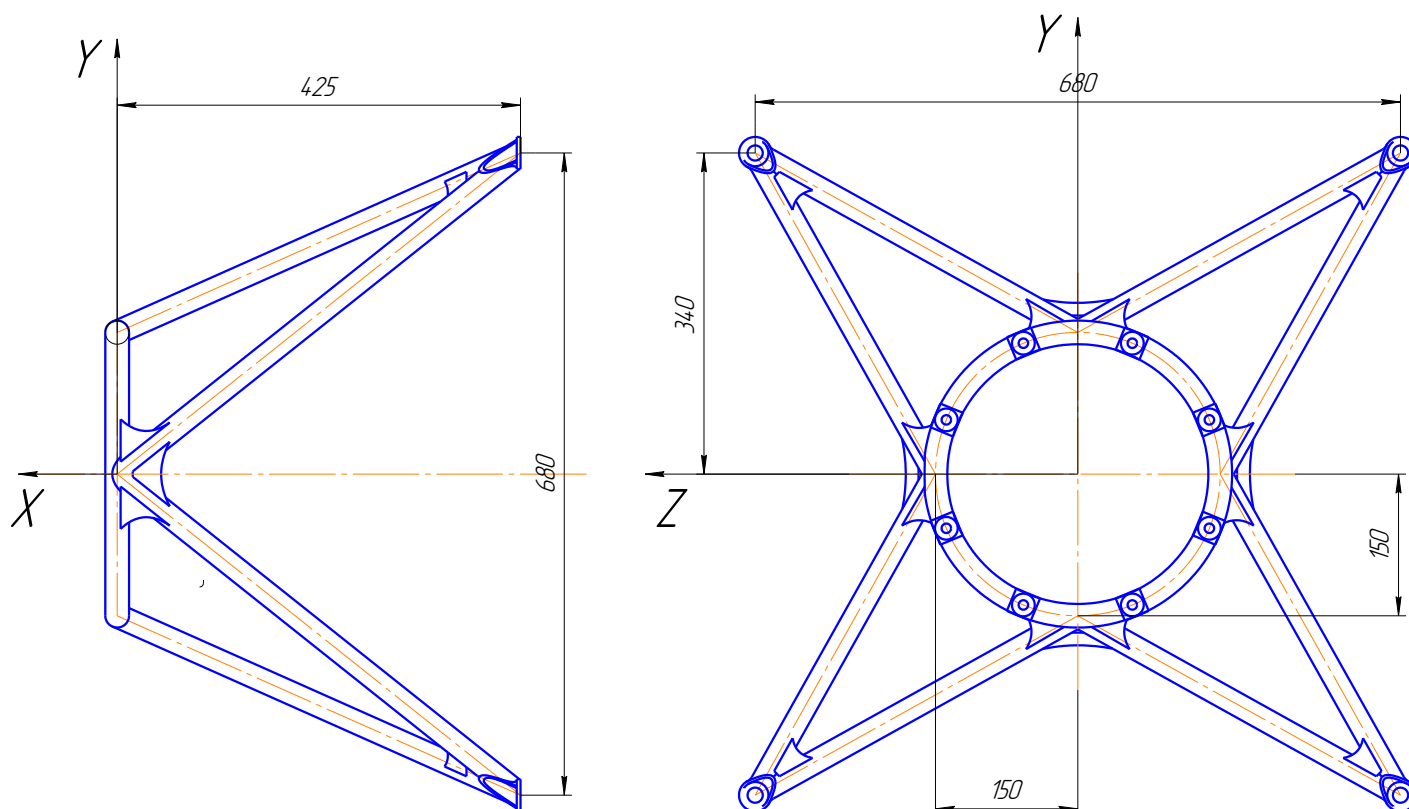


Рисунок 1.3.1 - Система кріплення двигуна

Рама зіркоподібного ПД є двічі статично невизначеною, оскільки має два зайві стрижні. Зважаючи на те, що вона має площину симетрії, розрахунок можна спростити, прийнявши всі навантаження однієї площини симетрії рівними (симетричними), а іншою рівними за значеннями, але різні за знаками (обратносиметричними).

Визначення розрахункових навантажень.

Зробимо розрахунок зусиль, що виникають у стрижнях. Вихідні дані занесемо до таблиці 1.3.1

Таблиця 1.3.1 – Зусилля у стрижнях

а , м	к , м	с , м	h , м	м _{cy} , кг	т , кг
0,425	0,248	0,34	0,2	270	1160

Проведемо обчислення косінусів кутів, що утворюються напрямками стрижнів та осями координат. Результати обчислень зведемо до таблиці 1.3.2

Таблиця 1.3.2 – Данні конусів кутів

Стержень	Довжина проєкції стрижня на вісь, м			Довжина стрижня, м	Значення косинуса		
	lx	ly	lz		l $= \sqrt{lx^2 + ly^2 + lz^2}$	$\cos(i, x)$ $= \frac{lx}{l}$	$\cos(i, y)$ $= \frac{ly}{l}$
1-4	0,425	0,19	0,34	0,576	0,7378	0,3298	0,5903
2-4	0,425	0,34	0,19	0,576	0,7378	0,5903	0,3298
2-5	0,425	0,34	0,19	0,576	0,7378	0,5903	0,3298
3-5	0,425	0,19	0,34	0,576	0,7378	0,3298	0,5903

Для розрахунку кріплення двигуна необхідно розглянути два розрахункові випадки А і М.

Розглянемо випадок А (на двигун діє інерційна сила):

$$P_p = f \cdot n_{max}^3; f = 1,5$$

Перевантаження у напрямку вертикальної осі приймаємо n_{max}^3 оскільки пасажери більшого навантаження не витримують.

Обчислимо вертикальну силу:

$$P_p = 1,5 \cdot 3,5 \cdot 270 \cdot 9,8 = 13891,5 \text{ Н}$$

Виберемо основну систему (рисунок 1.3.2).

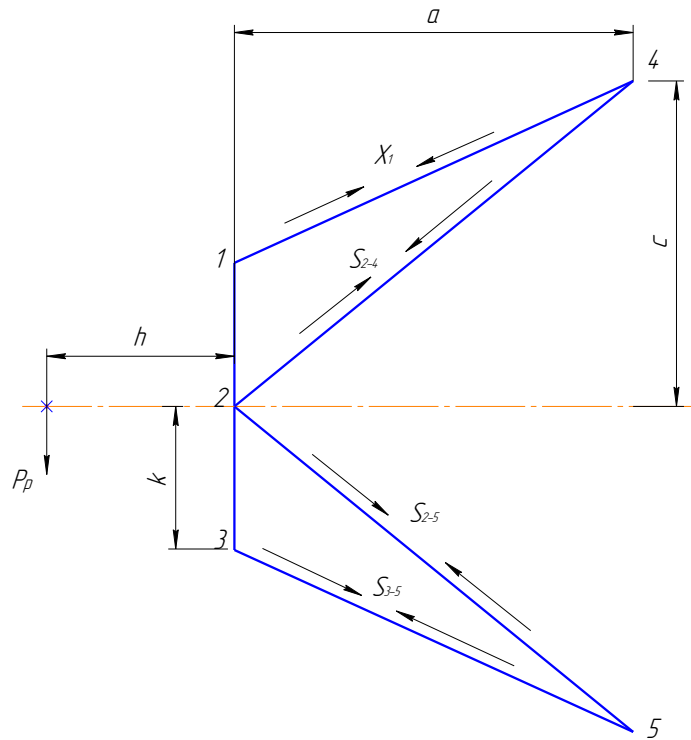


Рисунок 1.3.2 – Основна система

Проведемо обчислення зусиль у стрижнях. Складемо рівняння моментів та знайдемо необхідні зусилля.

Р система. На конструкцію діє зовнішня сила P_p

$$\Sigma M_Z = P_p \cdot h + S_{3-5} \cdot k \cdot \cos(3-5, x) \cdot 2 = 0$$

$$S_{3-5} = \frac{-P_p \cdot h}{2 \cdot k \cdot \cos(3-5, x)} = \frac{-13891,5 \cdot 0,2}{2 \cdot 0,15 \cdot 0,7378} = 12552,18 \text{ Н}$$

$$\Sigma M_5 = P_p \cdot (h + a) - 2 \cdot (S_{2-4} \cdot c \cdot \cos(2-4, x) + S_{2-4} \cdot a \cdot \cos(2-4, y)) = 0$$

$$S_{2-4} = \frac{P_p \cdot (h+a)}{2 \cdot (c \cdot \cos(2-4, x) + a \cdot \cos(2-4, y))} = \frac{13891,5 \cdot (0,2+0,425)}{2 \cdot (0,34 \cdot 0,7378 + 0,425 \cdot 0,5903)} = 8652,26 \text{ Н}$$

$$\Sigma Y = -P_p + 2 \cdot (S_{2-4} \cdot \cos(2-4, y) - S_{2-5} \cdot \cos(3-5, y) - S_{3-5} \cdot \cos(3-5, y)) = 0$$

$$S_{2-5} = \frac{-P_p \cdot 0,5 + S_{2-4} \cdot \cos(2-4, y) - S_{3-5} \cdot \cos(3-5, y)}{\cos(2-5, y)} = \frac{-13891,5 \cdot 0,5 + 8652,26 \cdot 0,5903 + 12552,18 \cdot 0,3298}{0,5903} = 3898,68 \text{ Н}$$

Проведемо перевірку обчислень.

$$\Sigma X = S_{2-4} \cdot \cos(2-4, x) + S_{2-5} \cdot \cos(2-5, x) + S_{3-5} \cdot \cos(3-5, x) = 8652,26 + 3898,68 - 12552,18 = 0$$

Поодинокі система. $X_1 = 1$, зовнішні сили відкинуті.

$$\Sigma M_Z = S_{3-5} \cdot k \cdot \cos(3-5, x) - X_1 \cdot k \cdot \cos(1-4, x) = 0$$

$$S_{3-5} = \frac{X_1 \cdot \cos(1-4, x)}{\cos(3-5, x)} = 1$$

$$\Sigma M_5 = (-X_1 \cdot (c + k) \cdot \cos(1-4, x) - X_1 \cdot a \cdot \cos(1-4, y)) - (S_{2-4} \cdot c \cdot \cos(2-4, x) + S_{2-4} \cdot a \cdot \cos(2-4, y)) = 0$$

$$S_{2-4} = \frac{(-X_1 \cdot (c + k) \cdot \cos(1 - 4, x) - X_1 \cdot a \cdot \cos(1 - 4, y))}{c \cdot \cos(2 - 4, x) + a \cdot \cos(2 - 4, y)} =$$

$$= \frac{-1 \cdot (0,34 + 0,15) \cdot 0,7378 - 1 \cdot 0,425 \cdot 0,3298}{0,34 \cdot 0,7378 + 0,425 \cdot 0,5903} = -1$$

$$\Sigma Y = X_1 \cdot \cos(1 - 4, y) + S_{2-4} \cdot \cos(2 - 4, y) - S_{2-5} \cdot \cos(2 - 5, y) - S_{3-5} \cdot \cos(3 - 5, y) = 0$$

$$S_{2-5} = \frac{X_1 \cdot \cos(1 - 4, y) + S_{2-4} \cdot \cos(2 - 4, y) - S_{3-5} \cdot \cos(3 - 5, y)}{\cos(2 - 5, y)} =$$

$$= \frac{1 \cdot 0,3298 - 1 \cdot 0,5903 - 1 \cdot 0,3298}{0,5903} = -1$$

Проведемо перевірку обчислень.

$$\Sigma X = X_1 \cdot \cos(1 - 4, x) + S_{2-4} \cdot \cos(2 - 4, x) + S_{2-5} \cdot \cos(2 - 5, x) + S_{3-5} \cdot \cos(3 - 5, x) = 1 - 1 - 1 + 1 = 0$$

Занесемо результати розрахунків у таблицю 1.3.3 та обчислимо справжні значення зусиль у стрижнях.

$$\delta_{11} = \Sigma \frac{S_1^2 l}{EF} = 10,2 \cdot 10^{-8};$$

$$\Delta_{1p} = \Sigma \frac{S_p S_1 l}{EF} = -0,64 \cdot 10^{-3};$$

E -модуль пружності матеріалу стрижнів - 2×10^5 МПа;

F -площа поперечного перерізу стрижнів;

Прийmemo $D = 20$ мм; $d = 16$ мм; тоді $F = \frac{\pi}{4} \cdot (D^2 - d^2) = 1,13 \times 10^{-4}$ м.

$$\delta_{11} \cdot X_1 + \Delta_{1p} = 0;$$

$$X_1 = -\frac{\Delta_{1p}}{\delta_{11}} = 6274,51;$$

Таблиця 1.3.3 – Справжні значення зусиль у стрижнях

Стрижень	l	S_p	S_1	$S_1^2 \cdot l$	$S_p \cdot S_1^2 \cdot l$	$S_1 \cdot X_1$	$S = S_p + S_1 \cdot X_1$
1-4	0,576	0	1	0,576	0	6274,51	6274,51
2-4	0,576	8652,26	-1	0,576	-4983,7	-6274,51	2377,75
2-5	0,576	3898,68	-1	0,576	-2245,64	-6274,51	-2375,83
3-5	0,576	-12552,18	1	0,576	-7230,06	6274,51	-6277,67

Розглянемо випадок М (кріплення навантажене максимальною тягою, моментом, що крутить, від гвинта і вагою G_d).

Обчислимо симетричні навантаження (діє P_{\max} та G_d).

Обчислимо розрахункову силу тяги.

$$P_{\max}^{\text{рас}}; f = 2$$

$$P_{\max} = \alpha \cdot \rho \cdot n_c^2 \cdot D^4 = 1,3 \cdot 1,225 \cdot 48^2 \cdot 2,4^4 = 12,173 \text{кН}$$

$$P_{\max}^{\text{pac}} = 12,173 \cdot 2 = 24,346 \text{кН};$$

α -коєфіцієнт тяги гвинта;

ρ - щільність повітря;

n_c - оберти гвинта на секунду;

D – діаметр гвинта.

Обчислимо вагу двигуна.

$$G_{\partial} = f \cdot m_{\text{cy}} \cdot g = 2 \cdot 270 \cdot 9.8 = 5292 \text{Н}$$

Виберемо основну систему (рисунок 1.3.3)

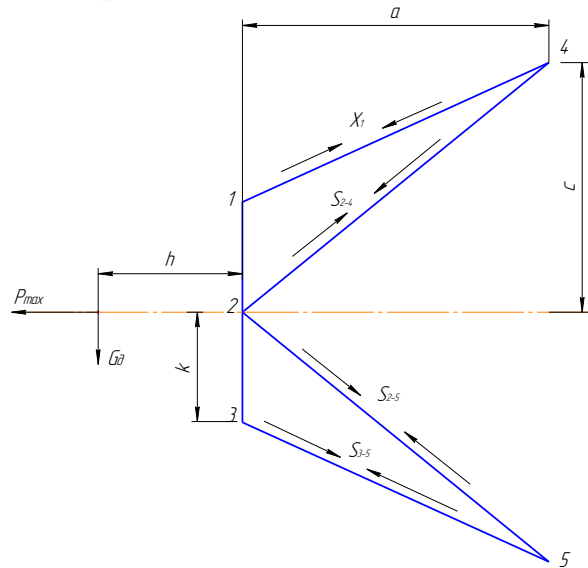


Рис. 1.3.3 – Основна система

Проведемо обчислення зусиль у стрижнях. Складемо рівняння моментів та знайдемо необхідні зусилля.

Р система. На конструкцію діє зовнішні сили P_{\max}^{pac} та G_{∂}

$$\Sigma M_Z = G_{\partial} \cdot h + S_{3-5} \cdot k \cdot \cos(3-5, x) \cdot 2 = 0$$

$$S_{3-5} = \frac{-G_{\partial} \cdot h}{2 \cdot k \cdot \cos(3-5, x)} = \frac{-5292 \cdot 0,2}{2 \cdot 0,15 \cdot 0,7378} = -4781,78 \text{Н}$$

$$\Sigma M_5 = G_{\partial} \cdot (h + a) + P_{\max}^{\text{pac}} \cos(2-4) \cos($$

$$S_{2-4} = \frac{G_{\partial} \cdot (h+a) + P_{\max}^{\text{pac}}}{2 \cdot (c \cdot \cos(2-4, x) + a \cdot \cos(2-4, y))} = \frac{5292 \cdot (0,2+0,425) + 24346 \cdot 0,34}{2 \cdot (0,34 \cdot 0,7378 + 0,425 \cdot 0,5903)} \text{Н}$$

$$\Sigma X = -P_{\max}^{\text{pac}} \cos(2-5) \cos(3-5) \cos($$

$$S_{2-5} = \frac{P_{\max}^{\text{pac}} \cos(3-5) \cos(}{\cos(2-5, x)}$$

$$= \frac{24346 \cdot 0,5 - 11545,2 \cdot 0,7378 + 4781,78 \cdot 0,7378}{0,7378} = 9735,6 \text{Н}$$

Проведемо перевірку обчислень.

$$\Sigma Y = -P_{\max}^{\text{pac}} \cos(2-5) \cos(3-5) \cos($$

$$= -5292 \cdot 0,5 + 11545,2 \cdot 0,5903 - 9735,6 \cdot 0,5903 + 4781,78 \cdot 0,3298 = 0$$

Занесемо результати розрахунків у таблицю (1.3.4) та обчислимо справжні значення зусиль у стрижнях.

$$\begin{aligned}\delta_{11} &= 6,525 \cdot 10^{-8}; \\ \Delta_{1p} &= -2,619 \cdot 10^{-3}; \\ X_1 &= \frac{\Delta_{1p}}{\delta_{11}} = 4013,9;\end{aligned}$$

Таблиця 1.3.4 – справжні значення зусиль у стрижнях

Стрижень	l	S_p	S_1	$S_1^2 \cdot l$	$S_p \cdot S_1^2 \cdot l$	$S_1 \cdot X_1$	$S_{сим.} = S_p + S_1 \cdot X_1$
1-4	0,576	0	1	0,576	0	4013,9	4013,9
2-4	0,576	6548,85	-1	0,576	-3772,14	-4013,9	2534,95
2-5	0,576	4738,46	-1	0,576	-2729,35	-4013,9	724,56
3-5	0,576	-4781,78	1	0,576	-2754,3	4013,9	-767,88

Зробимо розрахунок зворотносиметричних навантажень (діє $M_{кр}$ і $G_{л}$).

$$M_{кр} = 716,2 \cdot \frac{N_e}{n} \cdot f = 716,2 \cdot \frac{360}{2900} \cdot 2 = 1778 \text{ Н} \cdot \text{м}$$

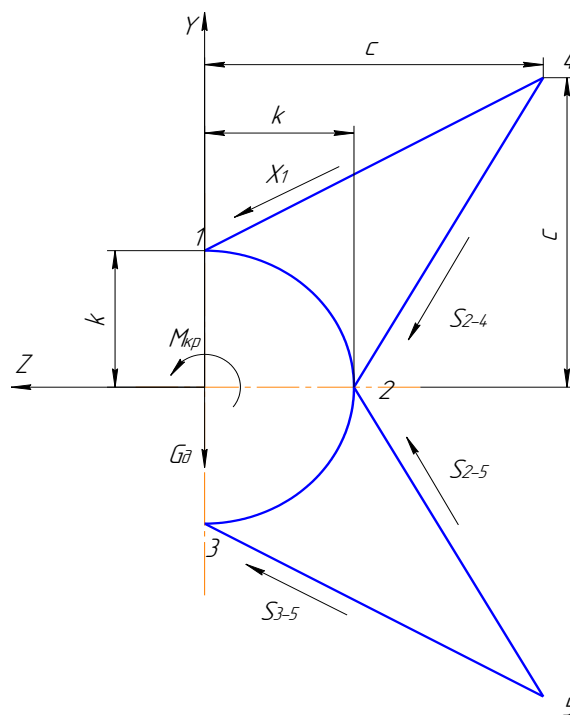


Рис. 1.3.5

Проведемо обчислення зусиль у стрижнях. Складемо рівняння моментів та знайдемо необхідні зусилля.

Р система. На конструкцію діє зовнішні сили $M_{кр}$ та G_∂

$$\Sigma M_2 = M_{кр} + G_\partial \cdot k + 2 \cdot S_{3-5} (k \cdot \cos(3-5, z) + k \cdot \cos(3-5, y)) = 0;$$

$$S_{3-5} = \frac{-M_{кр} - G_\partial \cdot k}{2 \cdot (k \cdot \cos(3-5, z) + k \cdot \cos(3-5, y))} = \frac{-1778 - 5292 \cdot 0,15}{2 \cdot 0,15 \cdot (0,5903 + 0,3298)} = -9317,1H;$$

$$\Sigma M_5 = M_{кр} + G_\partial \cdot c - 2 \cdot S_{2-4} \cdot ((c-k) \cdot \cos(2-4, y) + c \cdot \cos(2-4, z)) = 0;$$

$$S_{2-4} = \frac{M_{кр} + G_\partial \cdot c}{2 \cdot ((c-k) \cdot \cos(2-4, y) + c \cdot \cos(2-4, z))} = \frac{1778 + 5292 \cdot 0,34}{2 \cdot (0,19 \cdot 0,5903 + 0,34 \cdot 0,3298)} = 7974,7H;$$

$$\Sigma M_x = M_{кр} + 2 \cdot k \cdot (S_{2-4} \cdot \cos(2-4, y) - S_{2-5} \cdot \cos(2-5, y) + S_{3-5} \cdot \cos(3-5, z)) = 0;$$

$$S_{2-5} = \frac{M_{кр} + 2 \cdot k \cdot (S_{2-4} \cdot \cos(2-4, y) + S_{3-5} \cdot \cos(3-5, z))}{2 \cdot k \cdot \cos(2-5, y)} =$$

$$= \frac{1778 + 2 \cdot 0,15 \cdot (7974,7 \cdot 0,5903 - 9317,1 \cdot 0,5903)}{2 \cdot 0,15 \cdot 0,5903} = 8697,7H$$

Перевірка:

$$\Sigma Z = S_{2-4} \cdot \cos(2-4, z) + S_{2-5} \cdot \cos(2-5, z) + S_{3-5} \cdot \cos(3-5, z) =$$

$$= 7974,7 \cdot 0,3298 + 8697,7 \cdot 0,3298 - 9317,1 \cdot 0,5903 = 0$$

Поодинокa система. $X_1 = 1$, зовнішні сили відкинуті.

$$\Sigma M_2 = -X_1 \cdot k \cdot \cos(1-4, z) - X_1 \cdot k \cdot \cos(1-4, y) + S_{3-5} \cdot k \cdot \cos(3-5, z) + S_{3-5} \cdot k \cdot \cos(3-5, y);$$

$$S_{3-5} = \frac{X_1 \cdot (\cos(1-4, z) + \cos(1-4, y))}{\cos(3-5, z) + \cos(3-5, y)} = \frac{1 \cdot (0,5903 + 0,3298)}{0,3298 + 0,5903} = 1;$$

$$\Sigma M_5 = -X_1 \cdot ((k+c) \cdot \cos(1-4, z) + c \cdot \cos(1-4, y)) - S_{2-4} \cdot (c \cdot \cos(2-4, z) + (c-k) \cdot \cos(2-4, y)) = 0;$$

$$S_{2-4} = \frac{-X_1 \cdot ((k+c) \cdot \cos(1-4, z) + c \cdot \cos(1-4, y))}{(c \cdot \cos(2-4, z) + (c-k) \cdot \cos(2-4, y))} =$$

$$= \frac{-1 \cdot ((0,15 + 0,34) \cdot 0,5903 + 0,34 \cdot 0,3298)}{0,34 \cdot 0,3298 + 0,19 \cdot 0,5903} = -1,79;$$

$$\Sigma M_x = -X_1 \cdot \cos(1-4, z) + S_{2-4} \cdot \cos(2-4, y) - S_{2-5} \cdot \cos(2-5, y) + S_{3-5} \cdot \cos(3-5, z);$$

$$S_{2-5} = \frac{-X_1 \cdot \cos(1-4, z) + S_{2-4} \cdot \cos(2-4, y) + S_{3-5} \cdot \cos(3-5, z)}{\cos(2-5, y)} =$$

$$= \frac{-1 \cdot 0,5903 - 1,79 \cdot 0,5903 + 1 \cdot 0,5903}{0,5903} = -1,79;$$

Перевірка:

$$\Sigma Z = X_1 \cdot \cos(1-4, z) + S_{2-4} \cdot \cos(2-4, z) = 0;$$

Занесемо результати розрахунків у таблицю (таблиця 1.3.5) та обчислимо справжні значення зусиль у стрижнях.

$$\delta_{11} = 21,4 \cdot 10^{-8};$$

$$\Delta_{1p} = -1 \cdot 10^{-3};$$

$$X_1 = -\frac{\Delta_{1p}}{\delta_{11}} = 4672,9;$$

Таблиця 1.3.5 – Справжні значення зусиль у стрижнях

Стрижень	l	S_p	S_1	$S_1^2 \cdot l$	$S_p \cdot S_1^2 \cdot l$	$S_1 \cdot X_1$	$S_{об.сим.} = S_p + S_1 \cdot X_1$
1-4	0,576	0	1	0,576	0	4672,9	4672,9
	–			–			
2-4	0,576	7974,7	-1,79	1,845	-8222,2	-8364,5	-389,8
	–						
2-5	0,576	8697,7	-1,79	1,845	-8967,7	-8364,5	333,2
	–						
3-5	0,576	-9317,1	1	0,576	-5366,6	4672,9	-4644,2
	–			–			

Обчислимо повні зусилля у стрижнях склавши симетричні зі зворотно-симетричними, результати занесемо до таблиці 1.3.6

Таблиця 1.3.6 – Повні зусилля у стрижнях

Стрижень	$S_{сим.}$	$S_{про.}$	$S = S_{сим.} + S_{об.сим.}$
1-4	4013,9	4672,9	86 86,8
2-4	2534,95	-389,8	2145,15
2-5	724,56	333,2	1057,76
3-5	-767,88	-4644,2	-5412,08
1-4'	4013,9	-4672,9	-659
2'-4'	2534,95	389,8	2924,75
2'-5'	724,56	-333,2	391,36
3'-5'	-767,88	4644,2	3876,32

Перевірочний розрахунок

Для перевірочного розрахунку беремо найбільш навантажений стрижень, що працює на стиск. З розрахункового випадку А найбільш навантажений стрижень $S_{3-5} = -6277,67$ Н

Перевірочний розрахунок полягає в тому, щоб перевірити стрижень на стійкість.

Запишемо умову стійкості стисненого стрижня.

$$n_y \geq [n]_y; \quad [n]_y = 1,8 \dots 3; \quad n_y = \frac{P_{кр}}{P}$$

n_y - Коефіцієнт запасу стійкості;

$P_{кр}$ - сила P критична;

$$P_{кр} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J_{min}}{l^2},$$

$$J_{min} = F \cdot \left(\frac{D}{4}\right)^2 \cdot (1 + \alpha^2) = 1,13 \cdot 10^{-4} \cdot \left(\frac{0,02}{4}\right)^2 \cdot (1 + 0,8^2) = 0,9153 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4;$$

$$P_{кр} = \frac{\pi^2 \cdot 2 \cdot 10^{11} \cdot 0,9153 \cdot 10^{-8}}{0,576^2} = 54456 \text{ Н}$$

$$n_y = \frac{54456}{6277} = 8,7; \quad 8,7 \geq 1,8 \dots 3 - \text{умова виконується}$$

Вибір матеріалів для елементів кріплення.

Так як для кріплення двигуна необхідно застосовувати високолеговані сталі, то вибираємо:

$$\text{Сталь } 30\text{ХДСА } \sigma_g = 1100 \text{ МПа}$$

$$\sigma_T = 820 \text{ МПа}$$

$$\tau_{cp} = 0,4 \cdot \sigma_g = 440 \text{ МПа}$$

$$E = 200 \cdot 10^5 \text{ МПа}$$

Проектувальний розрахунок елементів кріплення двигуна та вузлів навішування

Розрахунок болтів

Зробимо розрахунок болта, що з'єднує мотораму з силовою конструкцією фюзеляжу. Він працює на зріз.

$$\tau_{cp} = \frac{\tau_B}{f} = \frac{440}{1,5} = 290 \text{ МПа} \quad f - \text{коефіцієнт безпеки}$$

З умови роботи болта на зріз знаходимо діаметр

$$D_{\delta} = \sqrt{\frac{2 \cdot F}{\pi \cdot \tau_{cp}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10832}{\pi \cdot 290}} = 4,87 \text{ мм}$$

Приймаємо $D_{\delta} = 6 \text{ мм}$

Зробимо розрахунок штока вилки на розрив

На розрив:

$$\sigma_p = \frac{\sigma_T}{f} = \frac{820}{1,5} = 546 \text{ МПа}$$

$$D_{\delta} = \sqrt{\frac{4 \cdot F}{\pi \cdot \sigma_p}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 10832}{\pi \cdot 546}} = 5,02 \text{ мм}$$

Приймаємо $D_{\delta} = 6 \text{ мм}$

Розрахунок вушок

Обчислимо товщину вушка з умови зминання:

$$\sigma_{cm} \geq \frac{P}{F_{cm}};$$

$$\sigma_{см} = \frac{\sigma_{\epsilon}}{f} = 733 \text{ МПа}$$

$$\delta = \frac{P}{\sigma_{см} \cdot d_{\epsilon}} = \frac{10832}{733 \cdot 6} = 2,46 \text{ (мм)}$$

Приймаємо $\delta = 3$ (мм)

З умови розриву визначимо ширину вушка h :

$$\sigma_p \geq \frac{P}{F_p};$$

$$\sigma_p = 0,5\sigma_B = 550 \text{ МПа}$$

$$h = \frac{P}{2 \cdot \delta \cdot \sigma_p} = \frac{10832}{2 \cdot 3 \cdot 550} = 3,28 \text{ (мм)}$$

Приймаємо $h = 4$ (мм).

Технічний опис кріплення двигуна

Моторама складається з восьми стрижнів та посадкового кільця. Усі металеві компоненти виконані із сталі 30ХГСА. Стрижні мають кільцевий переріз із зовнішнім діаметром 25мм і внутрішнім 20мм. Кільце має кільцевий переріз із зовнішнім діаметром 25мм і внутрішнім 20мм. Двигун кріпиться до мотора на приварені до кільця вузли кріплення з гумовими вставками, що виконують роль амортизаторів. Кріплення моторами до шпангоуту здійснюється за допомогою вузлів кріплення вилка-кронштейн. Ці вузли також мають у своїй конструкції гумові підкладки, що виконують роль амортизаторів.

1.3.4 Проектування паливної системи

Визначення запасу палива, схеми розміщення баків, схеми подачі палива до двигунів

Розподіл палива у крилі

Паливні баки розташовуються в місцях, вільних від двигунів або шасі, між переднім та заднім лонжеронами.

Площі перерізів паливних баків оцінюємо за формулою

$$S_{т.б.}(z) = \alpha S_{трап}(z), \quad (1.3.1)$$

де множник $S_{трап}(z)$ дорівнює площі трапеції, основи якої збігаються з висотами лонжеронів у перерізі z , а висота - з відстанню між лонжеронами у цьому перерізі; коефіцієнт $\alpha = 1$ - за скільки використовуємо бак кесон. Площа трапеції менше площі міжлонжеронної частини. [9]

$$S_{трап}(z) = 0,5 (H_1 + H_2) \cdot 0,5b$$

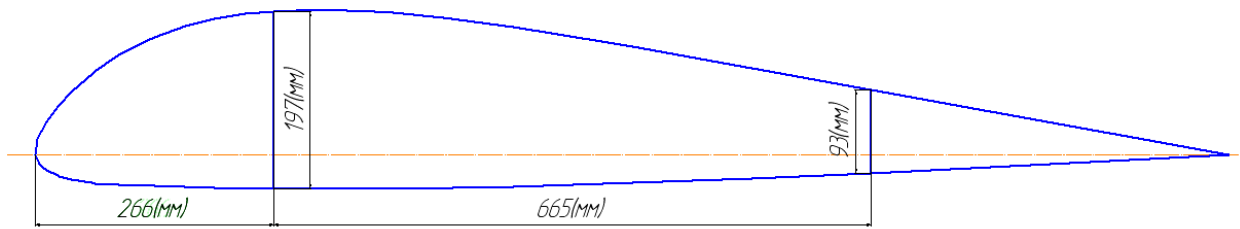


Рисунок 1.3.6 - Профіль

де H_1 H_2 - висоти переднього і заднього лонжерона. Для нашого профілю $H_1 = 0,197 \text{ м}^2$; $H_2 = 0,093 \text{ м}^2$. Тому

$$S_{\text{т.б.}}(z) = 0,5 \cdot (0,197 + 0,093) \cdot 0,5 \cdot 1,33 = 0,0964 \text{ м}^3 . \quad (1.3.2)$$

Максимальний запас палива $M_{\text{т max}} = 192 \text{ кг}$. Оскільки $\rho_{\text{т}} = 0,75 \text{ т/м}^3 = 750 \text{ кг/м}^3$, має місце

$$V_{\text{т}} = M_{\text{т max}} / \rho_{\text{т}} = 192 : 750 = 0,256 \text{ м}^3 .$$

У кожній консолі крила розташовується половина потрібного палива :

$$V_{\text{потр}} = 0,5 V_{\text{т}} = 0,5 \cdot 0,256 = 0,128 \text{ м}^3 .$$

Розглядаємо праву консоль. Починаємо розміщувати паливні баки від бортової нервюри. Бак або секцію вважаємо усіченою пірамідою з висотою $l_{\text{т.б.}}$ площа більшої основи якої дорівнює S_1 , меншої - S_2 .

$$V_{\text{т.б.}} = l_{\text{т.б.}} \cdot S_{\text{т.б.}} \quad (1.3.3)$$

Оскільки обсяг відомий, знаходимо довжину паливного бака:

$$l_{\text{т.б.}} = V_{\text{т.б.}} / S_{\text{т.б.}} = 0,128 / 0,0964 = 1,32 \text{ м} .$$

Таким чином, ми бачимо, що паливо можна повністю розмістити в міжлонжеронній частині крила.



Рисунок 1.3.7 - Схема розташування бака в консолі

Розміщення паливних баків, схема подачі палива до двигуна

Згідно з [9], паливні баки розміщуються у крилі літака. Дана схема має певні переваги та недоліки. Крилові паливні баки мають велику площу поверхні, що уражається, що призводить до меншої живучості паливної системи. Це основний недолік паливної системи. Однак при розміщенні палива в крилі маса розвантажує крило в польоті від згинального моменту, завдяки чому виходить певний вигравш в масі конструкції крила. Крім того, при розміщенні палива у крилі фюзеляж майже повністю під корисне навантаження.

Паливна система літака складається з двох однакових частин – лівої та правої, що живлять двигун, розташовані відповідно по лівому та правому борту літака.

При експлуатації двигуна М14-П на літаку як основне та пускове паливо застосовується бензин Б-95. Паливна система, змонтована літаком, забезпечує безперебійне живлення двигуна паливом.

Паливо займає простір крила від першого до другого лонжерону і від бортової до 2-ї силової нерюри, що заливається в баки через заливні штуцери. У баках встановлені поплавкові клапани, що вказують на рівень палива в баку. Заправка здійснюється під тиском. Баки розташовані в крилі, герметизація забезпечується спеціальною герметизацією стикових з'єднань.

Паливо з крилових паливних баків самопливом подається через фільтр грубого очищення та зворотний клапан у витратний бак об'ємом 5л. Потім паливо за допомогою насоса подається через фільтр тонкого очищення, зворотний клапан, пожежний кран до насоса двигуна, що підкачує. Після паливо надходить у карбюратор, а потім в камеру згоряння двигуна.

На даному літаку застосовано централізовану схему подачі палива. Баки у консолі повідомляються каналами для перетікання палива. У баку встановлено поплавковий показчик, який контролює рівень палива та сигналізатор рівня. [9]

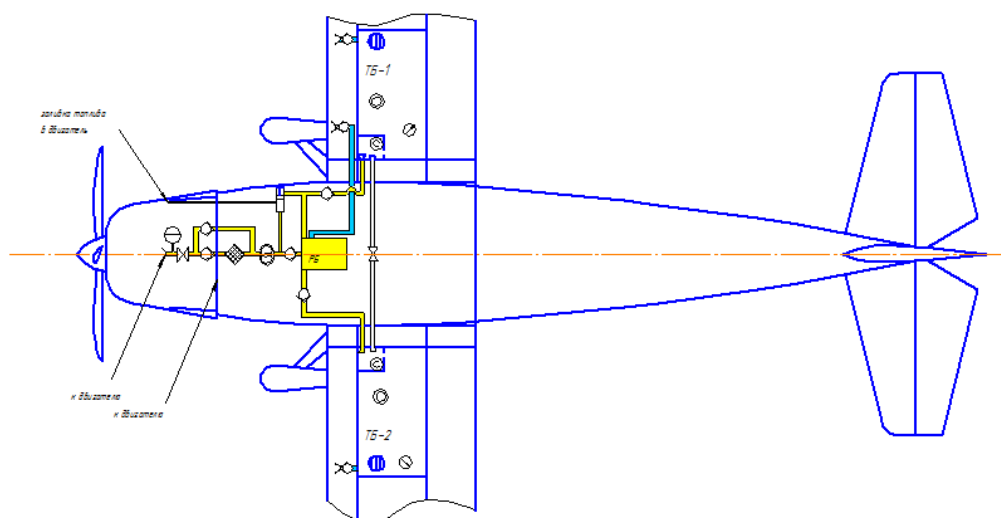


Рисунок 1.3.8 - Централізована схема подачі палива

Схема системи дренажу паливних баків

Паливна система включає, як обов'язково, трубу для дренажу та трубу для наддуву паливних баків. Ця функція полягає в тому, щоб підтримувати тиск у баках у певних межах, щоб двигуни могли отримувати достатньо палива, заправляти їх і зливати його. Баки складаються з тонких тканинних оболонок, які підтримують певний надлишковий тиск для ефективної роботи паливної системи на висотах, зменшення випаровування палива та збереження їх міцності. Дренажна система закриває баки від палива, запобігаючи деформації. На цьому літаку встановлено комбіновану схему дренажної системи. [9] Схема дренажу представлена на рисунку. 1.3.9.

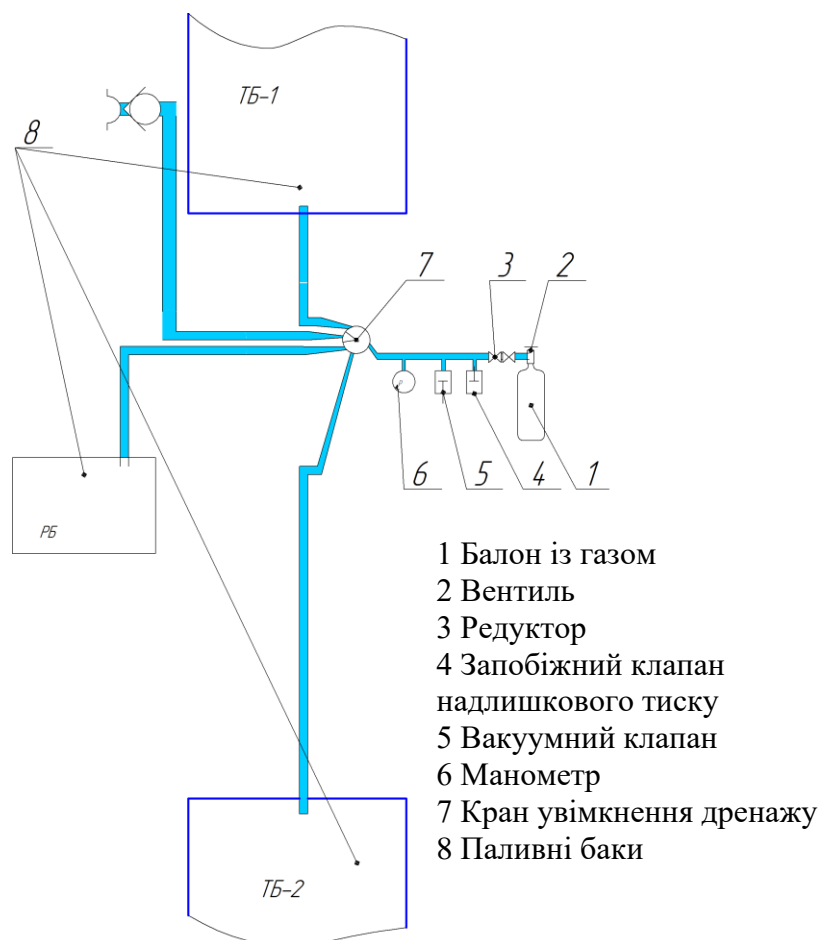


Рисунок 1.3.9 - Схема системи дренажу паливних баків

Схема заправки паливом

Для цього літака застосовано централізовану систему заправки. При централізованій заправці паливо від заправного штуцера надходить у паливний бак №2. Від цього бака паливо переливається в інші баки за допомогою каналів, що

повідомляють. Система централізованого заправлення має звукову сигналізацію про наповнення баків. [9]

Розрахунок паливної системи на висотність

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

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 невідповідними за впливом на тиск перед насосом підкачування на двигуні. Розрахунок системи проводиться для пружності парів $P_{t_{1/4}}$, 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). [9]

- Політ на стелі (перевірочний розрахунок). Приймається, що двигуни працюють на максимальних режимах, а інерційні втрати P_{γ} дорівнюють нулю.
- Політ на режимі, що відповідає максимальній витраті палива. Двигуни працюють на максимальному режимі, паливо приймається найбільш в'язким, температура повітря та палива – мінімальною (-60 °С). 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 ($P_{вх}$) на двигуні:

$$P_{вх} = P_{н} + \Delta P_{б} + \Delta P_{п.н.} \pm \gamma_{т} \cdot (y_{б} - y_{дв}) - \sum \Delta P_2 - \frac{\gamma_{т} \cdot v_{т}^2}{2 \cdot g} \pm P_j \geq P_{t_{1/4}} + \Delta P_{кав.н.д.},$$

де $P_{н}$ - тиск на розрахунковій висоті;

$\Delta P_{б}$ - тиск, що утворюється в баку за рахунок швидкісного напору на заданій висоті або за рахунок системи наддуву баків газом;

$\Delta P_{п.н.}$ - тиск (надлишковий), що створюється насосом бака, що підкачує.;

$\gamma_{т}$, $v_{т}$ - питома вага та швидкість руху палива в трубопроводах, відповідно;

$y_{б}$, $y_{дв}$ - 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 $\Delta P_{\text{тр}}$ та місцевих гідравлічних опорів ΔP_M :

$$\sum \Delta P_r = \Delta P_{\text{тр}} + \Delta P_M.$$

Втрати тиску через опір тертя визначаються за формулою:

$$\Delta P_{\text{тр}} = \lambda \cdot \frac{1}{d_T} \cdot \frac{\gamma_T \cdot v_T^2}{2 \cdot g},$$

де λ - 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 вихроутворенням, зміною поля швидкостей перерізу потоку і призводить до втрат тиску ΔP_M .

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

де ν_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 у напрямку відповідної осі, що визначається виходячи з аеродинамічного розрахунку літака;

$\sum l_i$ - сумарні проекції на вісь і усієї довжини магістралі.

Для магістралі подачі $P_j = \gamma_T \cdot [n_x \cdot l_x + (n_y - 1) \cdot l_y + n_z \cdot l_z]_{\text{Палива}}$

де l_x, l_y, l_z -сумарні проєкції на осі x, y, z всієї довжини магістралі.

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

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

$$P_{\text{вс}} = P_{\text{н}} + \Delta P_{\text{г}} \geq P_{\text{т}4/1} + \Delta P_{\text{кав.н.б}},$$

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

1.3.5 Протипожежна система

Система нейтрального газу

На сучасних літальних апаратах, що мають великі запаси палива, у міру його вироблення в баках утворюється значна кількість вибухо- та пожежонебезпечної паливно-повітряної суміші. Для запобігання вибуху застосовують системи нейтрального газу. Як нейтральний газ використовують азот і вуглекислоту, потрібна вибухобезпечна концентрація яких становить 30-35% від об'єму повітря. [9] На рисунку (рисунок 1.3.10) наведено схему системи нейтрального газу.

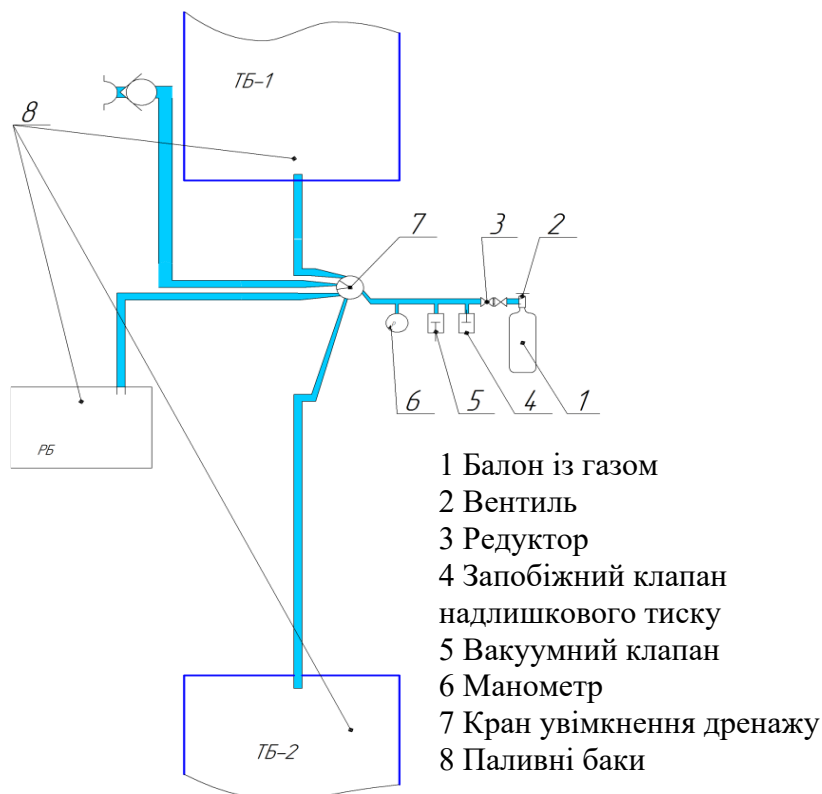


Рисунок 1.3.10 - Схема системи нейтрального газу

1.3.6 Вхідний пристрій

Правильно спроектований та розташований вхідний пристрій значно підвищує висотність системи та стійкість роботи двигуна. Ця схема застосовна на сучасних ЛА з поршневими двигунами. Основною перевагою такої схеми є те, що кількість пилу і вологи, що потрапляє в систему, значно менша, ніж при зовнішньому розташуванні вхідного пристрою [13] (рисунок 1.3.11).

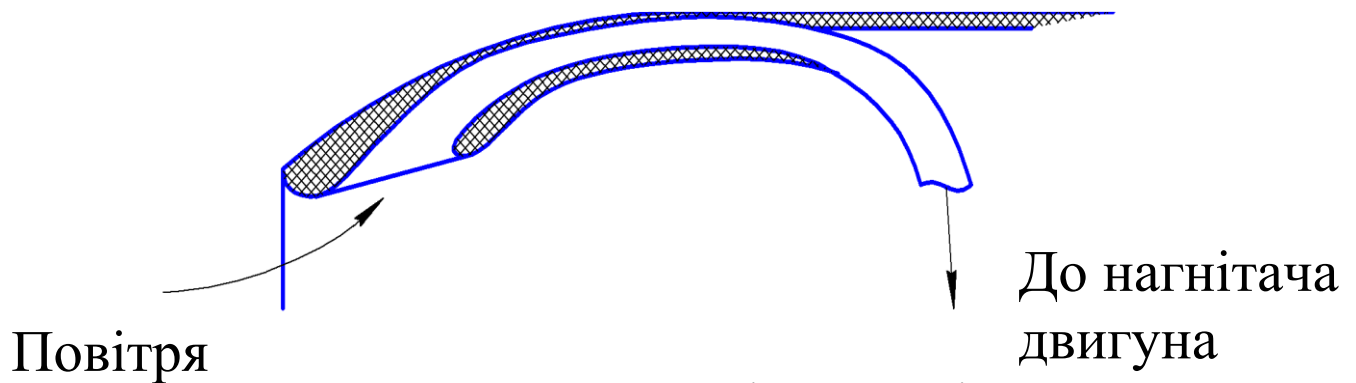


Рисунок 1.3.11 - Вхідний пристрій

1.3.7 Розробка схеми маслосистеми

На літаках із поршневими двигунами використовується типова схема зовнішньої циркуляції олії. Олія з бака надходить до насоса. Відпрацьована олія насосами, що відкачують, проганяється через радіатор, в якому масло охолоджується до нормальної температури, після чого надходить в бак. На масляному баку є заливна гвіздовина і повинна бути мірна лінійка для виміру кількості масла, що знаходиться в баку. [13]

Для контролю за роботою системи служать: термометр масла на виході з двигуна і на вході, і м а н о м е т р , що показує тиск в головній масляній магістралі. Показання термометра та манометра повністю характеризують роботу маслосистеми літака. Маслосистема представлена на рисунку (рисунок 1.3.12).

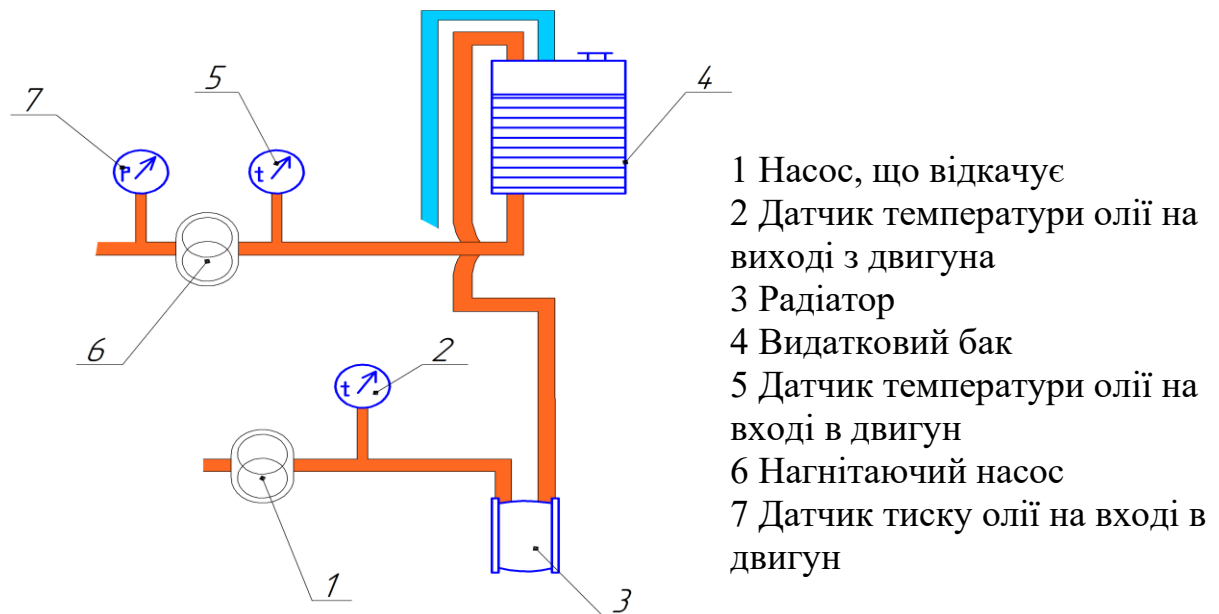


Рисунок 1.3.12 - Схеми маслосистеми

1.3.8 Система запуску

До системи запуску пред'являються такі вимоги [22]:

- 1) Двигун повинен надійно запускатися на землі та в польоті без додаткового регулювання перед запуском елементів автоматики та паливорегулюючої апаратури.
- 2) Запуск двигуна на землі повинен надійно забезпечуватися як від бортових, так і від аеродромних засобів при значеннях температури зовнішнього повітря від -50°C до $+45^{\circ}\text{C}$.
- 3) Безвідмовний запуск двигуна в польоті у разі навмисної чи мимовільної зупинки його.
- 4) Запуск двигуна має бути автоматизованим.
- 5) Система запуску двигуна від бортових джерел живлення повинна бути автономною і забезпечувати без проміжної підзарядки або дозаправки бортових засобів послідовні запуски, кількість яких повинна бути на одиницю більша за кількість двигунів на літальному апараті.
- 6) Система запуску двигуна повинна забезпечувати: швидке припинення процесу запуску, перемикання живлення пускового пристрою з бортових джерел на аеродромні (і навпаки) без необхідності регулювання системи, запуск на паливі двигуна, що постійно живить.

На цьому двигуні застосовується електростартер прямої дії. Стартер надає рух колінчастий вал двигуна через редуктор. Потужність стартера $N_{ст}$ дорівнює потужності, необхідної для запуску, і становить 3-4% N_e .

1.3.9 Система керування двигуном

Згідно [22], до системи управління висуваються такі вимоги:

1. Управління двигуном має здійснюватися одним важелем, що впливає на подачу палива. У цьому необхідно забезпечувати оптимальні умови роботи двигуна всіх його режимах.
2. Важелі управління двигуном повинні займати те саме положення для будь-якого заданого режиму роботи двигуна на різних швидкостях і висотах польоту ЛА.
3. Плавність керування. При переміщенні РУД у всьому діапазоні режимів його роботи не повинно відбуватися різких змін потужності двигуна, що ускладнює пілотування.
4. Важелі керування двигунами на пульті у своїх крайніх положеннях не повинні доходити до кінця прорізів у кришках пульта. Різниця зазорів між важелями управління та кінцями прорізів у кришках при крайніх положеннях важелів не повинні перевищувати зазначеної в інструкції з експлуатації ЛА величини.
5. В управлінні повинні передбачатися елементи захисту від випадкових та небезпечних переміщень органів управління.
6. Управління ПД повинно забезпечувати можливість реверсування гвинта для гальмування літака під час пробігу.
7. Важелі керування двигуном повинні зберігати будь-яке встановлене положення.
8. Зусилля переміщення важелів повинні перевищувати 3-5кг.

На літаку застосовано схему управління двигуном за допомогою тяг і качалок (рисунок 1.3.13).

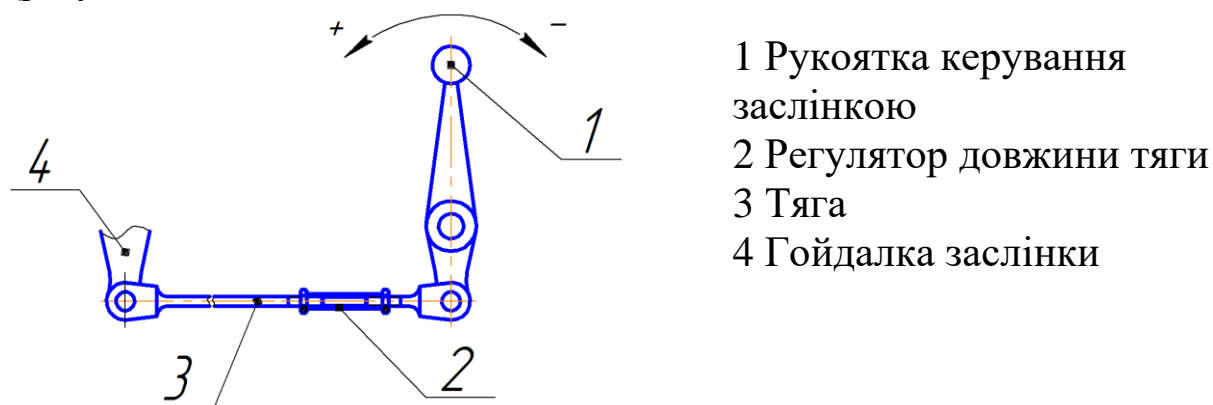


Рисунок 1.3.13 - Система керування двигуном

Висновки

Була розроблена система кріплення двигуна, паливна система, маслосистема, система заправки та зливу палива. Розраховано паливну систему на висотність, дренажну систему, протипожежну систему. Виконані конструкторські креслення системи кріплення та систем силової установки. Розроблена схема конструювання систем силової установки адміністративного літака відповідає нормам і вимогам пред'являються до літаків даного типу.

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

Технічна експлуатація легкого багатоцільового літака

2.1 Основні конструктивно-експлуатаційні особливості літака

Літак являє собою вільнонесучий одноруховий моноплан з високорозташованим крилом підкісного типу, однокільовим хвостовим оперенням триопорним шасі, що не забирається, з заднім кермовим колесом. Зручне здвоєне штурвальне керування, вдало скомпонована аеродинамічна схема із ретельно підібраними основними параметрами частин літака, сучасний комплекс радіо та пілотажно-навігаційного обладнання – все це дозволяє спростити техніку пілотування. [6] Літак має високу прохідність при рулюванні, розбігу та пробігу, що забезпечується низьким тиском у пневматиках коліс шасі. Літак - металеві конструкції. Планер літака складається з фюзеляжу, крила та оперення. [8] Фюзеляж балочно-стрінгерної конструктивно-силової схеми, суцільнометалевий, клепаної конструкції, складається з передньої та хвостової частин. У передній частині фюзеляжу розташовані відсік обладнання та кабіна. У відсіку розміщені агрегати електрообладнання та повітряної системи. У кабіні є два крісла, які можна регулювати як горизонтально, так і по висоті, що дозволяє пілотам зручно працювати з приладами, важелями та рукоятками, розташованими на приладовій дошці та середньому пульті. Біля задньої частини чотиримісної кабіни розташований двомісний пасажирський диван, за яким розташований великий диван. Ліхтар, виготовлений з органічного скла, забезпечує високу освітленість кабіни та хороший огляд місцевості та злітно-посадкової смуги. Кабіна має функцію обігріву ніг пілоток і обдування скла козирка ліхтаря. Усередині кабіни використовується технологічна оббивна тканина, а також штучна шкіра. Безпосередньо за пасажирським диваном розташований багажний відсік розміром 800x750x1000 мм, підхід до якого здійснюється через люк розміром 600x480 мм на лівому борту фюзеляжу. Нижню частину фюзеляжу, від багажного відсіку до хвостового оперення, займають антени автоматичного радіокомпасу та маркерного радіоприймача. Крило літака роз'ємне, однолонжеронне, трапецієподібне в плані. Підки крила - це профільна труба з вилученою кришкою, яка прикріплена до крила та фюзеляжу. Фари розташовані в металевому номінальному корпусі лівої сторони. Паливні баки розташовані між лонжеронами на кореневій частині кожного крила, а однощільні елерони кріпляться на кінцях крил. Хвостове оперення літака - однокільове, типу, з кілем, розташованим уздовж поздовжньої осі літака. Горизонтальне та вертикальне оперення – металеві конструкції з металевою обшивкою. Горизонтальне, оперення трапецієподібної форми в плані із закругленими кінцями, складається з суцільнометалевого стабілізатора, двох половин керма висоти та одного тримера. Вертикальне оперення складається з трапецієподібного кіля із заокругленим верхнім закінченням гагроту, керма напряду. Горизонтальне та вертикальне оперення мають постійний за розмахом симетричний профіль, що дещо звужується на ділянках закінчувань. [15]

На літаку встановлено трьохопорну схему шатра, з третьою опорою розташовано ближче до центру тяжіння. Дві основні опори забезпечують основне навантаження. Колесо задньої частини шасі кероване, а не гальмується. Фюзеляж є основною частиною шасі. Гальмівні шасі регулюють швидкість головних частин. Це трубчастий амортизатор. Місця пілотів розташовані поруч із системою керування літаком неавтоматичного типу зі здвоєним штурвальним і ножним керуванням. В систему входить: управління елеронами, кермом висоти та напрямки, передньою стійкою шасі, триммером керма висоти, закрилками, гальмами коліс головних стійок шасі. Проведення керування елеронами тросове, проведення керування кермом висоти та кермом напрямку тросове. Управління триммером керма висоти здійснюється пілотом за допомогою гнучкої тросової проводки, встановленим у кабіні на центральній панелі колесом. Запуск двигуна, керування закрилками від електричної системи літака. На літаку встановлено авіаційний бензиновий двигун двигун М-14П поршневою потужністю 360 л.с., повітряного охолодження, дев'ятициліндровий. Разом з трилопатеvim повітряним автоматичним гвинтом MTV-9-B-S двигун складає гвинтомоторну групу (ВМГ), яка створює силу тяги, необхідну для зльоту і польоту літака. [22] Паливо літаком розміщено у двох основних баках ємністю по 145 л кожен. У двигун паливо подається за допомогою встановленого на ньому паливного насоса. Олія розміщена у піддоні двигуна ємністю 8 л. Циркуляція олії у системі примусова.

Управління силовою установкою включає управління:

- нормальним газом (Наддувом);
- автоматом регулятора оборотів;
- ручним регулятором оборотів (кроком) гвинта;
- Пожежним краном;
- заслонкою обходу повітряного фільтра;
- Стулкою охолодження ;

Проведення управління виконане тягами напівжорсткого типу з кульовими та вильчастими наконечниками.

У літаку генератор електричного струму напругою 28В використовується як основне джерело електроенергії, а акумуляторна батарея напругою 24В використовується як аварійне джерело електроенергії. Електрична мережа постійного струму працює за однопровідною схемою, у якій заземлення на масу літака мінусових дротів від джерел і споживачів електроенергії відбувається. [13]

2.2 Матеріали для виготовлення літака

Як основний матеріал, застосований при виготовленні літака, використані алюмінієві сплави: дюралюміній марок Д16АТ і Д16АМ; силуміну АЛ9, АЛ19; сплави АК6, АМГ, АМЦ.[7] Дюралюміній - сплав на основі алюмінію, в який вводяться мідь та магній для підвищення міцності та твердості, марганець для підвищення корозійної стійкості; залізо та кремній є неминучими домішками. Для захисту від корозії дюралюміній покривається плівкою анодного покриття

(анодування) чи тонким шаром чистого алюмінію (плакування). Високолегований дюралюміній Д16Т на літаку застосовується для силових елементів конструкції – деталей каркасу, лонжеронів, шпангоутів, нервюр, обшивки тощо. [7] Для заклепок використовується низьколегований дюралюміній Д18 та алюмінієвий сплав В65. Для виготовлення деталей внутрішнього набору використані силуміни (сплави алюмінію з кремнієм). Литі деталі із силумінів АЛ9 і АЛ19 мають гарні механічні властивості.[7] Гойдалки, кронштейни, внутрішні вузли конструкції планера виготовлені зі сплаву АК6 (авіаль підвищеної міцності), що відрізняється виключно високою пластичністю в гарячому стані і добре ковці, що піддається і штампування. Для виготовлення паливних баків, трубопроводів повітряної, паливної та масляної систем використовуються алюмінієві сплави, що деформуються, АМцМ (відпалений), АМцП (напівнагартований), АМгМ. Ці сплави добре зварюються, допускають глибоке штампування в холодному стані, мають високу вібраційну міцність.[9] Вибір сплавів для заклепок визначається вимогами до міцності конструкції. Для малонавантажених деталей застосовуються сплави Д18П, Д19П, більш відповідальних конструкцій використовуються заклепки високої міцності зі сплаву В65. Заклепки зі сплавів Д18П, Д18А та В65 піддаються попередньої термічної обробки. Найбільш навантажені деталі та вузли літака виготовлені зі сталі марки 30ХГСА. Це хромомарганцовістокремніста сталь (хромансиль) із вмістом вуглецю 0,28 - 0,35%. Вона має підвищені механічні властивості, добре зварюється дуговою і задовільно всіма іншими видами зварювання. Болти, гайки, гвинти, втулки, трубопроводи та інші деталі виготовляються з маловуглецевої сталі. Для захисту від корозії сталеві деталі покриваються шаром кадмію (кадмування). Засклення кабіни літака виготовлено з органічного скла.

2.3 Загальні обмеження умов експлуатації

Допускається експлуатація у світлий та нічний час доби за правилами візуального та приладового польоту в зоні аеродрому, повітряними трасами та заданими маршрутами у зоні перекриття радіозв'язком УКХ діапазону над рівниною, горбистою та гірською місцевістю.

Метеорологічний мінімум для посадки

Висота нижньої межі хмар, м	100
Видимість, м	1000
Максимальна допустима висота польоту, м.....	4000
Температура зовнішнього повітря на аеродромі, °С	+35 -30
Максимально допустимі значення зустрічний складової швидкості вітру при зльоті та посадці.....	20 м/с
Максимально допустимі значення бічний складової.....	15. м/с

Макс. дод. значення попутної швидкості вітру при зльоті та посадці..5 м/с

Використовуються аеродроми зі штучним (класів А, Б, В, Р, Д, Е) та з ґрунтовим покриттям за умов:

густина ґрунту

5 кг/см

Стан ВПП, суха, волога

Радіус розвороту літака під час руху в режимі керування (швидкість керування 5-10 км/год): 6 м метрів

Максимально допустима частота обертання вала двигуна 2200

Максимально допустима температура циліндрів 186

Час роботи двигуна на злітному режимі не більше..... необмежений

2.4 Основні роботи з технічного обслуговування

2.4.1 Встановлення літака на витяги

Установка літака на опори виконується при знятті та встановленні основних коліс шасі. [18] Опорами можуть бути будь-які підручні засоби: дерев'яні підставки, автомобільні гвинтові домкрати і т.п. Спеціальних опор або підйомників до літака не надається. Для встановлення літака на опори слід використовувати рівний горизонтальний майданчик (без ухилу). Установка літака для демонтажу та монтажу коліс основних опор шасі здійснюється на одну опору, яка ставиться під ресору основної опори шасі біля колеса, що знімається або встановлюється.

ПОПЕРЕДЖЕННЯ! Встановлення літака на опори при швидкості вітру більше 8м/с **ЗАБОРОНЯЄТЬСЯ**.

Переміщення літака під час встановлення його на опори виконується вручну. Фіксація планера літака, встановленого на опорах, від переміщень проводиться з використанням упорних колодок під колесами основних опор шасі. Установка літака на підйомники (підйом літака) дня виконання робіт з технічного обслуговування шасі здійснюється за допомогою трьох гвинтових підйомників. [17] До підйому літака допускаються особи, які пройшли інструктаж з техніки безпеки та вивчили пристрій та роботу підйомників. Підйом літака дозволяється проводити тільки справними підйомниками та при швидкості вітру не більше 5 м/с. У кабіні та під літаком під час підйому не дозволяється перебувати персоналу, не пов'язаному з роботами з підйому літака. Підйомники встановлюються на рівній площадці із твердим покриттям. У зимовий час при виконанні робіт поза закритим приміщенням місце встановлення підйомників (під літаком) очищається від льоду, снігу і, при необхідності, посипається піском.

Підйомники встановлюються:

- правий та лівий - відповідно під праву та ліву консоль крила ,
- носовий - під фюзеляж у носовій стійкі шасі.

2.4.2 Буксирування та рулювання

Буксирування

Буксирування літака здійснюється авіаційним персоналом вручну. Під час підготовки літака до буксирування згідно [18] необхідно:

- вимкнути бортовий акумулятор.
- встановити лопату повітряного гвинта вертикально.
- перевірити роботу гальм.
- підвести пристосування до колеса передньої ноги шасі та закріпити його вилку на осі колеса за допомогою шворня.
- на випадок необхідності гальмування коліс шасі в кабіні літака повинен бути технік літака.

Керування

Керування літаком із запущеним двигуном дозволяється тільки особою, допущеною до льотної експлуатації літака. Керування виконується на режимах роботи двигуна, що забезпечують безпечну швидкість маневрування та ефективну дію гальм, аж до зупинки ПС. Рулювання дозволяється виконувати по твердій, рівній поверхні (грунтовій або штучній), у тих випадках, коли за станом ґрунту неможливо виконувати рулювання, необхідно вимкнути двигун і провести переміщення літака на власному шасі вручну. Витримування напрямку при рулюванні здійснюється шляхом керування поворотом керованого колеса та керма напрямку. Керування виконується на режимах роботи двигуна, при яких швидкість руху літака безпечна для маневрування та дія гальм ефективно. ШВАРТІВКА

2.4.3 Стоянка та швартування

Стойка

Парковка літака під відкритим небом

Якщо літак стоїть просто неба, його необхідно ставити за напрямом панівних вітрів даної місцевості. При стоянці просто неба літак необхідно кріпити до якірних точок стоянки, а під колеса шасі встановлювати гальмівні колодки. Якірні точки на стоянці літака повинні розташовуватися так, щоб натягнуті швартувальні троси закріпленого літака з вертикальними поздовжньою та поперечною площинами становили б такі кути:

Найменування швартувальних тросів	Вертикальні площини	
	поздовжня	поперечна
Крилові Хвостові	10 ° 30 °	15° 0°

Натяг швартувальних тросів повинен оберігати літак під час вітру від підйому, переміщення та розгойдування. Рулі напряду та висоти, а також елерони мають бути закріплені струбцинами, забарвленими в яскравий червоний колір. При тривалій стоянці літака просто неба він обов'язково повинен бути закритий чохлами (вдягнути чохла на капот, ліхтар, і трубку повітряного тиску), під пневматики коліс повинні бути підкладені дерев'яні стелажі. Влітку трава на стоянці має бути викошена.

УВАГА! Розміщення літака на стоянці просто неба дозволяється при вітрі, швидкість якого не більше 25 м/с.

Парковка літака в ангарі

При встановленні літака в ангарі необхідно дотримуватися між літаками таких відстаней, щоб при стравлюванні амортизаційної стійки або пневматика колеса літак не зачіпав консолями інші літаки, стіну та навколишні предмети. Літак, встановлений в ангарі, має бути закритий чохлам. При викочуванні літака з ангара та заочуванні в ангарі остерігатися пошкодження консолей крила.

Швартівка

Швартування застосовується для фіксації літака на відкритій стоянці при сильному вітрі, але до швидкості не більше 25 м/с.

2.4.4 Аеродромне обслуговування

Загальні відомості

Правильне зберігання літака сприяє збільшенню терміну служби. [18] Літак необхідно утримувати в чистоті, регулярно провітрювати та незалежно від умов його зберігання ретельно закривати сухими та чистими чохлами. При цьому чохла не можна забруднювати, кидати, підстилати при виконанні тих чи інших робіт. Пошкоджені чохла потрібно вчасно ремонтувати. Гвинт при стоянці літака повинен бути встановлений однією лопатою вертикально, щоб усі його частини знаходилися на максимальній висоті від землі. Під час тривалої стоянки забороняється залишати літак із встановленим на ньому акумулятором.

Перед закриттям літака чохлами щоразу переконуватись, що:

- а) в кабіні вимикач акумулятора в положенні вимкнено. Кран паливної системи закритий;
- б) всі люки та кришки капота замкнені на замки;
- в) пневматики та амортизатори нормально накачані та не мають травлення; г) закрилки прибрано;
- д) у кабіні та в літаку не залишено сторонніх предметів, ганчірки, інструменту тощо. Шток амортизаційної стійки шасі змащені нейтральним технічним вазеліном.

Ангар є найкращим приміщенням для зберігання літака. При встановленні літака в ангарі необхідно дотримуватися між літаками таких відстаней, щоб при стравлюванні амортизаційної стійки або пневматика колеса літак не зачіпав консолями інші літаки, стіну та оточуючі предмети. Літак, встановлений в ангарі, має бути закритий чохлами. При викочуванні літака з ангару та заочуванні в ангар остерігатися пошкодження консолей крила. [17]

Заправлення паливом

Повна ємність паливної системи складає 300 л. Паливна система літака заправляється авіаційним бензином Б-95.

а) Перед заправкою літака паливом необхідно:

- перевірити наявність та справність протипожежних засобів на стоянці літака; перевірити паспорт на паливо та пломбування цистерни паливо заправника;
- перевірити чистоту палива в цистерні та переконатися у відсутності в ньому механічних домішок, вільної води, взимку кристалів льоду;
- перевірити заземлення літака та паливозаправника; переконатися в чистоті та справності заправного пістолета; переконатися, що електромережа літака знеструмлена.

б) Заправка паливом проводиться з паливозаправників, що мають у системі комбінований шовково-фетрово-шовковий фільтр та фільтр із частої сітки у заправному пістолеті.

ПОПЕРЕДЖЕННЯ: 1. Забороняється заправка літака паливом при дощі (снігу), при великій запиленості повітря, а також при грозі.

УВАГА: Під час заправки літака забороняються:

- запуск двигуна;
- Увімкнення електромережі;
- користування вибухонебезпечними електролампами; монтажні та демонтажні роботи на літаку.

ЗАБОРОНЯЄТЬСЯ! заправляти літак, якщо на відстані не менше 25 м знаходиться інший літак із працюючим двигуном.

ПРИМІТКА! Контроль кількості заправленого палива у кожен бак проводити за показаннями лічильника паливозаправника.

Не раніше, як за 5 хв. після закінчення заправки злити 0,4 - 0,5 л відстою палива із зливного крана паливної системи.

ПОПЕРЕДЖЕННЯ: У разі виявлення в злитому паливі води, кристалів льоду, механічних домішок зливати відстій палива до тих пір, поки паливо, що зливається, не виявиться чистим. У разі забруднення палива по всьому об'єму його необхідно злити, паливні баки промити і заправити кондиційним паливом. [19]

Консервація

Згідно [19], Консервація при тривалих перервах у польотах є одним із основних заходів захисту літака і двигуна від ураження корозією.

Літак та двигун можуть бути законсервовані:

- на 20 днів, причому переконсервацію цей термін дозволяється проводити, трохи більше трьох разів, після чого необхідно провести консервацію терміном зберігання понад 30;
- більше 30 днів, при цьому у разі продовження перерви у польотах необхідно консервувати двигун та літак кожен місяць.

УВАГА! Забороняється проводити консервацію літака та двигуна під час дощу та снігу. Двічі на рік літаки, що містяться в законсервованому стані, повинні бути розконсервовані, підготовлені до польотів і облітані протягом 30 хвилин.

Консервація терміном зберігання до 20 днів

При консервації літака та двигуна на термін зберігання до 20 днів необхідно:

- а) Законсервувати двигун на термін зберігання до 20 днів, як зазначено в Інструкції з експлуатації двигуна, і зробити запис у формуляр.
- б) Виконати роботи, передбачені післяпольотною підготовкою, злити відстій із вологозбірників системи ПВД, усунути виявлені несправності, зняти з літака акумулятор, після чого літак і двигун щільно вкрити чохлами для запобігання дощу, снігу та пилу.

Консервації на термін зберігання понад 30 днів

При консервації літака та двигуна на термін зберігання до 30 днів необхідно:

- а) Законсервувати двигун на термін зберігання до 30 днів, як зазначено в Інструкції з експлуатації двигуна.
- б) Здійснити консервацію літака, виконавши такі роботи:

очистити літак від бруду, виконати роботи, передбачені післяполітною підготовкою, злити відстій із вологозбірників системи ПВД усунути виявлені

несправності та зафарбувати місця з пошкодженим забарвленням, зняти з літака акумулятор, повністю заправити літак паливом.

- тонким шаром технічного вазеліну ГОСТ 782-59 законсервувати такі деталі:
- всі шарнірні з'єднання ножного та ручного управління.
- троси управління кермом повороту, кермом висоти, елеронів та тримером.
- стикові вузли кріплення крила та хвостового оперення до фюзеляжу.
- шарніри підвіски керма повороту, керма висоти та елеронів
- наконечники тяг керування двигуном та агрегатами
- наконечники гнучких шлангів вакуумної системи, сталеві деталі корпусів кранів шасі.
- гумові деталі та дюритові протерти сухою серветкою та тальком.
- Надіти на вихідні патрубки вихлопного колектора заглушки.

Щільно зачехлити літак та двигун, на чохол двигуна повісити бирку з датами консервації, відновлення консервації та вказати прізвище особи, відповідальної за зберігання.

Чохління

- а) Перевірити стан чохлів. Чохли повинні бути сухими та чистими.
- б) Перед закриттям літака чохлами необхідно переконатися, що кран паливної системи закритий;
- в) Переконатися, що пневматики коліс та амортизаційні стійки шасі не труять повітря і тиск у них відповідає заданому.
- г) Видалити з поверхні літака пил, бруд, масляні плями та ін.
- д) Оглянути кабіни та інші частини літака, чи немає в них сторонніх предметів: ганчір'я, інструменту тощо.
- е) Закрити кришки оглядових лючків, жалюзі капота, стулку тунелю маслорадіатора.
- ж) Накрити ліхтар чохлом із байки.
- з) Надіти чохол на фюзеляж та двигун.
- і) Одягти чохол на трубку ПВД.
- к) Опломбувати літак.

Зберігання

Літак необхідно утримувати в чистоті, регулярно провітрювати та незалежно від умов його зберігання ретельно закривати сухими та чистими чохлами. При цьому чохли не можна забруднювати, кидати, підстилати при виконанні тих чи інших робіт. Пошкоджені чохли потрібно вчасно ремонтувати. [19]

Гвинт при стоянці літака повинен бути встановлений горизонтально, щоб усі його частини знаходилися в однаковому прошарку повітря.

Під час тривалої стоянки забороняється залишати літак із встановленим на ньому акумулятором.

Перед закриттям літака чохлами щоразу переконуватись, що:

- а) кран паливної системи закритий;
- б) всі люки та кришки капота замкнені на замки;
- в) пневматики та амортизатори нормально накачані та не мають травлення;
- г) закрилки прибрано;
- д) у кабіні та в літаку не залишено сторонніх предметів, ганчірки, інструменту тощо. Штоки амортизаційної стійки шасі змащені нейтральним технічним вазеліном.

2.4.5 Система електропостачання

Основним джерелом постійного струму напругою 28,5 на літаку є генератор, встановлений на двигуні. Напруга генератора регулюється автоматично за допомогою регулятора напруги. Захист бортмережі від перенапруги здійснюється за допомогою автомата Kelly Aerospace . Включення генератора в бортмережу та його відключення здійснюється регулятором напруги. [17] Резервним джерелом постійного струму є акумуляторна батарея, встановлена у хвостовій частині фюзеляжу. Вона також служить для запуску двигуна. Живлення споживачів під час їх перевірки та налагодження на землі в аеродромних умовах здійснюється через штепсельний роз'єм аеродромного живлення ШРАП-500К, встановлений на лівому борту фюзеляжу на протилежній перегородці. Контроль струму та напруги в мережі здійснюється амперметром, встановленим на приладовій дошці.

2.4.6 Побутове та аварійно-рятувальне обладнання

Загальні відомості

Побутове обладнання літака призначене для:

- розміщення на літаку пасажирів та члена екіпажу;
- створення умов, що забезпечують нормальну працездатність та комфорт на всіх етапах польоту;
- забезпечення безпеки пасажирів та члена екіпажу при виникненні аварійної ситуації.

Побутове обладнання розміщується у кабіні літака. До складу обладнання входять крісла пілота та пасажирів, ремені безпеки та декоративні панелі обробки кабіни літака з необхідними трафаретами.

Обігрів та вентиляція кабіни

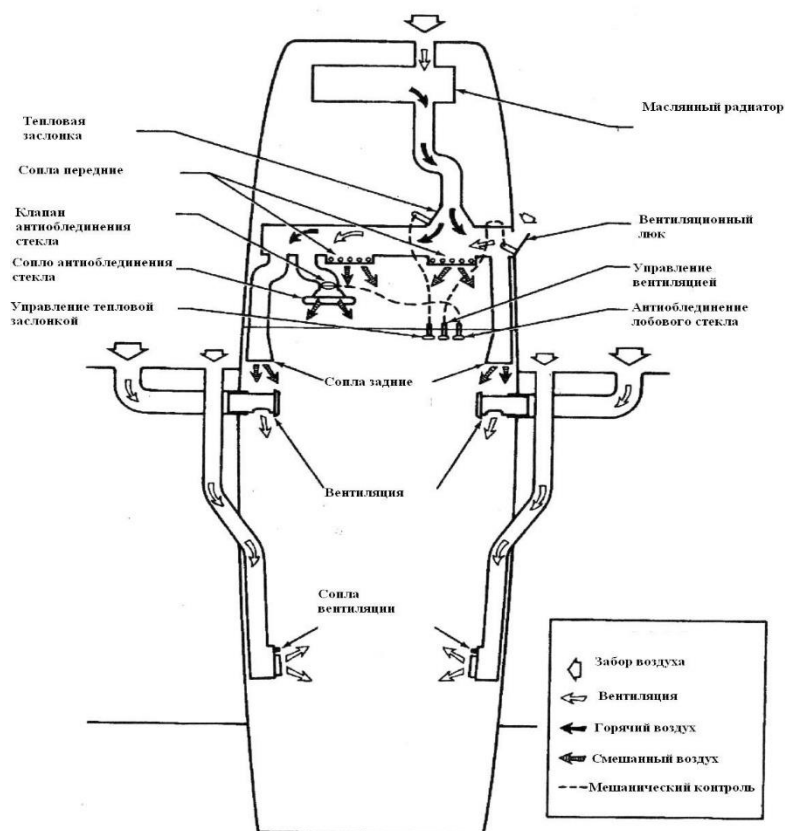


Рисунок 2.1 - Обігрів та вентиляція кабіни

Обігрів та вентиляція кабіни літака суміщеного типу складається з повітрозабірника, обігрівача з клапаном, гнучкого рукава та повітропроводів, які підводять повітря до кабіни літака. Повітрозабірник встановлений у правій частині літака та відбирає повітря для вентиляції безпосередньо за гвинтом. Нагрівання повітря здійснюється в обігрівачі, який встановлений на маслорадіаторі двигуна. У режимі „Обігрів” повітря, що надходить у кабіну, проходить через обігрівач. У режимі „Вентиляція” повітря минає обігрівач через обхідний повітропровід і надходить у кабіну пілотів по тій самій магістралі. Перемикання режиму вентиляції на обігрів і назад здійснюється з кабіни ручкою керування, з'єднаною тягою напівжорсткого типу із заслінкою клапана. Повітропроводи в кабіну закінчуються поворотними насадками і заслінкою, за допомогою яких можна змінювати кількість повітря, що надходить, і його напрямок. Частина повітря, що надходить у кабіну, подається через повітропровід у колектор для обдування козирка ліхтаря кабіни

Аварійно-рятувальне обладнання

Для надання першої медичної допомоги екіпажу та пасажиром є аптечка. Медичне майно розміщується в корпусі та в кришці аптечки. Комплектує аптечку та замінює медикаменти після закінчення придатності власник літака. Термін придатності на упаковках медикаментів. Укомплектована аптечка встановлюється у кабіні літака під сидінням. Там же знаходиться бортовий вогнегасник, комплектацію та заміну після закінчення терміну придатності якого здійснює власник літака.

Ремені безпеки

Ремені безпеки виконані за автомобільною схемою триточкового типу з діагонально-плечовим та поясним ременем.

Регулювання поясних ременів безпеки проводиться вручну:

- щоб збільшити їхню довжину необхідно встановити натяжну пряжку під кутом 90° до ременів і потягнути її.
- щоб натягнути ремені необхідно потягнути за кінець лямки
- для того, щоб застібнути ремені необхідно вставити в пряжку наконечник до клацання.
- щоб розстібнути ремені необхідно натиснути клавішу на пряжці і потягнути за ремінь до виходу наконечника з пряжки.

Для чищення ременів використовуйте теплу воду з милом.

УВАГА. 1. НЕ КОРИСТУЙТЕСЬ РОЗЧИНАЧАМИ.

2. НЕ СУШИТИ РЕМЕНІ НА СОНЦІ АБО У НАГРІВАЛЬНИХ ПРИЛАДІВ.

2.4.7 Технічне обслуговування системи керування літаком

Загальні відомості

Управління літаком здійснюється двома командними постами ручного та ногого керування, розташованими поряд. Для забезпечення поздовжнього, поперечного та колійного керування на літаку є дві незалежні системи - ручне та ногоже керування. За допомогою ручного керування здійснюється керування кермом висоти та елеронами, ногого - керування кермом напрямку. На правій половині керма висоти встановлений тріммер, призначений для зняття зусиль у польоті зі штурвала пілота. [17]

Основні технічні дані

Хід штурвала по тангажу, мм	на себе від нейтралі	150
	від себе від нейтралі	160
Хід штурвала по крену від нейтралі, °		±25
Хід педалі від нейтралі, °		±30

Керування кермом висоти

Керування кермом висоти здійснюється за допомогою штурвалів керування. При повному відхиленні штурвалів від нейтрального положення на 150 мм (на себе або від себе) кермо висоти відхиляється на +25°. Граничні кути відхилення керма висоти обмежені упорами, встановленими на валі керма висоти.

Керування кермом висоти тросове до гойдалки в хвості літака. Гойдалка з'єднана з кермом висоти металевою тягою.

Штурвали управління з'єднані між собою тросовим з'єднанням.

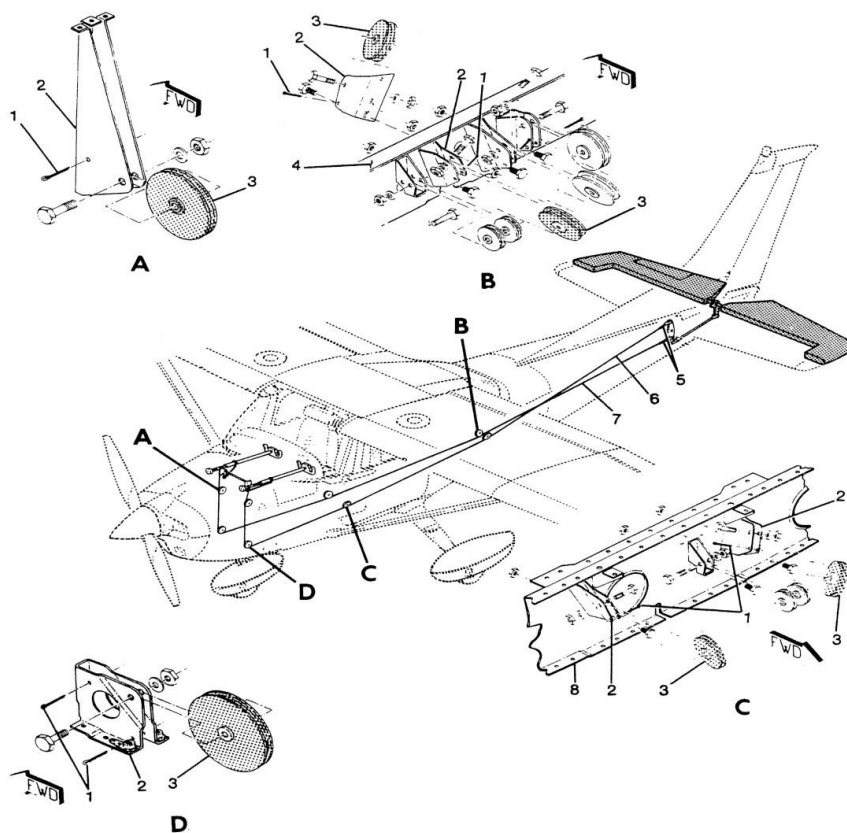


Рисунок 2.2 - Управління кермом висоти

Управління елеронами

Управління елеронами здійснюється за допомогою штурвалів керування та тросової проводки, що з'єднує гойдалку вала керування з елеронами. До гойдалки лівого елерона підключена машина автопілота. Проведення до кожного елерона тросове через систему шківів. При відхиленні одного зі штурвалів вправо або вліво на кут 30° елерони відхиляються на 22° і вниз на 16° . Граничні кути відхилення елеронів обмежуються упорами, встановленими на валу штурвалів керування.

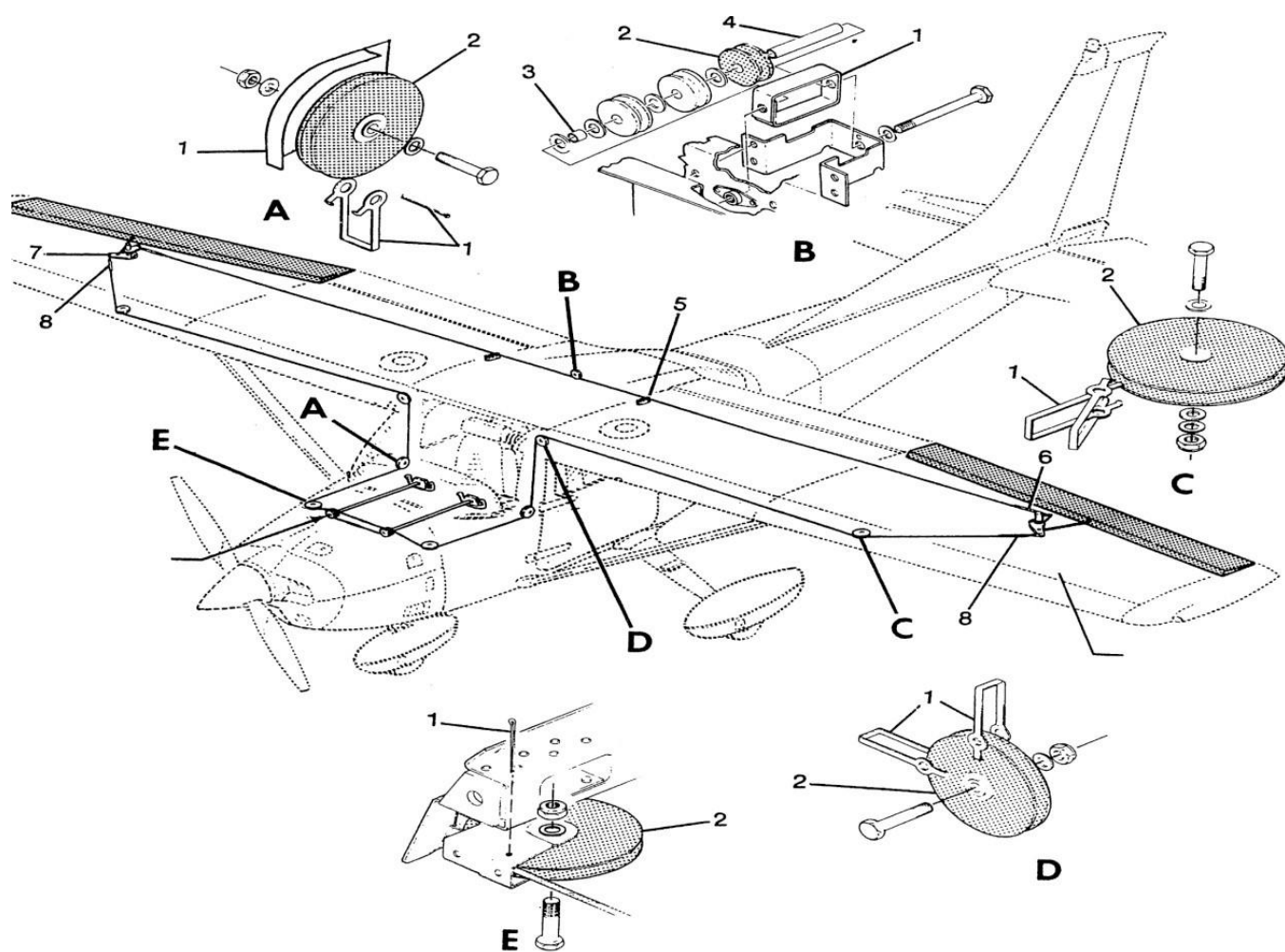


Рисунок 2.3 - Управління елеронами

Управління кермом напрямку

Управління кермом напрямку здійснюється за допомогою педалей та тросової проводки, що з'єднує сектори педалей між собою та з кронштейном керма напрямку. Повному ходу педалей відповідає відхилення керма напрямку на кут $+27^\circ$. Троса проводки закладені на секторах педалей управління, прокладені по напрямних текстолітових роликах і закріплені на кінцях тросів вилками приєднані до кронштейна керма напрямку. Для регулювання натягу тросів служать тендери, розташовані між установками педалей та за шпангоутом 14.

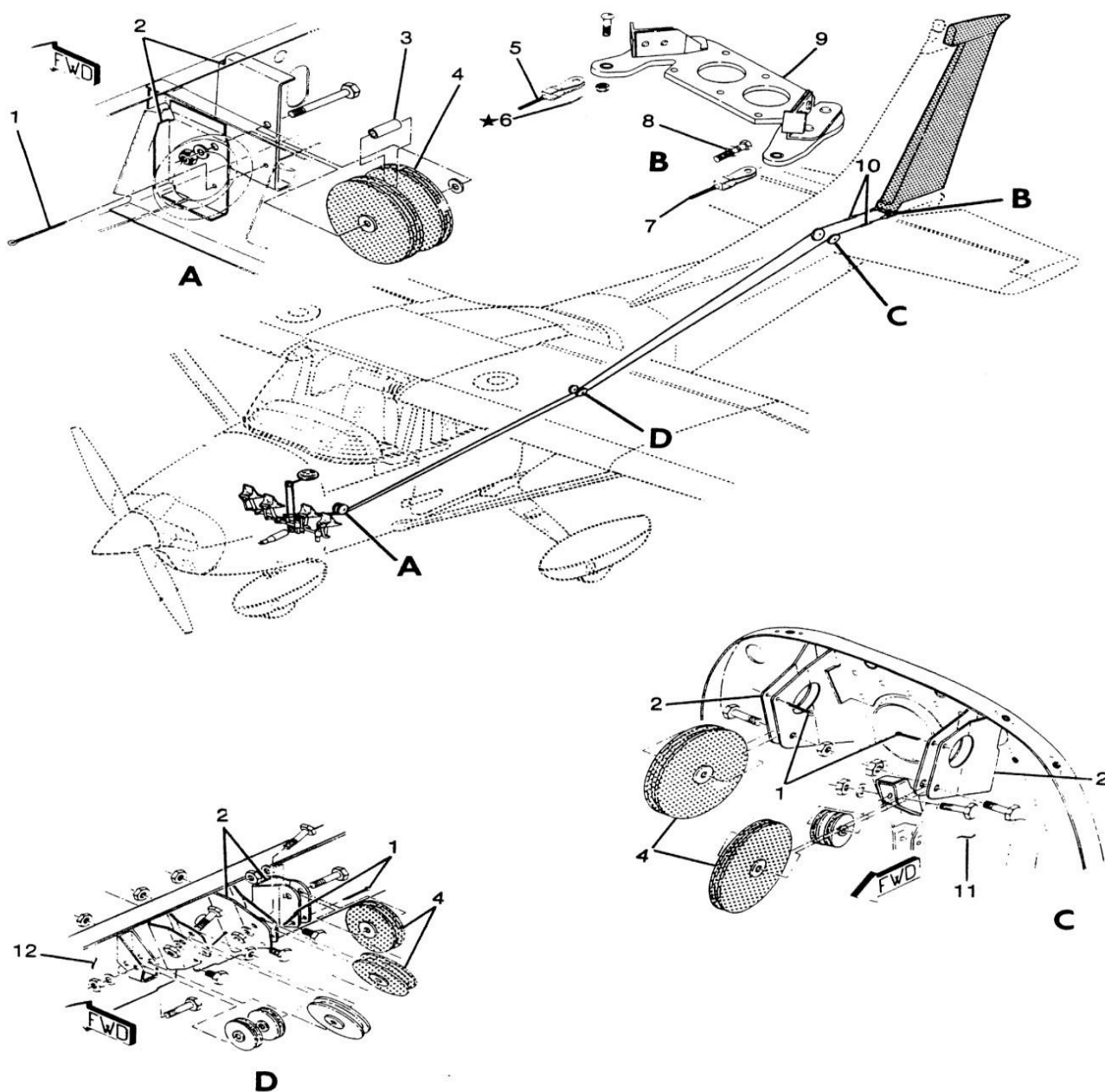


Рисунок 2.4 - Управління кермом напрямку

Управління закрилками

Управління закрилками включає: електричний привід встановлений у правому крилі і тросову проводку.

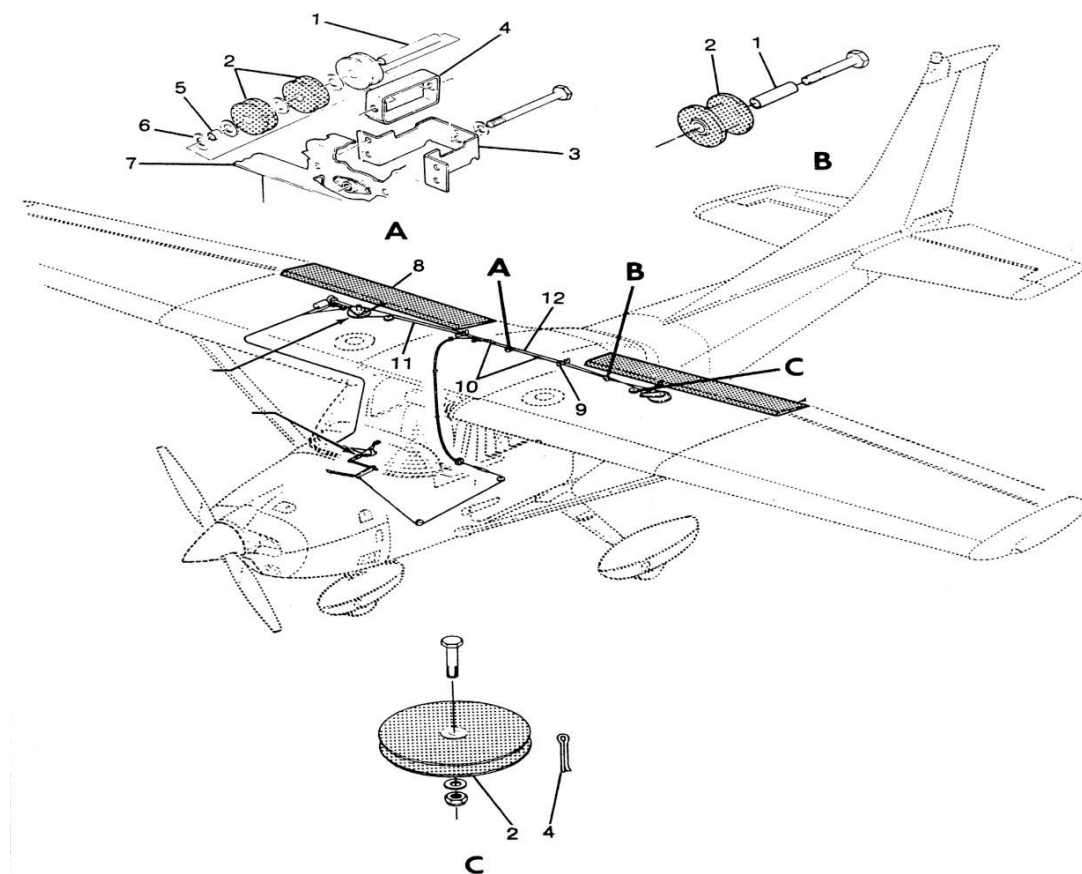


Рисунок 2.5 - Управління закрилками

На панелі приладів знаходяться перемикач випуску-прибирання закрилків. Він має чотири положення: 0, 10, 20, 30 градусів. Для контролю кута випуску закрилків є механічний показчик випуску закрилків.

Система управління літаком – технологія обслуговування

Загальні вказівки щодо проведення регламентних робіт

Згідно [17], Нормальна робота системи управління літаком забезпечується регулярним контролем за технічним станом тяг, кронштейнів, качалок, тросів та

механізмів управління, усуненням виявлених несправностей, виконанням регламентних робіт та дотриманням наступних технічних умов:

а) Зазори між рухомими деталями системи управління літаком і рухомими деталями інших систем повинні бути не менше - 10 мм, між рухомими деталями системи управління і нерухомими деталями планера не менше - 5 мм, між гойдалками управління та кронштейнами кріплення цих качалок не менше - 0,5 мм, між вушками качалок і щічками виделок тяг у будь-яких положеннях повинен бути не менше 0,3 мм (рисунк. 2.6).

б) Тяги управління, що мають ризики, ослаблені заклепки, прогини, до експлуатації не допускаються та підлягають заміні. Довжину нових тяг відрегулювати по довжині знятих.

г) Підшипники, запресовані в гойдалки системи керування, повинні забезпечувати вільне обертання з'єднаних з ними тяг.

е) Перемички металізації повинні бути цілими, а їх положення та надійність кріплення повинні виключати заклинювання рухомих деталей керування та забезпечувати щільність контактів.

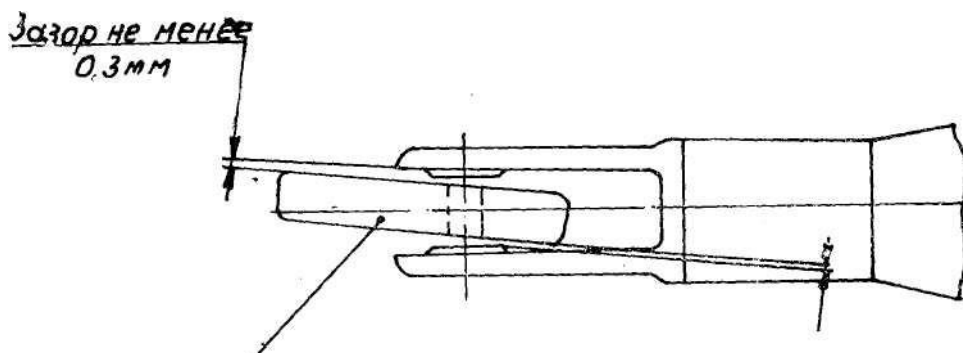


Рисунок 2.6 - Зазор між рухомими деталями

Відхилення ручок, штурвалів, валу керування, педалей в опорних кронштейнах у всьому діапазоні повинні бути плавними та на землі без відчутної зміни зусиль.

ж) У системі керування літаком люфти не допускаються. Перевірку проводити на задніх кромках кермів та елеронів зусиллям руки, що не перевищує 2-3 кг. Пружний люфт не виміряти.

з) Догляд за тросами керування літаком полягає в наступному:

- перевіряти стан напрямних роликів, фторопластових прокладок та обмежувачів тросів: на них не повинно бути механічних ушкоджень;

- на ділянках проходження тросів через фторопластові прокладки троси повинні бути змащені мастилом ЦИАТИМ-201 (ГОСТ 6267-74);

Змащення поверхні тросів, за винятком цих ділянок, забороняється;

- Протирати троси можна тільки сухим протирочним матеріалом
- регулярно перевіряти стан тросів.

Троси не повинні мати слідів залишкових деформацій від перегинів, вм'ятин, обривів окремих пасм та ниток, нагартовки, потертостей, корозії.

При виявленні таких пошкоджень трос необхідно замінити:

- Зовнішній ознака потертості - блиск троса. У випадках виявлення ділянок сумнівної потертості або нагартовки необхідно відпустити тендер і перегнути трос на цій ділянці - потерті нитки й нагартовані лопнуть. Такий трос підлягає заміні;
- при виявленні слідів корозії на тросі трос необхідно протерти ганчіркою до видалення корозії. Якщо корозія не видаляється, трос замінити. Видаляти корозію наждачною шкуркою або скляним папером категорично забороняється;
- в процесі експлуатації тросів необхідно стежити за станом закладення кінців тросу та за контровкою тендерів. Тендери, що з'єднують троси, повинні бути надійно законтрені, різьбові частини наконечників тендера повинні бути загорнуті врівень з торцем муфти або втоплені в її;
- необхідно стежити за правильним положенням тросів у напрямних роликах.

При правильному монтажі тросового керування троси не повинні торкатися деталей літака; забороняється встановлювати ролики меншого діаметру та з більш твердого матеріалу порівняно замінними;

- при різких змінах температури навколишнього повітря ($d+25^{\circ}$) перевіряти натяг тросів в управлінні літаком;
- при заміні троса новий трос підлягає попередньою витяжки за ГОСТ 3120-64 з часом витримки під навантаженням щонайменше дві хвилини.

Новий трос перед постановкою (після витяжки) необхідно просочити сумішшю, що складається з 50% лаку ПФ-171 (ГОСТ 15907-70) та 50% лляної олії (ГОСТ 5791-66). Тривалість просочення у ванні 15-20 хв. Сушіння при температурі 40-45 ° С протягом 4-5 год.

і) Натяг тросів у системі керування перевіряти за допомогою тензометра, встановлюючи його на середині ділянки троса.

к) Догляд за керуванням посадковими щитками полягає в наступному:

- перевіряти стан шарнірних з'єднань;
- перевіряти стан тяг, штанг, напрямних опор, підшипників та тендерів;
- періодично змащувати шарнірні і третю поверхню мастилом ЦИАТИМ-201;
- періодично заливати в порожнині повітряного циліндра мастило 132-25 ГОСТ 10957-74.

Огляд та перевірка системи управління

ПРИМІТКА. Під час оглядів використовуйте лише справний та маркований інструмент, вказаний у картках

Перед оглядом очистіть агрегат (деталі) від пилу, бруду, вологи, олії.
Перевірте вручну надійність кріплення агрегатів та кронштейнів:

- з'єднання має бути щільним, без люфтів. У разі сумніву у надійності кріплення
- Перевірте затягування гайок кріпильних болтів (гвинтів) за допомогою ключа (викрутки). Переконайтеся у відсутності механічних пошкоджень агрегатів (деталей) системи керування літаком.

Не допускаються:

- дефекти на агрегатах управління у вигляді тріщин, вм'ятин, задир, порушення покриття;
- тріщини на гойдалках, валах, тягах, кронштейнах, опорах, карданах;
- подряпини, задираки і вм'ятини на тягах, валах і гойдалки,
- сліди корозії на агрегатах та деталях;
- Порушення контровки та кріплення перемичок металізації. Повторне використання контровки (шплінтів, дроту, шайб) не допускається.

Кути відхилення елеронів, РВ, закрилків визначайте за квадрантом КО-60, РН - за пристосуванням-транспортиром. У вихідному положенні квадрант встановлюйте на верхню площину елемента керування перпендикулярно осі обертання (перпендикулярне положення визначайте на око). Місце встановлення квадранту позначте крейдою. При знятті показань, коли поверхня керування переведена в інше положення, квадрант встановлюйте на місце, позначене крейдою, при необхідності дотримуючись його шплінтів, дротів, копіювальних і пружинних шайб повторно використовувати не дозволяється. Затягування болтів, гвинтів за допомогою обертання гайки виконуйте тільки тарованим ключем. Величина крутного моменту повинна, якщо немає інших вказівок, відповідати таблиці 1. Перед затягуванням болтів на різьблення та опорну поверхню гайки наносите мастило ПВК. У разі розбіжності отвору різьбової частини болта з прорізом корончастої гайки при затягуванні тарованим ключем дозволяється довертати гайку стандартним ключем.

Таблиця 2.1 - Величина крутного моменту затягування болтів

Різьблення	Момент затяжки, Н м (кгс * м)
M4	1,0 ± 0,1
M5	2,5±0,3
M6	3,90±0,4 (0,4±0,04)
M8	5,90±0,6 (0,6±0.06)
M10	9,80 ± 1 (1 ± 0, 1)

Використовувані матеріали (ганчір'я, контровку) складайте в окрему тару.

Заклучні роботи

Після закінчення демонтажно-монтажних робіт перевірте наявність зазорів між нововстановленими деталями та розташованими поряд з ними деталями та каркасом. Зазори мають бути:

- між рухомими деталями управління та каркасом (обладнанням) по всьому ходу системи управління – не менше 8 мм;
- між рухомими деталями інших агрегатів – не менше 10 мм;
- між нерухомими елементами управління і каркасом (обладнанням) (крім місць кріплення) - не менше 3 мм.

В окремих випадках зазори можуть бути менш вказаними, але вони не повинні бути менш встановленими при складанні на заводі-виробнику. Переконайтеся в наявності всього використовуваного інструменту, а також витратних і паливно-мастильних матеріалів. Нанесіть на новий агрегат (деталь) маркування, аналогічне маркуванню знятого елемента. При повторному встановленні агрегату маркувальні ризики повинні збігатися. Закрийте люки та панелі, які були відкриті для демонтажних та монтажних робіт.

Заходи безпеки

При відхиленні поверхонь керування ними можуть бути травмовані людям або пошкоджена конструкція. Тому переконайтеся, що в зонах переміщення поверхонь керування немає людей та обладнання.

УВАГА! Категорично забороняється, щоб уникнути вигину тяг і валів і витяжки тросів, що призводять до порушення регулювання, навантажувати будь-яким способом (ставати ногами, спиратися братися з силою руками) тяги, вали, троси системи управління.

Технологія обслуговування представлена у технологічних картах:

- ТК 027-1 Огляд елементів керування
- ТК 027-2 Регулювання натягу тросів системи управління

Таблиця 2.2 - Технологічна карта №027-1

<u>Технологічна карта №027-1</u>		
Найменування роботи: Огляд елементів проведення управління		
Зміст операції та технічні вимоги (ТТ)	Роботи, вип. при вимк. від ТТ	Контроль
УВАГА! ПРИ ОГЛЯДІ ДОБРАТЬСЯ ЗАХОДИ БЕЗПЕКИ.		
1. Загальні вказівки		
1.1. Загальні правила виконання регламентних робіт наведено у п.092		

1.2. Огляду підлягає проведення управління на ділянці від ручки керування та педалей до елеронів, РН та РВ.		
2. Огляд та перевірка		
2.1. При огляді постового вала керування перевірте: - надійність кріплення; - надійність болтових з'єднань ручок управління з проводкою та постом управління, відсутність люфтів; - стан захисних покриттів зовнішніх поверхонь. Переконайтеся у відсутності слідів корозії, вибоїн, вм'ятин, тріщин, пошкоджень, перевірте цілісність контровок.	Для всіх пунктів: За наявності пошкоджень та тріщин деталей замініть, продукти корозії видаліть наждачною шкіркою	
Під час огляду тяг управління переконайтеся, що: - поверхня тяг чиста та суха; - покриття тяг не пошкоджено, немає слідів корозії; - контровка з'єднань не порушена; - різьбові регульовані наконечники тяг не виходять за межі контрольних отворів на кінцях тяг (дрот 0 1,5 мм, вставлений в отвір, повинен упиратися в наконечник) і що тяги не стосуються деталей конструкції каркасу та обладнання.		
2.3. Огляньте гойдалки і переконайтеся, що: - гойдалки не мають пошкоджень, тріщин, слідів корозії та порушення покриття; - всі з'єднання надійно законтрени; - гойдалки не стосуються деталей конструкції каркасу та обладнання.		
Огляньте кронштейни та напрямні тяг та переконайтеся, що: - кронштейни і направляючі щільно (без перекосів) прилягають до поверхонь, що зчленовуються, каркаса і надійно закріплені; - кронштейни та направляючі тяги не мають тріщин, слідів корозії та порушення покриття; - всі з'єднання надійно законтрени; - ролики в напрямних обертаються легко.		
2.5. Огляньте троси управління та наконечники тросів та тендери; - троси не повинні мати пошкодження жил, розмахування, корозії; - тендери мають бути законтрени.		
Контрольно-перевірочна апаратура (КПА)	Інструмент та пристрої	Витратні матеріали
Не вимагається	Комплект бортового інструменту, дзеркало, лупа ЛП-1-6, лампа переносна	Дріт 0 1,5 мм

Таблиця 2.3 - Технологічна карта №027-2

Технологічна карта №027-2		
Найменування роботи: Регулювання натягу тросів системи управління		
Зміст операції та технічні вимоги (ТТ)	Роботи, вип. при вимк. від ТТ	Контроль
УВАГА! ПРИ ОГЛЯДІ ДОБРАТЬСЯ ЗАХОДИ БЕЗПЕКИ.		
1. Застопоріть педалі та ручку у нейтральному положенні		
2. Перевірка - Мірте допомогою тензометра натяг тросів у лівій та правій гілки проводки управління. ЗАБОРОНЯЄТЬСЯ проводити регулювання натягу тросів шляхом припасування величини зусилля до необхідного значення із встановленим трос тензометром, вимірювання величини зусилля після регулювання повинне проводитися шляхом повторної установки тензометра на трос.		
У разі потреби зробіть підрегулювання натягу тросів тендерами. При цьому ослаблення або натяг тросів виконуйте однаково в обох гілках проводки, повертаючи муфти тендерів на ту саму величину, щоб не порушити регулювання управління. Різьблення наконечників тросів не повинно виступати з муфт тендерів.		
Переконайтеся, що при нейтральному положенні органів управління кермові поверхні стоять у середньому положенні. В іншому випадку подовжіть одну гілку проводки і вкоротіть іншу поворотом муфт на одну й ту саму величину. Повторіть перевірку натягу тросів.		
2.3. Закінчіть тендери.		
Контрольно-перевірочна апаратура (КПА)	Інструмент та пристрої	Витратні матеріали
Тензометр ІН-11	Бортовий комплект інструменту	Дріт контрольний КО 0,8

2.4.8 Технічне обслуговування паливної системи

Паливна система служить для розміщення необхідного запасу палива на літаку та живлення двигуна паливом на всіх режимах його роботи. [9] Принципова схема паливної системи наведено на рис.1.3.8. Як паливо для живлення двигуна застосовується авіаційний бензин Б-95. Паливо розміщено у двох основних баках ємністю по 150 л кожен. З баків паливо самопливом через роздавальний кран надходить у відстійник. Далі паливо з відстійника надходить до фільтра тонкого очищення після чого в насос низького тиску. Звідки подається у насос високого тиску. Масляна система призначена для подачі мастила до деталей двигуна, що труться, і їх охолодження. Як мастило для двигуна застосовуються масло AEROSHELL 40- W 10. Циркуляція масла в системі примусова і здійснюється двоступінчастим шестерним насосом, встановленим на задній кришці картера

двигуна. Принципова схема маслосистеми наведено на рис. 1.3.12. Для безперебійної роботи літака на всіх режимах забірники масла та паливного бака виконані такими, що дублюються. Охолодження олії відбувається в повітряно-олійному радіаторі.

Паливні баки

Основні паливні баки

Паливні баки ємністю 150 л. служать для розміщення запасу палива та виконані інтегрованим методом у вигляді кесонів у консолях крила. У середині бака прокладено дренажну трубку верхньої точки бака. До бака приварені фланці під штуцери основної паливної магістралі, дренажної магістралі, датчика паливоміру, заливну горловину, дренажу заливної горловини. [9] Заливна горловина має гумове кільце, що щільно прилягає до верхньої обшивки крила. Під час заправки виключається влучення палива у внутрішні відсіки крила. У заливну горловину встановлено захисну сітку.

Паливний фільтр

Паливний фільтр складається з корпусу, кришки та траверси. У середині фільтра розміщено фільтрпакет. На корпусі є два штуцери для підключення трубопроводів системи. Фільтропакет складається з двох металевих сіток: зовнішньої, згорнутої у вигляді циліндра, припаяної до кільця та підкріпленої трьома вертикальними стійками, та внутрішньої, згорнутої у вигляді конуса. Обидві сітки внизу припаяні до чашки. З зовнішнього боку до кришки припаяна гвинтова пружина. Паливний фільтр є необслуговуваним елементом. [9]

Зливний кран

Зливний кран призначений для зливу відстою бензину із системи та встановлений на трійнику між криловими баками та видатковим бачком. Зливний кран вентиляного типу відкривається під час обертання штока. Фіксація від самовідтворення проводиться за допомогою шліцевого зачеплення та пружини, встановленої в корпусі крана. Відкривається кран обертанням ручки проти годинникової стрілки, закривається обертанням ручки за годинниковою стрілкою. Зливний кран має стандартний наконечник для приєднання гнучкого шлангу або гумової трубки. [9]

Пожежний кран

Кран призначений для перекриття трубопроводу системи живлення паливом. Тиск робочої рідини не більше 2 кг/см^2 момент повороту повідця не більше 28 кг/див . Кран може знаходитися у двох чітко фіксованих положеннях:

закритому та відкритому. Управління краном ручне за допомогою тросового приводу. [9]

Паливна система – технологія обслуговування

Догляд за паливною системою полягає у проведенні систематичних оглядів, заміні фільтрів та заправці системи лише кондиційним паливом. При оглядах необхідно стежити за герметичністю баків, агрегатів, трубопроводів та шлангів (включаючи заливну магістраль) паливної системи, а також за надійністю їх кріплення та чистотою дренажних труб. Після кожного розбирання та збирання ділянки паливної системи необхідно перевірити систему на герметичність під тиском $0,2 \text{ кг/см}^2$. Потік у з'єднаннях паливної системи усувати заміною прокладок або підтяжкою гайок ніпельних з'єднань. [9] Якщо текти при підтяжці гайок ніпельних з'єднань не усувається, необхідно роз'єднати з'єднання, промити, протерти чистою сухою серветкою і, якщо немає пошкоджень, змастити різьблення штуцера тонким шаром мастила БО (ГОСТ 7171-63), змонтувати з'єднання і знов. При монтажі ніпельних з'єднань не слід надмірно затягувати гайки, так як це може спричинити зрив ниток різьблення і призвести до непридатності з'єднання або агрегату. загалом. Пошкоджені ділянки фарбування трубопроводів мають бути негайно відновлені.

2.4.9 Приладове обладнання

Пілотажно-навігаційні прилади (таблиця 2.4) призначені для вимірювання та індикації бокового ковзання, висоти польоту, вертикальної швидкості зниження та набору висоти, приладової швидкості, швидкості зниження та набору висоти, а також для визначення магнітного курсу літака.

Таблиця 2.4 - Склад пілотажно-навігаційних приладів

Назва	Марка
Авіагоризонт	G-02-3-L
Показчик крену та ковзання	KI-193
Авіагоризонт	KI-201
Автоматичний радіокомпас	KR85ADF
Система VOR	KI-201C

Курсо-глісадна система	KI-210HC
Транспондер (відповідач)	G-327
Приймач маркерних сигналів	KLW-87
Система ДМЕ	KN-62A
Навігаційна система	GARMIN-430
Навігаційна система	ApoLo-628
Гірополукомпас	KI-84
Магнітний компас	KI-113
Варіометр	BP-10
Висотомір	ВД-20
Вказівник швидкості	KL-185
Метеолокатор	WX-900
Система автоматичного заходу на посадку	Senter III
Система курсо-глісадна	GARMIN-430

Прилади розташовані на дошці та центральній консолі. Магнітний компас К І -133 закріплений у центрі верхньої частини лобового ліхтаря.

Живлення анероїдно-мембранних приладів здійснюється від приймачів повітряних тисків.

Вказівник приладової швидкості KL-185

Показчик призначений для індикації поточного значення літака приладу в діапазоні 20 - 185 вузлів. Прилад однострілочний. Шкала показчика - індивідуально тарована. Показчик складається з механізму та корпусу. Механізм поміщений у герметичний корпус. У корпус із задньої сторони вмонтовано два штуцери («Д» і «С») для підключення приладу до ліній повного та статичного тиску. У вихідному положенні стрілка показчика повинна бути на нульовій позначці.

Висотомір барометричний ВД-20

Висотомір призначений для вимірювання та індикації поточного значення відносної висоти польоту та індикації введених значень атмосферного тиску, щодо яких проводиться вимірювання висоти. Висотомір вимірює барометричну висоту в діапазоні 0 – 10000 м. Індикація барометричної висоти здійснюється переміщенням двох стрілок щодо циферблату. Шкала циферблата оцифрована через 100 м, ціна розподілу шкали – 20м. Один оберт великої стрілки відповідає 1000 м, один оберт малої стрілки -10000 м. Механізм приладу укладено у герметичний корпус. У корпус із задньої сторони вмонтовано штуцер для підключення приладу до лінії статичного тиску.

Магнітний компас КІ-133

Магнітний компас призначений визначення магнітного курсу літака. Механізм приладу укладений в корпус, на якому є універсальне кільце кріплення, що дає можливість встановлювати компас на приладову дошку таким чином, щоб площина, що проходить через курсову нитку, збігалася або була паралельна площині симетрії літака. Для регулювання вихідного положення компаса є гвинти. Конструкція компаса забезпечує нормальну роботу при кренах літака до 17° . Два основних курси (Північ та Південь) відзначені літерами відповідно « N » та « S ». Шкала картопля рівномірна, з ціною розподілу 5° і оцифрованою через 30° . Цифри і подовжені поділки шкали вкриті масою, що світиться. До корпусу приладу знизу кріпиться девіаційний пристрій усунення напівкругової девіації. Принцип дії девіаційного пристрою заснований на взаємодії котушки магнітів з двома парами постійних магнітів, вставлених у валики.

Технічне обслуговування приладового обладнання

Для забезпечення надійної роботи приладового обладнання потрібний систематичний контроль за його станом та своєчасне виконання регламентних робіт. [19]

а) Прилади не повинні мати вм'ятин, тріщин, розбитого скла, зміщення стрілок від початкового положення більш допустимих меж. Кремальєри та аретири приладів повинні працювати справно. При виявленні пошкоджень та несправностей прилади необхідно зняти та замість них встановити справні. Розкривати пломби на приладах, які не відпрацювали гарантійний термін, забороняється.

б) При порушенні з'єднань роз'ємів електричних приладів або корозуванні контактів необхідно відновити з'єднання та зачистити контактні поверхні.

в) Регулярно проводити очищення приладів від забруднень та їх перевірку на контрольних установках.

г) Не допускати послаблення кріплення приладових дощок та амортизації.

д) Перевірити стан та кріплення трубопроводів системи ПВД та надійність різьбових та дюритових з'єднань, Трубопроводи з вм'ятинами та тріщинами підлягають заміні. При виявленні води у відстійниках системи ПВД воду злити.

Під час проведення регламентних робіт або після заміни окремих ділянок трубопроводу проводиться продування та перевірка герметичності системи ПВД.

Перед продуванням статичної та динамічної проводки від'єднати всі мембранно-анероїдні прилади. Продувку робити сухим повітрям від балона.

Таблиця 2.5 - Технологічна карта №031-1

Технологічна карта №031-1		
Найменування роботи: огляд показчика швидкості KL -185, показчиків висоти ВД-20		
Зміст операції та технічні вимоги (ТТ)	Роботи, вип. при вимк. від ТТ	Контроль
УВАГА! ПРИ ОГЛЯДІ ДОБРАТЬСЯ ЗАХОДИ БЕЗПЕКИ.		
Підготовчі операції:		
1.1. Демонтуйте фальшпанель приладової дошки.		
1.2. Відкрийте кришку люка на капоті літака		
2. Огляд		
2.1. Огляньте прилади та переконайтесь у наступному: - корпуси приладів не мають механічних пошкоджень, слідів бруду та олії; - дюритові шланги надійно приєднані до штуцерів 3 і Д приладів, а їх хомути кріплення- законтрени.		
2. Заключні операції. на місце фальшпанель приладової дошки та закріпіть її болтами		
3. Перевірте лінії повного та статичного тиску на герметичність.		
Контрольно-перевірочна апаратура (КПА)	Інструмент та пристрої	Витратні матеріали
Не вимагається	Лампа переносна з автономним джерелом живлення Викрутка а універсальна 781 00056 ОСТ 1 52456-79 Б-240 Пінцет прямий 7814-0002 МН500-60Б - 130 Плоскогубці комбіновані 7814-0091 Дрігач	Не вимагається

Перевірка повідання ВД на герметичність та працездатність обігрівача. [19]

а) При динамічній перевірці проводки на герметичність необхідно підключити до неї прилад КПА-ПВД або КПУ-3 і створити тиск, що відповідає швидкості 300 км/год за контрольним показчиком швидкості. Падіння показання швидкості за 1 хвилину не повинно перевищувати 2 км/год. При статичній перевірці проводки на герметичність необхідно підключити до неї установку КПА-ПВД або КПУ-3 і створити розрідження, що відповідає швидкості 300 км/год за контрольним показчиком швидкості. Падіння показу швидкості за 1 хвилину не повинно перевищувати 5 км/год.

б) Для перевірки працездатності обігрівача переконайтесь у підключенні до об'єкта наземного джерела електроживлення та в установці перемикача „АЕР. ПІТ. — ВІДКЛ — АККУМ" у положення „АЕР.ПІТ." Включити АЗР „Обігрів ПВД”;

при цьому загоряється лампа „Обігрів ПВД" . Через 1 хв вимкнути АЗР „Обігрів ПВД". Поверхня приймача має бути відчутно гарячою.

УВАГА! НА ЗЕМЛІ ПРИ ПЕРЕВІРЦІ ВКЛЮЧАТИ ОБОГРІВ ПВД БІЛЬШ НІЖ НА 1 ХВИЛИНУ ЗАБОРОНЯЄТЬСЯ.

2.4.10 Технічне обслуговування шасі

Шасі літака виконано за триопорною схемою із заднім колесом, що не забирається в польоті.

Основні стійки шасі

Основна стійка шасі з кріпленням гальмівного колеса складається з ресорного амортизатора, колеса, обтічника.

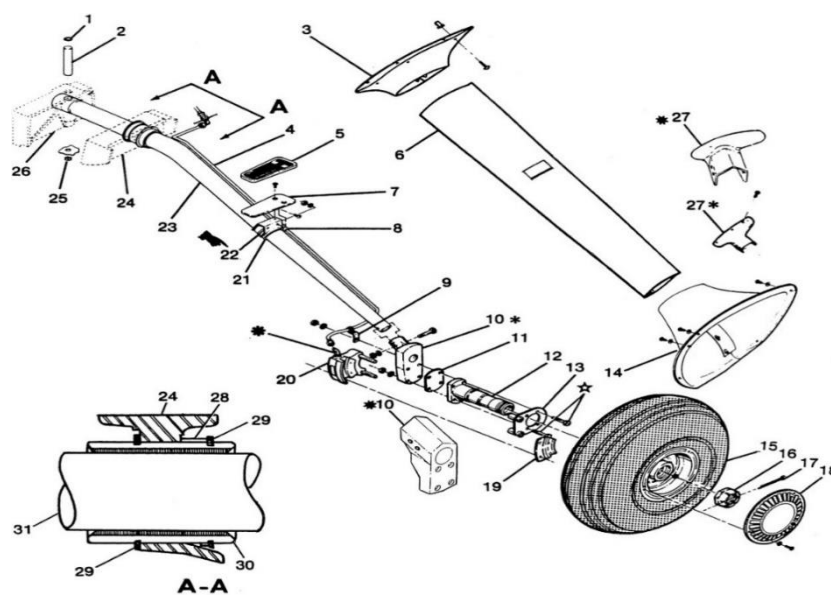


Рисунок 2.7 - Основна стійка шасі

Колеса К 141/ Т 141.

На основні стійки встановлені колеса К141/Т141 із гідравлічною гальмівною системою. Колеса мають авіашины 6 X 6 модель 6 напівбалонного типу. Управління гальмами коліс здійснюється з обох постів керування за допомогою педалей керування.

Технологія обслуговування шасі

Технічне обслуговування шасі полягає в регулярному контролі за тиском в пневматиках і станом коліс ніг шасі, в постійному підтримуванні чистоти та справності циліндрів-підйомників і всіх шарнірних з'єднань шасі, в регулярному мастилі шарнірів і заповненні мастил мастилом ЦИАТИМ-201 ГОСТ 6. [17]

При всіх видах оглядів перевіряти:

- чи немає тріщин (по зварних швах) та деформації на вузлах та деталях шасі та в місцях літакової конструкції, пов'язаних з вузлами кріплення шасі;
- надійність з'єднання штоків амортизуючих з півосями та надійність кріплення гальмівних дисків та самих коліс на півосях;
- систем управління положенням шасі та гальмуванням коліс.

Періодично при піднятому на витягах літаку необхідно:

- перевірити по манометру тиск повітря, яке повинно бути: $4 \pm 1 \text{ кгс/см}^2$
- перевірити величину поздовжніх та поперечних люфтів ніг шасі та величину люфтів розвороту в шліц шарнірах та вузлах кріплення до крила;
- перевірити зазори між конструкцією крила, фюзеляжу та елементами шасі;
- зняти колеса, оглянути деталі коліс та за відсутності дефектів, замінивши мастило в підшипниках, встановити колеса на місце;
- набити мастило ЦИАТИМ-201 в маслянки і змастити всі шарнірні з'єднання та замки прибраного положення ніг шасі;
- ввести в робочі порожнини циліндрів-підйомників ніг та циліндри замків прибраного положення шасі мастило 132-25 ГОСТ-10957-74;
- переконатися у справності кріплення гасника коливань, без течі, у справності гойдалки, ланок, осей;
- перевірити роботу гальм коліс шасі;

УВАГА! 1. Під час підймання (і опускання) літака на підйомниках електромережа літака повинна бути знеструмлена, а бортовий акумулятор знято.

2. При виконанні робіт з шасі при піднятому на витягах літаку аеродромне харчування дозволяється підключати тільки на час перевірки світлової сигналізації або перевірки випуску закрилків. колесами

а) У процесі експлуатації літака необхідно стежити за станом шин коліс та ніпелів зарядних трубок.

б) Шини коліс ретельно очищати від бензину, олії, гасу, кислот, лугів, розчинників та інших речовин, що діють на гуму, що руйнують.

в) У разі потрапляння на гуму агресивних рідин, колеса необхідно промивати розчином нейтрального мила, вживаючи запобіжних заходів від попадання мильної води у внутрішню порожнину колеса.

г) Для запобігання дії сонячних променів шини на стоянці літака закривати чохлами. Під час стоянки літака на ґрунті під колеса підкладати дерев'яні щити.

д) У процесі експлуатації необхідно стежити за тиском повітря в шинах, який має бути $3+0'5$ кг/см². Тиск у шинах коліс перевіряється манометром при піднятому на витягах літаку.

е) При повній польотній вазі та нормальному тиску в авіашинах їх обтискання повинно становити: 20 мм – для заднього колеса та 30 мм – для основних коліс.

ж) У разі механічного пошкодження обода колеса або при виявленні корозії необхідно пошкоджене місце зачистити, оглянути, а при задовільному стані покрити ґрунтом та двома шарами фарби.

з) У процесі експлуатації проводити профілактичний огляд гальм, очищення гальмівних барабанів та змащення підшипників коліс головної ноги мастилом НК-50 ГОСТ 5373-67. Щоб уникнути витіснення мастила на гальма підшипники коліс змащувати так, щоб мастило заповнювало тільки лабіринти між роликками та обіймою.

ПОПЕРЕДЖЕННЯ! Не допускати, щоб паливо та олія потрапляли на фрикційні пластини гальмівних камер.

і) Щоразу при знятті основних коліс перевіряти стан гальмівного пристрою, кріплення, контровку, стан гуми гальмівних камер, очищати пил з гальмівної поверхні камери та нагар з гальмівної сорочки барабана.

Нагар слід очищати наждачним папером № 00. Дозволяється експлуатація гальмівних колодок до зносу фрикційної частини до каркасу.

УВАГА! Сліди тертя на каркасі гальмівних колодок не допускаються.

Після встановлення коліс на місце приєднати гідравлічні шланги та перевірити роботу гальмівної системи.

ТЕХНОЛОГІЯ ВИКОНАННЯ РОБОТ викладена у технологічних картах:

- ТК 032-1 Огляд шасі
- ТК 032-2 Перевірка працездатності агрегатів системи гальмування.

Таблиця 2.6 - Технологічна карта №032-1

Технологічна карта №032-1		
Найменування роботи: Огляд шасі		
Зміст операції та технічні вимоги (ТТ)	Роботи, вип. при вимк. від ТТ	Конт роль
УВАГА! ПРИ ОГЛЯДІ ДОБРАТЬСЯ ЗАХОДИ БЕЗПЕКИ.		
1 . Огляд пневматиків коліс		
1.1. Видалить з шин бруд водою або вологою ганчіркою.		
1.2. Оцініть візуально ступінь зношування протектора шин.	Замінити шини	

УВАГА! НЕ ДОПУСКАЙТЕ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ШИН ПРИ ЗНОСУ ПРОТЕКТОРА ДО ВЕРХНЬОГО ШАРУ КОРДУ КАРКАСУ.		
1.3. Огляньте шини та переконайтеся у відсутності: <ul style="list-style-type: none"> • зсуву шини щодо барабана колеса та його реборди за контрольними мітками; • місцевого зносу протектора до верхнього шару корда каркаса в результаті "юзза"; • відриву протектора від каркасу; • розшарування (виявляються у вигляді здуття); тріщин або порізів на покривній гумі до корду каркасу; • зламу, руйнування бічної стінки; механічних пошкоджень верхнього шару корду каркасу; • деформації чи механічних пошкоджень бортів шин. ПРИМІТКА. Освіта на боковинах шини дрібної сітки старіння без оголення ниток корду не є перешкодою для подальшої експлуатації.		
1.4. Перевірте тиск у шинах $3,5 \pm 0,5$ кгс/см ² .	Підкачайте шини	
2. Огляд основні стійки шасі		
2.1. Огляньте стійки основних опор шасі та переконайтеся у відсутності механічних пошкоджень (деформацій, тріщин та надійності кріплення)		
2.2. Огляньте тересори основних опор на відсутність тріщин.		
3. Огляд носової опори шасі		
3.1. Огляньте амортистійку та переконайтеся у відсутності механічних пошкоджень (деформацій та тріщин)		
3.2. Огляньте вузли кріплення, вузли стикування амортистійки з віссю колеса та переконайтеся у відсутності пошкоджень та надійності кріплення		
Контрольно-перевірочна апаратура (КПА)	Інструмент та пристрої	Витратні матеріали
Манометр	Щітка, миючий засіб, ганчір'я, насос, бортовий інструмент	Дрігач

Таблиця 2.7 - Технологічна карта №032-2

Технологічна карта №032-2		
Найменування роботи: Перевірка працездатності агрегатів гальмівної системи		
Зміст операції та технічні вимоги (ТТ)	Роботи, вип. при вимк. від ТТ	Контроль
УВАГА! ПРИ ОГЛЯДІ ДОБРАТЬСЯ ЗАХОДИ БЕЗПЕКИ.		

1. Підготовчі роботи.		
1.1. Встановіть літак на витяг до відриву передніх коліс від землі.		
2. Огляд		
2.1. У кабіні пілота. (1) Огляньте елементи кріплення осей педалей, втулок навішування педалей, перевірити наявність люфтів у втулках. Перевірте плавність ходу педалей. (2) Огляньте головні гальмівні циліндри та шланги, на відсутність слідів підтікання гальмівної рідини, потертостей гальмівних шлангів		Заміна зношених або пошкоджених елементів, долив гальмівної рідини.
2.2. Па опорах шасі (1) Огляньте прокладку гальмівних шлангів по стійках та переконайтеся у відсутності пошкоджень, надійності кріплення, відсутності різких перегинів. (2) Огляньте гальмівний барабан, місця кріплення барабана до черевика шасі на предмет зовнішніх ушкоджень. (3) Перевірте наявність зазору між рухомою та нерухомою частиною гальмівного барабана (не менше 0,5 мм) (4) Огляньте гальмівні колодки і переконайтеся в достатній товщині (не менше 3 мм) гальмівних накладок		Заміна зношених чи пошкоджених елементів.
3. Перевірка працездатності агрегатів гальмівної системи.		
3.1. По черзі затиснути гальмівні педалі у кабіні та зафіксувати.		
3.2. Перевірити, що хід педалі становить 35...45 мм, що має відповідати повному загальмовуванню коліс		
3.5. Звільнити гальмівні педалі та перевірити обертання коліс, воно має бути плавним без гальмування та заїдання.		
4. Завершальні роботи.		
4.1. Опустіть літак		
Контрольно-перевірочна апаратура (КПА)	Інструмент та пристрої	Витратні матеріали
Щуп, лінійка	Технологічні кронштейни. Гвинтові витяги.	Гальмівна рідина

2.4.11 Технічне обслуговування фюзеляжу

Догляд за фюзеляжем літака зводиться до виконання у процесі експлуатації наступних основних положень згідно [18]:

у терміни, визначені регламентом, перевіряти надійність стикування та справність деталей, з'єднань та частин планера, звертаючи при цьому увагу на виявлення можливих тріщин та деформацій у вузлах стикування та пов'язаних з ними місцях конструкції. Подібну перевірку виконувати позачергово у тих випадках, якщо літак здійснив грубу посадку або якщо в польоті було досягнуто експлуатаційну максимальну пряму або зворотну навантаження.

- при льотній експлуатації та зберіганні в періоди перерв у польотах оберігати захисні лакофарбові та антикорозійні покриття від пошкоджень та передчасного зносу;
- Сталеві деталі, що не мають захисних покриттів, оберігати від корозії нанесенням мастила. Ушкодження лакофарбових або антикорозійних покриттів усувати негайно відповідно до чинних технологіями;
- при тривалих стоянках (понад 12 год.) обов'язково чехлити ліхтар та двигун;
- при короткочасних стоянках чехлити тільки ліхтар. Для чохла використовувати чисті сухі чохла;

ПОПЕРЕДЖЕННЯ! Забороняється ставати на обшивку планера без запобіжних трапів та в місцях, не передбачених для ходіння, розкласти на обшивці літака інструмент, деталі та агрегати літака та двигуна. При всіх видах технічного обслуговування звертати увагу на справність заклепувальних та зварних швів, гвинтових та болтових з'єднань.

При виявленні ослаблених або зруйнованих заклепок, тріщин зварних швів, ослаблених гвинтових з'єднань необхідно встановити причину їхньої появи. Якщо ці дефекти не пов'язані з порушенням загальної міцності планера і якщо немає руйнувань елементів конструкції, що сполучаються заклепками або гвинтами, заклепки замінити однотипними, а гвинтові з'єднання підтягнути із зусиллям, передбаченим для цього зчленування;

ПОПЕРЕДЖЕННЯ! Підтягування ослаблених заклепок категорично забороняється. Ослаблені заклепки замінювати на нові.

- після дощів при зберіганні літака просто неба або після польотів у дощову погоду видалити вологу з місць її можливого скупчення за допомогою серветок і чистої ганчірки і в перший сонячний день відкрити лючки для провітрювання. При кожному післяполітному огляді перевіряти чистоту дренажних отворів, розташованих по краях обтікання кермів елеронів, і по 10 шп. фюзеляжу.
- своєчасно проводити заміну змащення деталей, що труться, крісел льотчиків, замків, петель і шарнірів підвіски кришок люків, елеронів, кермів, щитків і тримера;
- при найменших пошкодженнях обшивки крил, елеронів і кермів негайно проводити ремонт пошкоджених місць;
- догляд за склінням ліхтаря зводиться до виконання заходів, що запобігають появі забруднень, подряпин, „срібла” на склінні, та підтримці герметичності між каркасом ліхтаря та склом.

Скління необхідно утримувати в чистоті. Протирати скління ліхтаря дозволяється лише замшею або чистою серветкою з фланелі, змоченою в прісній воді, а при необхідності зволоженою мильною водою. При стоянці літака скління ліхтаря завжди має бути закрито чохлами для захисту від механічних пошкоджень та від шкідливого впливу на скління сонячних батарей, кермів.

ПОПЕРЕДЖЕННЯ! Застосовувати при протирі скління органічні розчинники категорично забороняється. **Деталі скління, що мають срібло (мережа дрібних тріщин), підлягають заміні.** У процесі експлуатації необхідно систематично стежити, щоб між кермами, елеронами і нерухомими деталями крила

і оперення існували необхідні зазори, що зберігаються при повних відхиленнях кермів і елеронів. Для металевих елементів каркасу (кронштейнів, косинок та ін) глибина допустимих подряпин, рисок та вибоїн не більше 0.15 мм. Механічні пошкодження металевих та склопластикових елементів конструкції фюзеляжу (ризика, подряпини, вибоїни та інші пошкодження) небезпечні, оскільки знижують втомну міцність та антикорозійну стійкість цих елементів.

УВАГА. БУДЬТЕ ОБЕРЕЖНІ І НЕ ДОПУСКАЙТЕ ДРЯПІН, ВМ'ЯТИН, ВИБОЙ І ІНШИХ МЕХАНІЧНИХ ПОШКОДЖЕНЬ НА ЕЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦІЇ.

Під час обслуговування фюзеляжу дотримуйтесь наступних правил безпеки:

- Зовнішня поверхня фюзеляжу, а також певні ділянки внутрішньої поверхні обшивки можуть бути деформовані і пошкоджені інструментом або обладнанням, що випадково впав. Тому при роботах усередині та зовні фюзеляжу не допускайте падіння на обшивку важких предметів.
- Не ходіть по обшивці фюзеляжу.
- Уникайте встановлення на обшивку різного обладнання та інструменту за винятком випадків, коли це необхідно.
- Не торкайтеся обшивки фюзеляжу драбинами, сходами, заправними пістолетами, шлангами та іншим обладнанням, не захищеним тканиною або гумою.

УВАГА. ПРИ ОБСЛУГОВУВАННІ ФЮЗЕЛЯЖУ В ДОЦЛИВУ АБО СНІЖНУ ПОГОДУ НЕ ДОПУСКАЙТЕ ПОТРАПЛЕННЯ ВОЛОГИ ВСЕРЕДИНІ ФЮЗЕЛЯЖУ, В ЦИХ УМОВАХ ДВЕРІ І ЛЮКИ ВІДКРИВАЙТЕ ТІЛЬКИ.

Для зменшення утворення конденсату на поверхні обшивки всередині літака після польоту в спекотну погоду, тривалих стоянках, після дощу і т.д. виконуйте наступне:

Провітрюйте фюзеляж у суху погоду, відкриваючи двері.

Періодично оглядайте нижню обшивку фюзеляжу зсередини в зонах можливого скупчення конденсату для виявлення та усунення вологи та слідів корозії. Вчасно зливайте воду, що потрапила у фюзеляж, через дренажні отвори.

Огляд та перевірка

Огляд конструкції фюзеляжу здійснюйте з метою виявлення пробоїн, подряпин, тріщин, деформацій та інших механічних пошкоджень, а також виявлення ослаблення або руйнування болтових та заклепувальних з'єднань, корозії та порушення антикорозійного покриття, наявності забруднень зовні та всередині фюзеляжу. Для болтів додатковими ознаками ослаблення є наявність віночка, зазору та відшарування лакофарбового покриття або герметика під шайбою або гайкою, а також порушення контрування [18]. Початковою ознакою корозії на металі є пошкодження захисного лакофарбового покриття у вигляді точок або плям іншого кольору, відмінного від кольору покриття (частіше білого), утворення бульбашок, облупування або луцення. При виявленні цих ознак пошкоджене лакофарбове покриття видаліть та визначте ступінь

пошкодження корозією металу . У разі виявлення пошкоджень конструкції визначте ступінь пошкодження та здійсніть необхідний ремонт або заміну пошкодженого елемента конструкції. Для металевих елементів каркасу (кронштейнів, косинок та ін. глибина допустимих подряпин, рисок та вибоїн не більше 0.15 мм. Панелі обшивки, каркаси дверей, каркаси деталей кабіни, деталі декоративного оздоблення кабіни та фюзеляжу.

- подряпини на поверхні деталі без пошкодження армуючого шару, шириною до 1 мм та довжиною до 500 мм - не більше 7 на 1 м²;
- місцеві розшарування (бульбашки) на лицьовій поверхні деталі розміром до 10 мм - не більше 2 на 1 дм² на відстані між ними не менше 30 мм;
- місцеві розшарування (бульбашки) на неліцьовій поверхні деталі розміром до 10 мм не більше 5 на 1 дм² при відстані між ними не менше 30 мм (крім місць встановлення силового набору, місць для вузлів навішування агрегатів та т.п.);
- вм'ятини, вибоїни на неліцьовій поверхні деталі без пошкодження армуючого шару розміром до 1,5 см² на відстані між ними не менше 200 мм (крім місць встановлення силового набору, місць для вузлів навішування агрегатів і т.п.);

Деталі силового набору, місця встановлення силового набору, місця для вузлів навішування агрегатів на панелях обшивки.

- подряпини на поверхні деталі без пошкодження армуючого шару, шириною до 1 мм та довжиною до 500 мм - не більше 3 на деталі;
- місцеві розшарування (бульбашки) на поверхні деталі розміром до 8 мм - не більше 2 на 1 дм² на відстані між ними не менше 50 мм;

2.5 Регламент технічного обслуговування

Загальні відомості

Регламент є основним документом, що визначає обсяг та періодичність виконання робіт з технічного обслуговування силової установки, планера, літакових систем та обладнання [18].

Своєчасне та якісне виконання передбачених цим Регламентом робіт забезпечує справність, високий рівень експлуатаційної надійності літака та готовність його до польотів.

Обсяг робіт та періодичність їх виконання за видами технічного обслуговування визначено на підставі інструкцій з експлуатації літака, комплектуючих виробів та досвіду експлуатації аналогічних літаків у авіаційних відомствах.

Технічне обслуговування літака повинен виконувати технічний склад, який добре знає конструкцію, особливості експлуатації літака, двигуна та його обладнання, цей Регламент, технологічні вказівки та має достатній досвід з

виконання робіт, допущений до технічного обслуговування літака та несе всю повноту відповідальності за якість виконаних робіт.

На інженерний склад, допущений до технічного обслуговування літака, покладається організація обслуговування, а також контроль обсягу та якості виконуваних робіт відповідно до чинних положень та вказівок цього Регламенту.

Регламент включає технічне обслуговування планера, силової установки, літакових систем та обладнання.

Регламент передбачає виконання на літаку таких видів технічного обслуговування:

- попередня підготовка;
- післяпольотна підготовка,
- передпольотна підготовка;
- Регламентні роботи.

Регламентні роботи з літаку, двигуна та інших агрегатів, виконуються у єдині терміни, зумовлені нальотом літака, тобто. через кожні 50+5, 100+10, 200+15 годин нальоту літака. При виконанні 100-годинних регламентних робіт одночасно повинні виконуватися і 50-годинні регламентні роботи, а при виконанні 200-годинних 50- та 100-годинних регламентних робіт.

Регламентні роботи з акумуляторної батареї виконуються в календарні терміни, зазначені в технічному описі та інструкції щодо його експлуатації.

Після заміни літаком двигуна чи будь-якого агрегату регламентні роботи з них виробляються у терміни виконання, чергових регламентних робіт літаком. У цьому випадку на новому двигуні або агрегаті дозволяється дострокове проведення найближчих чергових регламентних робіт.

При технічному обслуговуванні літака повинні виконуватись роботи, зазначені в Регламенті, а також усуватися всі несправності, як виявлені в польоті та записані в бортжурнал, так і виявлені в процесі обслуговування.

Усі роботи, передбачені Регламентом, а також інші роботи на літаку повинні виконуватися з використанням справних засобів механізації, наземного обладнання, інструменту та контрольно-виміральної апаратури, призначених для цієї операції, відповідно до інструкцій та технологічних вказівок з технічної експлуатації літака та двигуна, бюлетенями та інструкціями.

Змащування вузлів, зчленувань і поверхонь, що труться, проводити мастилом ЦИАТИМ-201 (за винятком місць, спеціально обумовлених у цьому Регламенті),

УВАГА! ПІД ЧАС ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ЛІТАКА НЕ ДОПУСКАТИ:

- можливого пошкодження літака та лакофарбового покриття драбинами, заправними шлангами та іншим аеродромним обладнанням;
- розміщення інструменту та деталей на обшивці літака;
- ходіння людей у площині обертання гвинта та попереду літака з працюючим двигуном на відстані ближче 15м.

Для забезпечення безвідмовної роботи авіаційної техніки в різних кліматичних умовах базування (велика вологість, заповишеність тощо), а також при тривалих перервах у польотах або заміні двигуна рекомендується проведення позачергових робіт на літаку відповідно до цього Регламенту.

На кожен вид технічного обслуговування літака та виконані на літаку додаткові роботи оформляється технічна документація згідно з чинними положеннями [18].

Після якогось випадку досягнення максимального експлуатаційного перевантаження в польоті при пілотуванні, а також після грубої посадки, посадки до ЗПС або викочування за неї проводити огляд літака та двигуна. У цьому переконатися:

- у відсутності залишкових деформацій та тріщин обшивки, силового набору планера, кермів та елеронів, течі. палива.
 - у справності органів керування літаком, шасі, рами двигуна, кріплення двигуна до моторної рами, рами до фюзеляжу, капота двигуна; консолей крила до фюзеляжу, шасі та хвостового оперення;
 - у справності кріплення, електро-, приладового, навігаційного та радіообладнання, пультів, щитків керування та приладових дощок,
- Результати огляду записати у формуляр літака»

Виконання оглядів за різних видів підготовки літака необхідно проводити за маршрутом, вказаним на рис. 2.8.

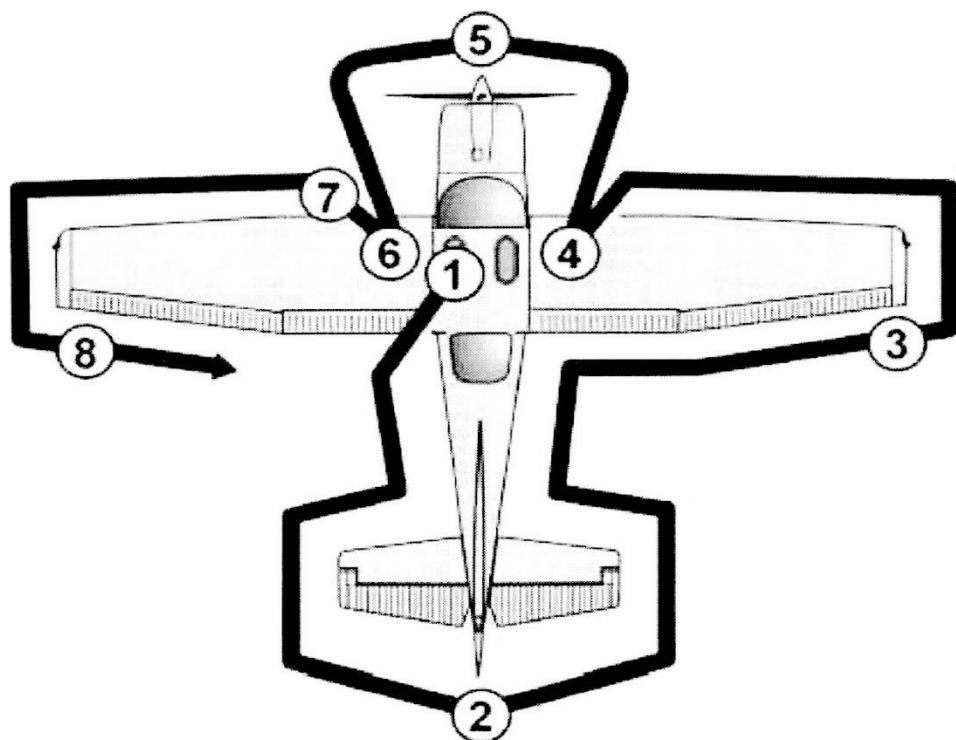


Рисунок 2.8 - Маршрут огляду літака

Оперативні види технічного обслуговування літака та двигуна

Попередня підготовка

Розчехлити літак, відкрити кришки люків, необхідних для огляду, переконатися, що всі вимикачі та автомати захисту мережі, перемикачі запалювання та електроживлення бортової мережі вимкнені,

Оглянути повітряний гвинт [17]:

- переконатися у справності лопатей, їх кріплення у перехідних склянках, у відсутності механічних ушкоджень. Покриття лопатей має бути гладким і рівним;
- переконатися у відсутності осьового люфту та кутового зміщення лопатей щодо перехідного склянки;
- переконатися в надійності кріплення гвинта на носінні валу редуктора;
- переконатися у справності різьбових та болтових з'єднань гвинта та їх контрровок;

УВАГА! ЛОПАСТИ З ВЕЛИКИМИ І ГЛИБОКИМИ ПОШКОДЖЕННЯМИ ПОКРИТТЯ ДО ЕКСПЛУАТАЦІЇ НЕ ДОПУСКАЮТЬСЯ.

Оглянути капот і жалюзі:

- відкрити капот та оглянути вузли кріплення капота до кронштейнів фюзеляжу, справність стяжних замків;
 - оглянути кришки капота, переконатися, що немає тріщин, потертостей, послаблення заклепок та болтових з'єднань;
 - переконатися у справності жалюзі, цілості контрровок осей стулок та у відсутності неприпустимих виробок у рухомих з'єднаннях;
- перевірити кріплення жалюзі до капота та надійність закриття та контрровки тяг стулки;

переконатися в чистоті, справності та надійності кріплення забірників та трубопроводів системи вентиляції кабіни, обдування генератора. Здійснити зовнішній огляд регулятора постійних оборотів переконатися у відсутності зовнішніх пошкоджень, течі масла по роз'ємах, надійності кріплення до двигуна, справності та надійності кріплення проводки управління. Оглянути з'єднання картера, фланці агрегатів, заглушки та пробки на відсутність слідів протікання бензину та олії. Течія усунути підтяжкою гайок. Оглянути циліндри двигуна, впускні труби, переконатися в надійності та герметичності з'єднань, що немає потертостей впускних труб. Переконатися у справності дефлекторів, надійності їх кріплень та відсутності слідів перегріву циліндрів. Перевірити стан та кріплення пускових клапанів, розподільника стисненого повітря, справність та надійність кріплення повітряних трубок та штуцерів.

УВАГА! ЗАТЯЖКУ ГАЙК КРІПЛЕННЯ АГРЕГАТІВ, РІЗЬБОВИХ З'ЄДНАНЬ ПЕРЕВІРЯТИ НА ОСТИЛОМУ ДВИГУНІ.

Оглянути вихлопний колектор та кожух калорифера, переконатися, що немає тріщин, прогарів, слідів вибивання вихлопних газів через ущільнення та слідів перегріву. Вибірково за допомогою ключа перевірити затягування гайок кріплення

патрубків вихлопного колектора до циліндрів двигуна. Перевірити стан кришок коробок клапанного механізму та тросів їхнього кріплення. Переконайтеся, що немає підтікання олії з-під кришок. Перевірити стан гнучких шлангів та трубопроводів паливної системи, контровку їх гайок, кріплення. Переконайтеся, що немає потертостей, слідів негерметичності та торкання інших агрегатів. Перевірити стан та кріплення паливного насоса до двигуна, чи справність шарнірних з'єднань його керування. Перевірити кріплення пожежного крана, фільтра – відстійника. Перевірити кріплення фільтра тонкого очищення палива. Переконайтеся у справності вакуумного масла та надійності його кріплення до двигуна. Переконайтеся у справності тяг керування двигуном та жалюзі, надійності їх відборткування та кріплення до важелів агрегатів.

Оглянути маслосистему, суфлюючі та дренажні трубопроводи:

- перевірити герметичність з'єднань трубопроводів та агрегатів (за відсутністю течі), звернувши особливу увагу на місця загортання гнучких шлангів та на чистоту отворів дренажного трубопроводу;
- перевіряти стан та кріплення агрегатів маслосистеми.

Перевірити справність забірника повітря карбюратора, чистоту та кріплення пилофільтра. Забруднений пилофільтр зняти, промити в чистому бензині і встановити на місце. Оглянути передню частину фюзеляжу. Переконайтеся у відсутності пошкоджень обшивки, ослаблення заклепок, у справності та щільності прилягання кришок люків та герметичності зливного крана паливної системи.

Оглянути головні ноги шасі:

- перевірити зовнішній стан коліс, їх гальмівних пристроїв та авіашин;
- за мітками на авіашині та реборді колеса перевірити, чи не повернулася авіашина щодо реборди;
- перевірити зарядку повітрям авіашин коліс (обтиск при нормальній зарядці $3 \pm 0,5$ кгс/см² має бути 25-30мм);
- перевірити стан вузлів кріплення амортизаційних стійок і складних підкосів;

Оглянути праве крило та елерон:

- переконайтеся у відсутності залишкових деформацій, пошкоджень обшивки, ослаблення заклепок, підтікання палива по обшивці та у щільності прилягання залізів та кришок люків, у чистоті дренажу паливних баків;
- переконайтеся у справності вузлів навішування елерону та з'єднання тяги управління з кронштейном на елерон;
- перевірити стан заливної горловини паливного бака, та дренажної трубки.

Оглянути хвостову частину фюзеляжу та оперення:

- переконайтеся, що немає пошкоджень обшивки, послаблення заклепок; та у щільності прилягання хвостового люка;
- переконайтеся у відсутності пошкоджень обшивки кермів висоти та напрямки;
- переконайтеся у справності вузлів навішування кермів та тримера керма висоти;
- оглянути тросову проводку, перевірити надійність контровки тендерів, закладення та кріплення до гойдалок кермів тросів керування літаком, переконайтеся, що немає потертостей тросів.

Переконатися у справності закрилків, петель навішування та деталей керування закрилками. Оглянути ліхтар літака, переконатися у чистоті, прозорості, цілості скління. Переконатися у повноті та легкості відхилення ручок керування, педалей та штурвалів. Переконатися, що керма, елерони та триммер керма висоти вільно (без стуку та заїдань) і повністю відхиляються в потрібному напрямку, і в управлінні немає люфтів, що перевищують допустимі. Перевірити випуск та прибирання закрилків. Перевірити стан агрегатів, трубопроводів та всіх шлангів вакуумної системи. Переконатися у відсутності послаблення кріплень трубопроводів, шлангів і агрегатів, потертостей шлангів і трубопроводів. Герметичність. Переконатися у надійності кріплення крісел до шпангоутів фюзеляжу, у справності прив'язних регей та їх кріплення, у надійності фіксації ручки замка прив'язних ременів у пластинчастій пружині.

Оглянути важелі керування двигуном:

- переконатися у відсутності заїдань та сторонніх шумів під час роботи важелями управління у всьому діапазоні переміщень;
- переконатися у відповідності крайніх положень важелів у кабінах крайнім положенням важелів на агрегатах та керованих заслінках;
- переконатися у справності стопорних пристроїв важелів управління двигуном.

Оглянути ліве крило та елерон:

- переконатися у відсутності залишкових деформацій, пошкоджень обшивки, ослаблення заклепок, підтікання палива та у щільності прилягання залізів та кришок люків;
- переконатися у справності вузлів навішування елерону та з'єднання тяги управління з кронштейном на елерон;
- переконатися у чистоті входних отворів ПВД;
- перевірити стан заливної горловини паливного бака та дренажної трубки.

Після усунення всіх несправностей за зауваженнями льотчика та, виявлених оглядом, переконатися, що:

- усі вимикачі, перемикачі та автомати захисту мережі вимкнені;
- перемикачі запалювання та електроживлення бортової мережі перебувають у положенні ВИМК. (літак знеструмлений);
- кабіна чиста і не мають сторонніх предметів.

Виконати роботи з попередньої підготовки електро-, приладового та радіообладнання. Закрити капот, всі лючки са молета,

Виконати заключні роботи (прибирання інструменту, наземного обладнання, встановлення струбцин на кермо та елерони, зачохління літака тощо), запломбувати літак. Після проведення всіх робіт оформити технічну документацію, прикладену до літака.

Післяпольотна підготовка

Прийнятий літак на стоянку. При роботі двигуна на малому газі переконатись у відсутності сторонніх шумів. Після зупинки двигуна встановити під колеса

головного шасі упорні колодки, переконатися, що немає перегріву коліс. Надягти чохол на трубку приймача повітряних тисків (ПВД) [17]. Отримати відомості від екіпажу про всі недоліки в роботі літака, двигуна, обладнання та записати їх журнал підготовки літака. Якщо у польоті були помічені несправності, встановити причину несправності та усунути її. Очистити від пилу, бруду (льоду) фюзеляж, скління ліхтаря, крило, хвостове оперення, капот двигуна, повітряний гвинт, колеса, амортизаційні стійки, забірник повітря, двигун та його агрегати, тунель маслорадіатора, жалюзі. Злити конденсат із фільтра-відстійника паливної системи. Заправити літак паливом та олією. Продивитися повітряний гвинт. Перевірити стан лопатей повітряного гвинта, їх кріплення в перехідних склянках, відсутність осьового люфту та кутового зміщення лопатей щодо перехідної склянки, надійність кріплення повітряного гвинта на носінні вала редуктора, стан всіх різбових, болтових з'єднань гвинта та їх контрровок.

УВАГА! Лопаті з великими та глибокими ушкодженнями ПОКРИТТЯ ДО ЕКСПЛУАТАЦІЇ НЕ ДОПУСКАЮТЬСЯ.

Оглянути капот і жалюзі:

- оглянути вузли кріплення капота до кронштейнів фюзеляжу, справність стяжних замків;
- оглянути кришки капота, переконатися, що немає тріщин, потертостей, ослаблення заклепок та болтових з'єднань і що стяжні замки справні;
- переконатися висправності жалюзі, цілості контролю осействорок, у відсутності неприпустимих виробок у рухомих з'єднаннях;
- перевірити кріплення жалюзі до капота та надійність закриття та контрровки. тяг;
- переконатися в чистоті, справності та надійності кріплення забірників та трубопроводів системи вентиляції кабіни, обдування генератора.

Оглянути головні ноги шасі:

- перевірити зовнішній стан коліс, їх гальмівних пристроїв та авіашин;
- за мітками на авіашині та реборді колеса перевірити, чи не повернулася авіашина щодо реборди;
- по обтиснення перевірити зарядку повітрям авіашин коліс (Обтиснення при нормальною зарядці $3 \pm 0,5 \text{ кгс/см}^2$ має бути 25-30мм);

Оглянути праву консоль крила та елерон:

- переконатися у відсутності залишкових деформацій, пошкоджень обшивки, ослаблення заклепок та підтікання палива по обшивці, у щільності прилягання залізів та кришок люків;
- переконатися в надійності кріплення тяги управління до кронштейна та у справності вузлів навішування елерона,

Оглянути хвостову частину фюзеляжу та оперення:

-переконатися у відсутності пошкодження. обшивка ослаблення заклепок.

- переконатися у відсутності пошкоджень обшивки кермів висоти та напрямки;
- переконатися у справності вузлів навішування кермів та тримера керма

висоти.

Оглянути задню ногу шасі:

Оглянути ліхтар літака, переконатися в чистоті, надійності кріплення та цілості скління.

Переконатися у повноті та легкості відхилення ручок керування, педалей та штурвалів, кермів, елеронів та тримера керма висоти.

Оглянути важелі керування двигуном, переконатися у відсутності заїдання та сторонніх шумів при роботі важелями керування у всьому-діапазоні переміщень, переконатися у відповідності крайніх положень важелів у кабінах крайнім положенням важелів на агрегатах та керованих заслінках.

Переконатись у надійності кріплення крісел до шпангоутів фюзеляжу, у справності прив'язних ременів та їх кріплення, у надійності фіксації ручки замка прив'язних ременів у пластинчастій пружині.

Оглянути ліву консоль крила та елерон:

- переконатися у відсутності залишкових деформацій, пошкоджень обшивки, ослаблення заклепок, підтікання палива та у щільності прилягання залізів та кришок люків;
- переконатися у справності вузлів навішування елерону та з'єднання тяги управління з кронштейном на елерон;
- переконатися у чистоті вхідних отворів ПВД.

Після усунення несправностей за зауваженнями льотчика, результатами післяпольотного огляду та виконання пов'язаних з цим перевірочних робіт переконайтеся, що:

- усі вимикачі, перемикачі та автомати захисту вимкнені; перемикачі запалювання та електроживлення бортової мережі перебувають у положенні "вимк." (літак знеструмлений);

- кабіна чиста та не має сторонніх предметів. кришки люків

Зовнішнім оглядом ще раз переконатися, що обшивка літака не має пошкоджень, тример керма висоти знаходиться в негальному положенні, закрилки прибрані, завзяті колодки надійно встановлені під колеса головних ніг шасі, трос заземлення стосується землі (бетону),

літак надійно пришвартований.

Виконати заключні роботи (прибирання інструменту, наземного обладнання, встановлення струбцин на кермо та елерони, зачохління тощо), запломбувати літак.

Передпольотна підготовка

Розчехлити літак, зняти струбцини та розшвартувати літак. Переконатись, що під колеса головних ніг шасі встановлені завзяті колодки, трос заземлення стосується землі (бетону) [17].

УВАГА! ЯКЩО ДВИГУН ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ПОВИНЕН ПІДГРІВАТИСЯ НАЗЕМНИМИ ПІДГРІВАЧАМИ, ТО ЧОХОЛ З ДВИГУНА ЗНЯТИ ПІСЛЯ ПІДГРІВУ.

При необхідності видалити пил, сніг, лід та іній:

- з поверхні літака, скління ліхтаря, зовнішніх антен;
- з вузлів управління та навішування рулів, щитків, елеронів, тримера керма висоти, між зашивками крила, стабілізатора, кіля та передніми до помками елеронів та кермів;
- з амортизаційних стояків, коліс, забірною каналу маслорадіатора. Оглянути повітряний гвинт і переконатися у його справності.

Оглянути капот двигуна:

- оглянути вузли кріплення капота до фюзеляжу, справність стяжних замків;
- переконатися у справності жалюзі та чистоті паркан системи вентиляції кабін, обдування генератора.

Оглянути передню частину фюзеляжу» тікати у відсутності пошкоджень та у герметичності зливного крана паливної системи (за відсутністю течі)

Оглянути головні стійки шасі:

- перевіряти зовнішній стан-коліс і авіашин;
- переконатися у відсутності дефектів на стійках, підкосах, циліндрах прибирання та випуску та вузлах кріплення;
- по обтиску пневматиків коліс перевірити зарядку повітрям авіашин коліс (обтиск при нормальній зарядці $3 \pm 0,5$ кгс/см² має бути 25÷30 мм)

Оглянути праве крило та елерон:

- переконатися у відсутності пошкоджень обшивки, ослаблення заклепок, підтікання палива по обшивці та у надійності закриття кришок люків;
- переконатися у справності з'єднання тяги управління з кронштейном на елероні та вузлів навішування елерону та закрилки.

Оглянути хвостову частину фюзеляжу та оперення:

- переконатися у відсутності пошкоджень обшивки;
- переконатися у справності обшивки кермів висоти та напрямки;
- переконатися у справності вузлів навішування кермів та тримера керма висоти. Оглянути ліхтар літака.

Переконатися у повноті та легкості відхилення ручок керування, педалей та штурвалів. Переконатися, що елерони, керма та тример керма висоти вільно (без стуку та зайдань) і повністю відхиляються в потрібному напрямку і немає люфтів, що перевищують допустимі. Перевірити випуск та прибирання закрилків. Перевірити напругу бортової акумуляторної батареї та працездатність сигналізації двигуна, паливомірів. Перевірити управління двигуном переконатися, що у своєму діапазоні переміщення важелів немає зайдань на проводках управління. Перевірити керування пожежним краном, жалюзі. Переконатися у справності прив'язних ременів та їх кріплення, у надійності фіксації ручки замка у пластинчастій пружині.

Перевірити заправку літака паливом та олією. Заправка літака паливом та олією повинна відповідати польотному завданню. При необхідності – зробити дозаправку.

Переконатися, що у кабіні:

- автомати захисту мережі, вимикачі та перемикачі на приладових дошках та пультах знаходяться у вимкненому положенні;
- запалення вимкнено;
- пожежний кран закритий;
- кран паливної системи закритий;
- сторонні предмети відсутні.

Оглянути ліве крило та елерон:

- переконатися у відсутності пошкоджень обшивки, підтікання палива та у надійності закриття кришок баків;
- переконатися у справності з'єднання тяги управління з кронштейном на елероні та вузлів навішування елерону та закрилка;
- переконатися у чистоті вхідних отворів ПВД.

Злити по 0,2-0,3л палива із зливного крана та фільтра-відстійника, переконатися, що у злитому паливі немає води, кристалів льоду та механічних домішок.

УВАГА! У ВИПАДКУ ВИНАХОДЖЕННЯ У ЗЛИТОМ ПАЛИВІ ВІЛЬНОЇ ВОДИ, КРИСТАЛІВ ЛЬОДУ, МЕХАНІЧНИХ ПРИМІСІВ ЗЛИВАТИ ВІДСТІЙ З ВСІХ ТОЧОК ОЛИВА ДО ТІХ ЧАС, ПОКИ ЗЛИВАЄМО ПАЛИВО. ЯКЩО ПРИ ДОДАТКОВОМУ ЗЛИВІ ЗАБРУДНЕННЯ ПАЛИВА УСУНУТИ НЕ ВДАЄТЬСЯ, ЙОГО НЕОБХІДНО ЗЛИТИ ПОВНІСТТЮ, ПАЛИВНІ БАКИ ПРОМИТИ І ЗАПРАВИТИ КОНДИЦІЙНИМ ПАЛИВОМ.

Кришки люків закрити всі зливні крани.

Підготувати двигун до запуску. Запустити та випробувати двигун відповідно до Інструкції з експлуатації двигуна.

1. При температурі навколишнього повітря нижче -25°C підігрівати двигун наземним підігрівачем протягом 15-30 хв, але так, щоб температура головок циліндрів була не менше 10°C .

Після випробування двигуна переконатися у відсутності підтікання олії та палива.

Оформити контрольний лист готовності літака до польоту та пред'явити літак льотчику для проведення передпольотного огляду.

2.6 Технічне обслуговування при заміні двигуна

На двигуні, що знімається з вироблення ресурсу або достроково, зняти та оглянути масляний фільтр, переконатися у відсутності металевої стручки, встановити фільтр на місце [17].

УВАГА! У ВИПАДКАХ ВИНАХОДУ НА МАСЛЯНОМУ ФІЛЬТРІ ЗНІМАНОГО ДВИГУНА МЕТАЛИЧНОЇ СТРУЖКИ МАСЛОРАДІАТОР, А ТРУБОПРОВОДИ, ШЛАНГИ ТА АГРЕГАТИ ОЛІЙНОЇ СИСТЕМИ - ДРУЖАЛЬНИК.

Провести внутрішню консервацію двигуна, що знімається згідно Інструкції з технічного обслуговування двигуна. Злити олію із системи. Зняти повітряний гвинт, очистити від забруднень, оглянути лопаті, втулку та вузол циліндра; переконатися у відсутності пошкоджень деталей та гвинта загалом. Провести демонтаж та зйомку двигуна. Промити відсік двигуна: протипожежну перегородку, тяги, трубопроводи. Зняти фільтроелемент та маслорадіатор, промити їх, оглянути та встановити на місце. Промити та оглянути моторну раму, переконатися у відсутності пошкоджень, тріщин у зварних швах та вузлах; оглянути моторні шпильки, стикові болти, переконатися у відсутності вироблення, витяжки та пошкодження різьблення. Оглянути фюзеляжні кронштейни кріплення моторної рами та капота, переконатися у відсутності зношування, тріщин та інших дефектів. Оглянути протипожежну перегородку, стан кріплення до неї агрегатів, герметизуючих прокладок висновків тяг управління двигуном, трубопроводів та електропроводки. Оглянути тяги управління та їх наконечники, паливні, масляні та повітряні шланги та трубопроводи; дефектні замінити. Оглянувши капот двигуна, переконатися у відсутності потертостей, тріщин, справності стяжних замків; у відсутності вироблення, що перешкоджає подальшій експлуатації рухомих зчленувань жалюзі. Керуючись інструкціями з експлуатації двигуна та літака, встановити новий двигун на літак та провести монтаж трубопроводів, агрегатів, жалюзі, повітряного гвинта, кришок капота. Виконати регулювальні роботи, заправити літак паливом та олією, переконатися в герметичності паливної та масляної систем. Розконсервувати та випробувати знову встановлений двигун. Після заміни двигуна зробити обліт літака протягом 30 хв. згідно з інструкцією екіпажу.

2.7 Технічне обслуговування при зберіганні літака

Якщо літак з будь-яких причин не буде виконувати польоти на термін більше 7 днів, необхідно провести його консервацію на необхідний термін відповідно до положень інструкцій з технічної експлуатації літака та двигуна [18].

Якщо на літаку не виробляються польоти і літак не законсервований, то необхідно на ньому виконувати наступні роботи через кожні 7 днів стоянки:

- очистити літак від пилу та бруду, прочистити дренажні отвори у фюзеляжі, крилах, кермах та елеронів;
- виконати роботи в обсязі передпольотного технічного обслуговування;
ПРИМІТКА! Місця, уражені корозією, зачистити дрібною шкіркою, зашліфувати пастою ГОІ, промити чистим бензином та змастити технічним вазеліном.
- випробувати двигун на всіх режимах згідно з графіком випробування;
- усунути дефекти, виявлені при передпольотному обслуговуванні та пробі

двигуна;

- у літній час зняти чохли, відкрити кришки люків планера літака, оглянути літак та просушити чохли.

Через кожні 30 ± 5 днів стоянки незаконсервованого літака виконуються такі роботи:

- виконати роботи, передбачені через 7 днів стоянки;
- увімкнути радіоапаратуру на $10 \div 15$ хвилин для просушування;
- при підготовці літака до польоту після 15-денної стоянки та більше виконати на літаку роботи, передбачені післяполітним технічним обслуговуванням з перевіркою роботи.

Через кожні 3 місяці ± 7 днів стоянки незаконсервованого літака виконуються такі роботи:

- згідно з картами мастила виконати мастило систем та агрегатів через 200 годин нальоту;
- виконати роботи, передбачені через 30 ± 5 днів стоянки;
- зробити обліт літака протягом 30 хв відповідно до інструкції екіпажу.

Висновки

У дослідженні було розроблено докладний аналіз літака, визначивши вище розташоване крило, виокремивши металеві конструкції та інші технічні аспекти. Було проаналізовано зручність управління, аеродинамічну схему та обслуговування, надавши особливу увагу паливній системі та іншим системам. Висновки вказують на високий ступінь безпеки та готовності літака до ефективних польотів, що робить його надійним засобом транспорту.

3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

Рятувальні системи

3.1 Загальні відомості про швидкодіючу парашутну систему спільного порятунку

Забезпечення безпеки польотів для надлегких та легких повітряних суден (ПС) вимагає наявності ефективних систем порятунку та швидкодіючих парашутних систем спільного порятунку (БПС). Сьогоднішній досвід показує, що використання таких систем стало необхідною складовою частиною безпеки польотів, забезпечуючи безпечне приземлення пілотів та пасажирів у разі аварійної ситуації.



Рисунок 3.1 - Рятувальна система

Розробляються та виробляються БПС Фірмою МВЕН м. Казань з 1991 року. Основна перевага таких систем – простота та зручність застосування, що полягає в тому, що пілотам та пасажирам не потрібно залишати ВС в аварійній ситуації, порятунок та безпечне приземлення людей забезпечується разом із ВС. При цьому забезпечуються мінімальні значення припустимої висоти застосування за рахунок зменшення часу витягування парашутної системи при використанні

прискорювачів примусового витягування (піротехнічного вузла викиду контейнера з парашутом) [2].

Появі БПС сприяли такі основні фактори:

- Порівняно невисокі польотна маса та швидкість польоту ПС, що дозволяють розробити та застосувати парашутні системи малої маси та обсягу, що мають прийнятну вартість розробки та виготовлення серійного зразка.
- Зниження вимог максимальної комерційної віддачі польоту (перевезення максимальної кількості пасажирів і вантажу) на користь підвищення вимог безпеки; НД стає апаратом персонального користування.
- Досить високий досягнутий рівень парашутної науки, техніки та технології (текстильні матеріали нового покоління, що мають високу питому міцність, досконаліші аеродинамічні схеми парашутів та схеми введення їх у дію, використання елементів конструкції та досвіду застосування катапультних крісел тощо).

Поява та застосування БПС виявило ряд додаткових позитивних якостей, таких як [2]:

- Найбільш комфортні та безпечні для людей (фізично та психологічно) умови при введенні в дію, зниженні та приземленні, т.к. люди залишаються в кріслах на борту ПС, немає необхідності залишати ПС і забезпечувати своє приземлення, що пов'язане зі значними фізичними та психологічними навантаженнями та не завжди безпечно.
- Знижується ймовірність завдання шкоди третім особам при приземленні ВС, т.к. НД приземляється під парашутом з малими швидкостями.
- Повітряне судно після приземлення не руйнується і після можливого ремонту та перевірок може бути введено в дію.
- Немає необхідності витрачати час і гроші на проведення індивідуальної парашути, купувати рятувальні парашути індивідуального користування.

Звичайно, такі привабливі нові якості повітряних суден не обходяться задарма. Насамперед – це потреба витрачати на укомплектування системою порятунку 2,5 – 3,5 % злітної маси ЗС. Хоча якщо припустимо, що пілот і пасажир двомісного надлегкого літака мають у польоті індивідуальні рятувальні парашути (чого практично не буває), то сумарна маса цих двох парашутів вже не менша або перевищує масу системи спільного порятунку для цього літака. (12 – 13 кг для БПС проти 13 – 16 кг для двох індивідуальних рятувальних парашутів) [2].

Далі – це обмеження щодо мінімально допустимої висоти (МДВ) застосування БПС, зазначені в експлуатаційній документації (не більше 30 – 40 м). Тут потрібно пояснити таке. Зазначені величини МДВ наводяться для режимів мінімальних швидкостей руху ПС (практично для 0 м/с). При русі ВС

швидкості 80 – 100 км/год і вище величина МДВ помітно знижується. Насправді ми маємо випадок порятунку з висоти 3- 5 м.

Вартісний аналіз показує, що вартість БПС щодо вартості ПС знаходиться в межах від 2% до 4,5% залежно від тактико-технічних характеристик БПС (діапазону швидкостей введення в дію, швидкості приземлення, спеціального дизайну тощо) [2].

В даний час Фірмою «МВЕН» за участю Фірми «Передові технології парашутобудування» розроблені, поставляються та розробляється цілий ряд типів БПС, що закривають відповідний ряд діапазонів злітних мас ЗС.

Основні компонування БПС представлені на рисунках 3.2 -3.5:



Рисунок 3.2 - К-350, К-500, КС-500, К-700, КС-500, К-700, КС-700, К-1000, КС-1000, (для ультралайтів)



Рисунок 3.3 - КС-1200, КС-1500, КС-2000 (для легких літаків)



Рисунок 3.4 - Раđa-500 (для планерів)



Рисунок 3.5 - СВ-700 (для легкого гвинтокрила)

З наведених вище БПС, три типи (К-500, КС-500, Раđa-500) мають сертифікат Німеччини.

Усі БПС у період розробки та підготовки серійного виробництва проходять типовий ряд наземних та льотних випробувань з відпрацювання та оцінки функціонування та міцності складових частин та БПС загалом, визначення тактико-технічних характеристик. Для проведення сертифікаційних робіт у Росії розроблено та направлено до МАК СНД проект норм льотної придатності «Авіаційні правила на системи спільного порятунку повітряних суден» [2].

Постачання БПС споживачеві виробляється у стані придатному для застосування. Важливим етапом перед експлуатацією БПС є встановлення на ПС. Основні вимоги щодо встановлення БПС на ПС представлені в інструкції з експлуатації БПС, що додається при поставці. В даний час Фірмою МВЕН накопичено значний досвід за типовими та найбільш оптимальними схемами

установки БПС і найкраще вибір конкретного варіанту установки виробляти спільно з Фірмою МВЕН. До цих питань ставляться:

- Вибір місця та схеми кріплення монтажних вузлів обтічника БПС та вузлів у відповідь на ПС. Зазначені вузли покликані сприймати польотні навантаження БПС у спорядженому та встановленому на ЗС стані, а також сприймати віддачу при викиді контейнера з парашутом при введенні БПС в дію.
- Вибір місць, схеми та вузлів кріплення сполучної ланки парашута або проміжної підвісної системи до ПС. Ці вузли покликані сприймати навантаження від парашута при наповненні та зниженні. Схема підвіски визначає орієнтацію ПС під парашутом при зниженні та приземленні.
- Вибір місць, схеми та вузлів кріплення монтажного майданчика ручки приводу металевого механізму БПС. Вибір місць встановлення повинен забезпечувати зручне та швидке захоплення рукою ручки приводу при введенні БПС в дію.

Деякі варіанти установки представлені на рисунках 3.6 та 3.7:



Рисунок 3.6 - Приклади встановлення БПС

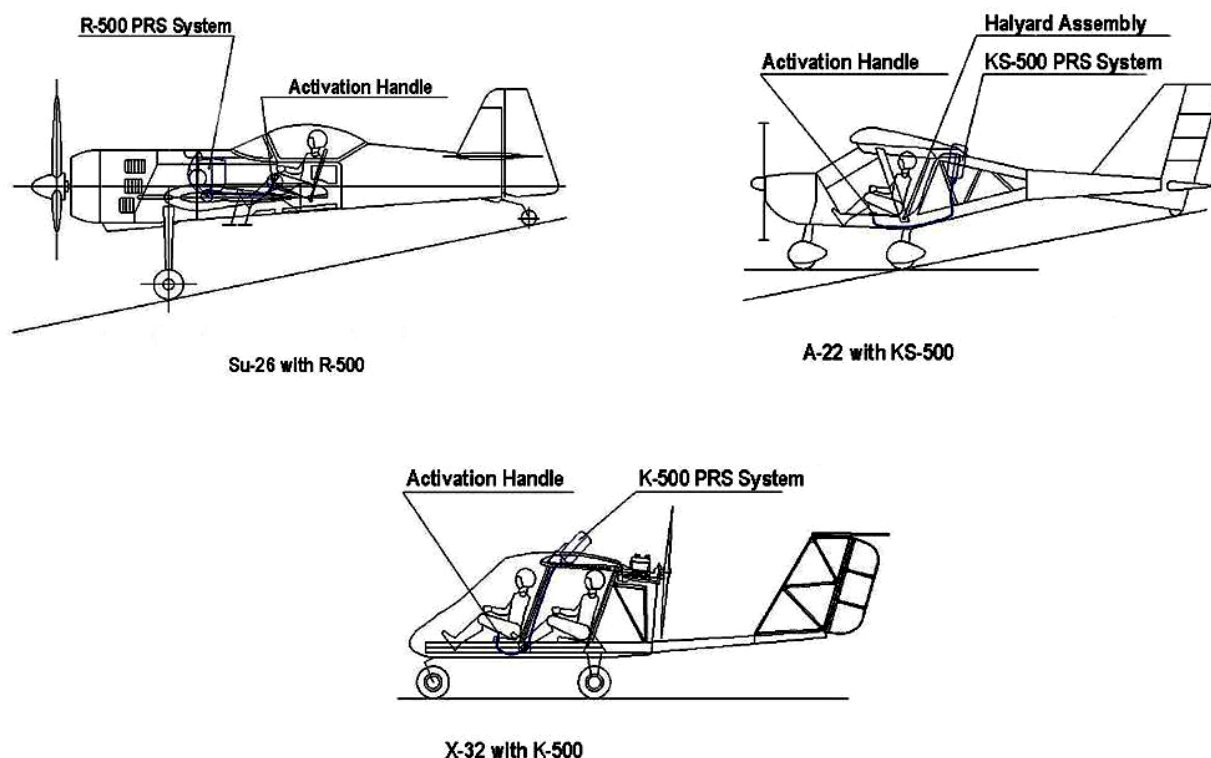


Рисунок 3.7 - Схеми встановлення БПС

Згідно [2], наступними важливими питаннями експлуатації БПС є контроль стану та готовності БПС до застосування, а також готовність та тренажі екіпажу до застосування БПС.

Контроль стану проводиться на початку та по закінченні сезону, перед та після транспортування та зберігання, а також регулярно під час проведення передпольотного та післяпольотного оглядів. Перевіряється:

- надійність та стан вузлів кріплення системи;
- надійність та стан вузла (вузлів) кріплення сполучної ланки до ПС;
- стан поверхні контейнера;
- стан кріплення ручки та запобіжної вилки ручки приводу металюного механізму;
- стан місць герметизації;

При переході ПС в режим міжсезонного зберігання (перерва в польотах більше 10 днів) або при транспортуванні ПС на місце нового базування необхідно встановити запобіжну шпильку з сигнальним прапорцем на металюний механізм затвора.

Під час підготовки системи до польоту необхідно:

- перевірити наявність запобіжної вилки на ручці приводу метального механізму;
- перевірити наявність запобіжної шпильки на затворі метального механізму та зняти запобіжну шпильку перед польотами, якщо вона встановлена;
- безпосередньо перед польотом зняти запобіжну вилку з ручки приводу метального механізму.

Після польоту встановити запобіжну вилку ручки приводу на місце.

Головною умовою забезпечення готовності екіпажу до застосування БПС є виконання регулярних інструктажів та тренувань з метою відпрацювання автоматичних навичок висмикування ручки приводу метального механізму системи, а також виконання дій щодо приготування до приземлення.

Слід особливо відзначити, що відмови системи управління або руйнування конструкції ПС можуть дуже швидко призводити до некерованих еволюцій ПС у просторі [16]. Некеровані еволюції (обертання щодо різних пов'язаних і просторових осей), як правило, супроводжуються виникненням навантажень, що досягають великих величин.

Пілот у такій ситуації потрапляє у стресовий стан, практично втрачає орієнтування, його дії фізично утруднені. Відомо, що аналіз того, що відбувається у нормальної людини, становить 3-4 с, а цього часу може виявитися достатньо для повної втрати орієнтування або втрати свідомості від впливу навантажень. Тому відпрацювання дій в аварійній ситуації має бути доведене до автоматизму, щоб вони були швидкими та чіткими.

Тренажі проводяться кожним пілотом, який виконує польоти на ПС із встановленою системою порятунку. У проведенні тренажів бере участь спостерігач, який пропонує вступні за аварійними ситуаціями та спостерігає за діями пілота. Періодичність тренажів:

- передсезонний (тренаж на початку сезону польотів та при перерві у польотах більше чотирьох місяців у присутності спостерігача з відміткою у паспорті);

- регулярний (тренаж один раз на три місяці у присутності спостерігача з відміткою у паспорті);
- передпольотний (тренаж пілота "для себе" перед кожним зльотом, без присутності спостерігача без позначки в паспорті)

Ще раз звертаємо Вашу увагу, що не можна, в жодному разі, недооцінювати та не звертати увагу на необхідність проведення регулярних тренажів. Про це свідчать наявні факти та подробиці випадків порятунку.

Ми сподіваємося, що ця стаття допоможе Вам правильно зорієнтуватися у виборі та встановленні засобу порятунку на Ваше ЗС, ще раз зверне Вашу увагу на серйозне та зібране ставлення до кожного польоту.

3.2 Розміщення та монтаж системи на літальному апараті

БПС розташовується у фюзеляжі.

Для монтажу системи на літальному апараті необхідно [16]:

- забезпечити у конструкції літального апарату вузол кріплення системи на силовому елементі літального апарату, що витримує зусилля системи КС-500 1200кг.

Зазначений вузол кріплення повинен бути таким, щоб у всіх польотних умовах можна було зробити надійний запуск та розкриття системи. Для цього необхідно передбачити, щоб частини літального апарату не знаходилися на лінії викиду контейнера, а також унеможливити пошкодження системи під час експлуатації літального апарату;

- кріплення контейнера системи до вузла кріплення ЛА виконуватиме болтами М6, прикладеними до вузла кріплення системи.
- забезпечити в конструкції літального апарату вузол (вузли) кріплення сполучної ланки парашута до літального апарату з урахуванням перевантажень (до 6g) в момент розкриття парашута;
- передбачити (у разі розміщення системи всередині фюзеляжу) відкидний або люк, що вибивається, у фюзеляжі для виходу контейнера системи;
- виконати монтаж ручки приводу метального механізму в кабіні пілота:

ручка повинна бути закріплена 4 болтами і знаходитись у доступному місці для пілотів (виключаючи можливість випадкового зачеплення одягом);

- забезпечити можливість періодичного монтажу, демонтажу системи та профілактичних оглядів;
- виключити можливість попадання сполучної ланки та бані парашутної системи в зону обертання гвинта.

Креслення та 3д модель установки БПС в додатку [3]

Схема установки БПС зображено рисунку 3.8

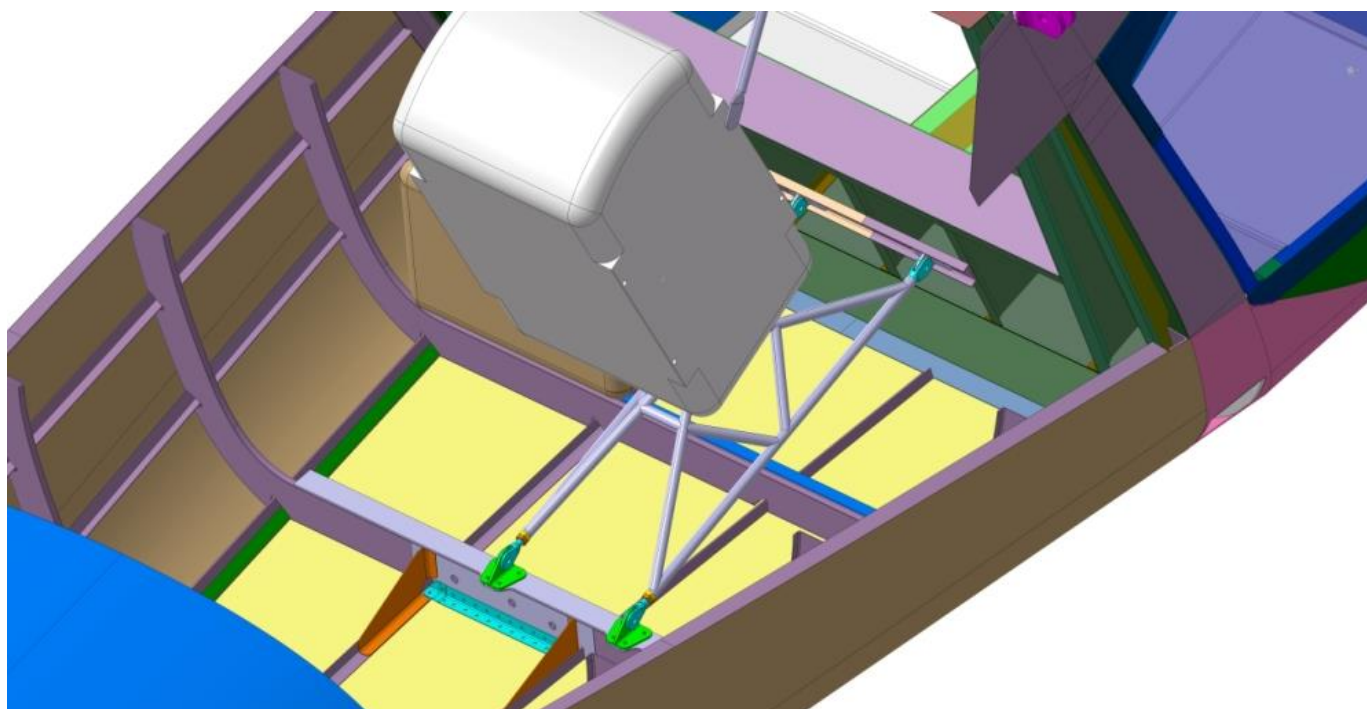


Рисунок 3.8 - Схема встановлення БПС

3.3 Застосування системи в аварійній ситуації

До аварійних ситуацій, у яких застосовується БПС, належать:

- відмова системи керування ЛА;
- руйнування конструкції ЛА;
- неможливість здійснити вимушену посадку (відсутність підходящого майданчика);
- неможливість пілотом визначити своє просторове становище

Основною умовою [16], що забезпечує порятунок пілота та екіпажу – висота прийняття рішення, на якій пілот зобов'язаний припинити спроби виходу з аварійної ситуації іншими способами та негайно вводити в дію БПС. У разі

руйнування літального апарату, втрати керованості або втрати орієнтації БПС вводить ся негайно.

При виникненні аварійної ситуації та прийнятті пілотом рішення про введення системи в дію необхідно різко і енергійно витягнути ручку приводу метального механізму.

Для безпечного сприйняття посадкового навантаження перед приземленням пілот повинен щільно сісти у кріслі та приготуватися до приземлення.

Залежно від вітрової обстановки, прийняти рішення про необхідність відчеплення парашутної системи від літального апарату після приземлення. (Швидкість вітру біля землі, при якій рекомендується робити відчеплення – більше 8 м/с).

При необхідності відчеплення зняти запобіжну вилку з ручки відчеплення (за наявності вузла відчеплення), приготуватися до приземлення і витягти ручку після приземлення. Якщо вузол відчепки у конструкції не передбачений, то після приземлення обрізати сполучну ланку (фал кріплення парашутної системи до ЛА).

Висновки

Парашутна система працює добре, якщо вона правильно розташована та встановлена. Система повинна мати вбудовані заходи безпеки та працювати без перешкод. Такий метод оптимізує використання літака та підвищує його надійність у різних умовах.

4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

Розрахунок показників економічної ефективності

4.1 Бізнес план: історія фірми, характеристика літака, аналіз ринку збуту, маркетинг, кадри та управління, аналіз ризиків та їх запобігання

Легкий багатоцільовий літак, що проектується, передбачається виготовляти на харківському державному авіаційному виробничому підприємстві (ХДАВП). ХДАВП є одним із небагатьох виробників авіаційної техніки в Україні із замкнутим циклом виробництва, що при проведенні всіх етапів виробничого процесу зберігається якість кінцевого продукту.

Харківське державне авіаційне виробниче підприємство, одне із найстаріших літакобудівних підприємств України, було засноване 17 вересня 1926 року. За роки серійного виробництва завод випустив понад 4000 літальних апаратів. Літаки виробництва харківського авіаційного заводу експлуатувалися та експлуатуються у 30 країнах світу.

На харківському авіаційному заводі було випущено безліч літальних апаратів, таких як: перші в СРСР серійні пасажирські літаки К-2, К-3 та К-4, гарматні винищувачі І-З та ІІ-1, бомбардувальники Су-2, турбореактивний літак укороченого зльоту та посадки АН-72, який може експлуатуватися на непідготовлених аеродромах ХДАВП є серійним виробником різних модифікацій транспортного та конвертованого літаків сімейства АН-74, першого серійного пасажирського літака незалежної України АН-140, центроплану для пасажирського літака АН-148 та АН-158.

Обсяг реалізації продукції ХДАВП у 2008 р. становив 104 мільйони грн., у тому числі експорт — 91 млн грн. Експортувалися переважно агрегати літака АН-140-100 для компанії HESA (Іран).

У 2013 році запущено у виробництво двомісний літак ХА3-30, який відноситься до класу дуже легких літаків із злітною масою до 750 кг і призначений для виконання тренувальних та приватних польотів. Літак обладнаний спареною системою управління, що дозволяє використовувати його для початкового навчання пілотів. Можливість встановлення додаткового спеціального обладнання дозволяє використовувати літак для різноманітних авіаробіт.

Вартість літака ХА3-30 становить 50-60 тисяч доларів, що дозволяє конкурувати на світовому ринку малої авіації.

Проектований легкий багатоцільовий літак являє собою високо план, з однокільовим вертикальним оперенням і триопорним шасі з заднім розташуванням третьої опори, що не прибирається, що забезпечує високе аеродинамічна якість та мінімальна шкідлива інтерференція крила та фюзеляжу на всіх режимах польоту.

Вибрана схема дозволяє розмістити в салоні екіпаж та пасажирів, забезпечивши для них гарний огляд та зручність входу-виходу через двері автомобільного типу.

Силова установка легкого літака, що проектується, складається з поршневого бензинового двигуна встановленого в носовій частині, його агрегатів і систем, повітрязабірника та паливної системи.

Базовий варіант проектованого легкого багатоцільового літака призначений для перевезення трьох пасажирів з крейсерською швидкістю 280 км/год на відстань до 800 км.

Тактико-технічні вимоги до літака, що проектується, наведено в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1 - Тактико-технічні вимоги літака

V_{\max} , км/ГОД	L , км	$N_{\text{пас}}$ ЧОЛ.	L_p , м	$H_{\text{піт}}$, км	$V_{\text{кр}}$, км/ГОД	$H_{\text{кр}}$, км	$n_{\text{ек}}$, ЧОЛ.
300	800	3	150	4	280	1.5	1

4.2 Визначення собівартості проектування та виготовлення літака

4.2.1 Розрахунок витрат літакобудівного ОКБ

Згідно [23], попереднє укрупнене визначення витрат проводиться на етапі аванпроекту. Тому окремі етапи - аванпроект, ескізне та робоче проектування - доцільно об'єднати в один етап - проектування.

Витрати на етапі передачі документації на серійний завод можна знехтувати . Розрахунок витрат ведеться окремо за етапами:

- Проектування;
- Виготовлення дослідних зразків;
- випробування та доведення.

Сумарні витрати на проектування визначаються за такою формулою:

$$C_{\text{пр}} = 1,5 \cdot K_{\text{нво}} \cdot m_{\text{пл}}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma(M+1)}{a^{M+1}}, \quad (4.1)$$

де $C_{\text{пр}}$ - 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 службового навантаження та екіпажу без маси силової установки ,

$$m_{\text{пл}} = m_{\text{кон}} + m_{\text{об}} + m_{\text{с.н}} = 0,695 + 0,280 + 0,090 = 1,065 \text{ т}$$

$\Gamma(M+1)$ - Гамма-функція , $\Gamma(M+1) = 0,88726$;

M - максимальне число M польоту , $M = 0,4$;

a - параметр, що характеризує ймовірне відхилення випадкової величини від числа M , $a = 0,0052$;

$$C_{\text{пр}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 1,065^{0,1} \cdot \frac{0,88726}{0,0052^{1,4}} = 3398 \text{ (тис. дол.)}$$

4.2.2 Витрати виготовлення дослідних зразків

Витрати виготовлення кожного з дослідних зразків визначаються [23]:

$$C_{\text{Nвиг}} = 1,5 \cdot K_{\text{нво}} \cdot m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699} \cdot N^{-0,2}, \quad (4.2)$$

де V_{max} – максимальна швидкість польоту літака, $V_{max} = 300$ км/год;

N – порядковий номер дослідного зразка;

$$C_{1\text{ВИГ}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 1,065^{1,237} \cdot 300^{0,699} \cdot 1^{-0,2} = 172 \text{ тис. дол.};$$

$$C_{2\text{ВИГ}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 1,065^{1,237} \cdot 300^{0,699} \cdot 2^{-0,2} = 149,7 \text{ тис. дол.};$$

$$C_{3\text{ВИГ}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 1,065^{1,237} \cdot 300^{0,699} \cdot 3^{-0,2} = 138 \text{ тис. дол.}$$

Сума витрат на виготовлення п'яти дослідних зразків:

$$\sum C_{5\text{ВИГ}} = C_{1\text{ВИГ}} + C_{2\text{ВИГ}} + C_{3\text{ВИГ}} = 172 + 149,7 + 138 = 459,7 \text{ тис. дол.}$$

4.2.3 Витрати на випробування та доведення дослідних зразків

Витрати на доведення та випробування дослідних зразків [23] визначаються за формулою :

$$C_{\text{исп.д.}} = 1,5 \cdot K_{\text{нво}} \cdot 10^4 \cdot n_{\text{ло}}^{-0,9} \cdot (1 + 0,01(n_{\text{ло}} - 1)) \cdot K, \quad (4.3)$$

де $K = (L_{\text{вуз}})^{-0,08} = (300)^{-0,08} = 0,633$,

$n_{\text{ло}} = 2$ - кількість льотних зразків,

$$C_{\text{исп.д.}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 10^4 \cdot 2^{-0,9} \cdot (1 + 0,01(2 - 1)) \cdot 0,633 = 8273 \text{ тис. дол.}$$

Загальні витрати ОКБ визначаються за такою формулою:

$$C_{\text{ОКБ}} = C_{\text{пр}} + \sum C_{5\text{ВИГ}} + C_{\text{исп.д.}} = 3398 + 459,7 + 8273 = 12130,7 \text{ тис. дол.}$$

Вартість проекту: $\text{Ц}_{\text{ОКБ}} = 1,25 \cdot C_{\text{ОКБ}} = 1,25 \cdot 12130,7 = 15163 \text{ тис. дол.}$

4.2.4 Розрахунок собівартості літака та ціни літака без двигунів

Повна середня собівартість одного літака з розрахунку річного випуску N штук визначається за формулою 4.4 [23]

$$Z_{\text{п}} = Z_{\text{з}} + \text{ВР}; \quad (4.4)$$

де $Z_{\text{з}}$ – заводська середня вартість одного літака;

ВР – внутрішньовиробничі витрати, плановані у вигляді 1% від заводської собівартості.

Тоді

$$C_{\text{п}} = 1,01 C_{\text{з}} \quad (4.5)$$

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу N штук без собівартості двигунів визначається за такою формулою:

$$C_{\text{з}} = M_0 + \text{ПИ} + \text{СО}_c + \text{ПВ} + \text{СВ} + Z_0 + \text{КВ}_{\text{ц}} + \text{КВ}_{\text{з}} + \text{ОВЗ} + \text{НДС} + \text{Н}_{\text{ком}} + \text{О}_{\text{дор}} + \text{ПКС}, \quad (4.6)$$

де M_0 - вартість основних матеріалів, сировини та готових виробів загальнопромислового призначення та вартість покупних напівфабрикатів.

$$M_0 = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{к}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg N} \quad (4.7)$$

де $m_{\text{к}} = 1,065$ т - маса конструкції літака,

$N = 10$ - річний обсяг випуску літаків.

$$M_0 = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 1,065^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg 10} = 14573 \text{ дол.}$$

Витрати на придбання готових виробів, включаючи вартість системи управління, бортове обладнання, спеціальне електронне обладнання, визначаються за формулою:

$$ПІ = 1,95 \cdot (-37,7 + 0,02 \cdot V_{\max} + 18,37 \cdot m_{\text{пс}}) N^{-0,129}, (4.8)$$

Ця формула не підходить для розрахунку покупних виробів легкого багатоцільового літака, тому приймаємо розрахункову ціну ПІ = 5 000 долл. статистичних даних з урахуванням кількості річного обсягу випуску літаків.

CO_c - витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, яке списується на програму перших двох років серійного випуску літака.

Витрати праці на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального технологічного оснащення

$$T_k = 0,87 \cdot 1,03^n \cdot m_{\text{пс}}, (4.9)$$

де $n = 2$ – кількість двигунів на літаку.

$$T_k = 0,87 \cdot 1,03^2 \cdot 1,806 = 1,66 \text{ млн. нормо-год.}$$

Загальні витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціальної технологічної оснастки становлять

$$T_{\text{осн}} = T_k \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5, (4.10)$$

де K_1 - Коефіцієнт, що враховує обсяг випуску;

$$K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 10 + 0,64 = 0,663$$

K_2 - Коефіцієнт, що враховує рівень застосування нормалізованого оснащення:

$$K_2 = 1,2 - 0,005\chi = 1,2 - 0,005 \cdot 25 = 1,075;$$

де χ - рівень застосування нормалізованого оснащення у %, на серійних заводах $\chi = 25\%$;

K_3 - Коефіцієнт, що враховує рівень наступності створюваної конструкції;

$$K_3 = 10^{-2} [220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2}] = 1, (4.11)$$

де X - відсоток деталей, що перейшли з попередньої конструкції, що виготовляється на цьому заводі. При $X = 0$ $K_3 = 1$;

K_4 - Коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснастки, її ремонт та відновлення, $K_4 = 1,48$;

K_5 - Коефіцієнт, що враховує тип літака, $K_5 = 1$;

$$T_{\text{осн}} = 1,66 \cdot 0,663 \cdot 1,075 \cdot 1 \cdot 1,48 \cdot 1 = 1,751 \text{ млн. нормо-год.}$$

Величина витрат на виготовлення спец оснастки:

$$CO = T_{\text{осн}} \cdot \bar{c} = 1,751 \cdot 2,5 = 4,377 \text{ млн дол.}, (4.12)$$

де \bar{c} - вартість виробництва однієї нормо-години спеціального технологічного оснащення, що дорівнює 2,5-2,7 дол.

$$\text{тоді } CO_c = \frac{CO}{N_1 + N_2}, (4.13)$$

де $N_1 = 10$ - $N_2 = 15$ кількість літаків, запланованих до випуску в перший і другий роки серійного виробництва.

$$CO_c = \frac{4,377}{10 + 15} = 0,175 \text{ млн дол. ,}$$

ПВ - постановочні витрати, визнані освоєнням у серійному виробництві нового літака та розробкою процесу його виготовлення;

СВ - спецвитрати (витрати для проведення випробувань серійних літаків).

$$ПВ = 0,43 \cdot CO_c = 0,43 \cdot 0,175 = 0,07525 \text{ млн долл ;}$$

$$СВ = 0,30 \cdot CO_c = 0,3 \cdot 0,175 = 0,0525 \text{ млн долл ;}$$

Z_0 - Витрати на основну і додаткову заробітну плату виробничих робітників;

$$Z_0 = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot m_k^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{пр}, \quad (4.14)$$

$K_{пр}$ - Коефіцієнт, що враховує підвищення продуктивності праці робітника за час від розробки проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака, до початку серійного виробництва

$$K_{пр} = 1,08^{-t} = 1,08^{-7} = 0,5835,$$

де $t = 7$ для легких літаків.

$$Z_0 = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot 0,695^{0,903} \cdot 0,4^{0,42} \cdot 10^{-0,32} \cdot 0,5835 = 6184 \text{ дол ,}$$

Непрямі цехові та загальнозаводські витрати основного виробництва розраховуються за формулою

$$KB_{ц} = 1,92 \cdot 3,04 \cdot Z_0 \cdot N^{-0,129} = 1,92 \cdot 3,04 \cdot 6184 \cdot 10^{-0,129} = 26819 \text{ дол ;}$$

$$KB_3 = 1,92 \cdot 3,701 \cdot Z_0 \cdot N^{-0,359} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot 6184 \cdot 10^{-0,359} = 19226 \text{ дол ;}$$

Розрахункова величина обов'язкових внесків на річну програму випуску літаків визначається таким чином:

$$ОВЗ = \frac{l_{овз} \cdot Z_{пп} N}{100}, \quad (4.15)$$

де $l_{овз} = 51\%$ - сумарна ставка обов'язкових внесків від витрат за оплату праці всіх категорій працюючих;

$Z_{пп}$ - витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу, що включаються до заводської собівартості одного літака.

$$Z_{пп} = K_{з_{пп}} (CO_c + ПВ + Z_0 + KB_{ц} + KB_3), \quad (4.16)$$

де $K_{з_{пп}} = 0,235$ - частка витрат на оплату праці працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу в сумарних витратах на спеціальне оснащення, постановочні витрати, витрати на проведення випробувань, на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників, на непрямі витрати цехів основного виробництва та непрямі загальнозаводські витрати.

$$Z_{пп} = 0,235(175000 + 75250 + 6184 + 26819 + 19226) = 71083 \text{ дол.}$$

$$ОВЗ = \frac{51 \cdot 71,083 \cdot 10}{100} = 362,5 \text{ тис. дол.,}$$

Податок на додану вартість :

$$НДС = \frac{l_{ндс} \cdot Z_{пп} N}{100}, \quad (4.17)$$

де $l_{ндс}$ - ставка податку на додану вартість, що дорівнює 20%

$$НДС = \frac{20 \cdot 71,083 \cdot 10}{100} = 142,166 \text{ тис. дол.,}$$

Комунальний податок, що включається до собівартості і-тої річної програми випуску, складе:

$$H_{\text{КОМ}} = 0,1 \cdot Z_{\text{ПП}} = 0,1 \cdot 71083 = 7108,3 \text{ дол.}$$

Собівартість літака без відррахувань утримання доріг складе:

$$C = M_o + \text{ПИ} + \text{CO}_c + \text{ПВ} + \text{СВ} + Z_o + \text{KB}_c + \text{KB}_z + \text{ОВЗ} + \text{НДС} + H_{\text{КОМ}}, \quad (4.18)$$

$$C = 114573 + 5000 + 175000 + 75250 + 52500 + 6184 + 26819 + 19226 + 362500 + 142166 + 7108,3 = 986326 \text{ дол.}$$

Відррахування на утримання доріг:

$$O_{\text{дор}} = 0,01523 \cdot C = 0,01523 \cdot 986326 = 15021 \text{ дол.}$$

Для запуску в серійне виробництво літаків на перший рік знадобиться позичка, що дорівнює за величиною базової суми витрат:

$$C_{\text{баз}} = M_o + \text{ПИ} + \text{CO}_c + \text{ПВ} + \text{СВ} + Z_o + \text{KB}_c + \text{KB}_z, \quad (4.19)$$

$$C_{\text{баз}} = 114573 + 5000 + 175000 + 75250 + 52500 + 6184 + 26819 + 19226 = 474552 \text{ дол.}$$

Витрати на оплату відсотків за короткострокові позички банків, отримання яких пов'язане з виробничою діяльністю, становлять суму, що дорівнює 30% від величини позички:

$$\text{ПКС} = 0,3 \cdot C_{\text{баз}} = 0,3 \cdot 474552 = 142365 \text{ дол.}$$

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу випуску 10 штук без собівартості двигунів становить:

$$C_z = C + \text{ПКС} + O_{\text{дор}}, \quad (4.20)$$

$$C_z = 986326 + 142365 + 15021 = 1143712 \text{ дол.}$$

Підсумувавши витрати за всіма статтями, отримуємо величину повної середньої собівартості літака без двигунів з річного обсягу випуску в 10 штук :

$$C_{\text{п}} = 1,01 \cdot 1143712 = 1155149 \text{ дол.}$$

Запланований прибуток серійного заводу

$$П = \frac{P \cdot C_{\text{п}}}{100}, \quad (4.21)$$

де $P = 25\%$ - запланована рентабельність від реалізації одного літака

$$П = \frac{25 \cdot 1155149}{100} = 288787 \text{ дол.}$$

З урахуванням податку на прибуток, що становить 30% до її величини, у розпорядженні заводу залишається прибуток

$$П_q = 0,7 \cdot П = 0,7 \cdot 288787 = 202151 \text{ дол.}$$

Розрахункова середня ціна літака без двигунів

$$Ц_c = C_{\text{п}} + П = 1155149 + 288787 = 1443936 \text{ дол.}$$

Вартість двигунів розраховується укрупнено за формулою:

$$Ц_{\text{дв}} = 61,183 \cdot K_{\text{НВО}} \cdot N_{e \text{ max}} \quad (4.22)$$

де $K_{\text{НВО}} = 1,375$ - Коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування, податки, обов'язкові внески, відррахування;

$N_{e \text{ max}} = 317,52$ кВт- Злітна потужність одного двигуна.

Тоді вартість турбогвинтових двигунів, що встановлюються на даний літак, буде рівна

$$C_{дв} = 61,183 \cdot 1,375 \cdot 317,52 = 26712 \text{ дол.}$$

Розрахункова середня ціна літака з двигунами дорівнює:

$$C = C_c + C_{дв} = 1443936 + 26712 = 1\,470\,648 \text{ дол.}$$

4.3 Визначення точки беззбитковості виробництва

Обсяг критичної програми випуску річного обсягу продукції – це мінімальний обсяг програми випуску продукції, у якому прибуток від продажу НДР дорівнює витратам виробництва СЗП, тобто. прибуток дорівнює нулю. Розмір програми випуску визначають аналітично чи графічно умови повного освоєння проектної потужності підприємства [23].

Аналітично розмір критичної програми РКП розраховують розподілом річних постійних витрат ДПОІ на різницю між ціною одного виробу Ці та змінними витратами ПЕІ, що припадають на один виріб

$$РКП = \frac{ГПОИ}{ЦИ-ПЕИ} = \frac{ГПОИ}{П}, (4.23)$$

де ГПОИ – річні постійні витрати, визначаються відніманням з собівартості СП витрат без зворотних відходів і множенням цієї різниці на річний обсяги виробництва N, П – прибуток з одиниці виробленої продукції без урахування частки змінних витрат.

$$ГПОИ = (СП - РМ - ОЗПР - ДЗПР - НЗПР - ИСП - РОП) \cdot NB (4.24)$$

ПЕИ- Змінні витрати, що припадають на один виріб, складаються з суми витрат за вирахуванням зворотних відходів

$$ПЕИ = РМ - ВО + ОЗПР + ДЗПР + НЗПР + ИСП + РОП. (4.25)$$

У таблиці 4.2 представлені дані до розрахунку точки беззбитковості. У таблиці 4.3 – значення суми змінних витрат за одиницю продукції, суми постійних витрат за певний період, вартість реалізації одиниці виробленої продукції.

Таблиця 4.2 - Вихідні дані для розрахунку

		Тип витрати	одиниці змін.	Значення
	Об'єми виробництва		шт.	10
	Собівартість одиниці		млн. дол.	1,155149
МО		Змінні	тис. дол.	114,573
П		Змінні	тис. дол.	5
СО _з		Постійні	тис. дол.	175,0
ПВ		Постійні	тис. дол.	75,250
З ₀		Змінні	тис. дол.	6,184
		Постійні		
СВ		Змінні	тис. дол.	52,500
КВ _ц		Постійні	тис. дол.	26,819
КВ _з		Постійні	тис. дол.	19,226

ОВЗ		Змінні	тис. дол.	362,5
		Постійні		
ПДВ			тис. дол.	142,166
	Прибуток від продажу		тис. дол.	288,787

Таблиця 4.3 - Розрахункові дані

	Од. змін.	Річний випуск			
Об'єми виробництва	%	25	50	75	100
Об'єми виробництва	шт.	2	4	8	10
Змінні витрати	тис.дол	540,757	540,758	540,759	540,760
Постійні витрати	тис.дол	654,619	654,619	654,619	654,619
Прибуток від продажу	млн.дол	0,577574	1,155148	2,310296	4,620592
Фінансовий результат	млн.дол	1,195376	1,195377	1,195378	1,195379

Розмір точки беззбитковості складе:

$$РКП = \frac{654,619}{288,787} = 2,2 \approx 2 \text{ шт.}$$

Графічно критичну програму виробництва визначають як проекцію точки перетину двох прямих: річного доходу від реалізації НДР та річних витрат виробництва СЗП (рис. 4.2).

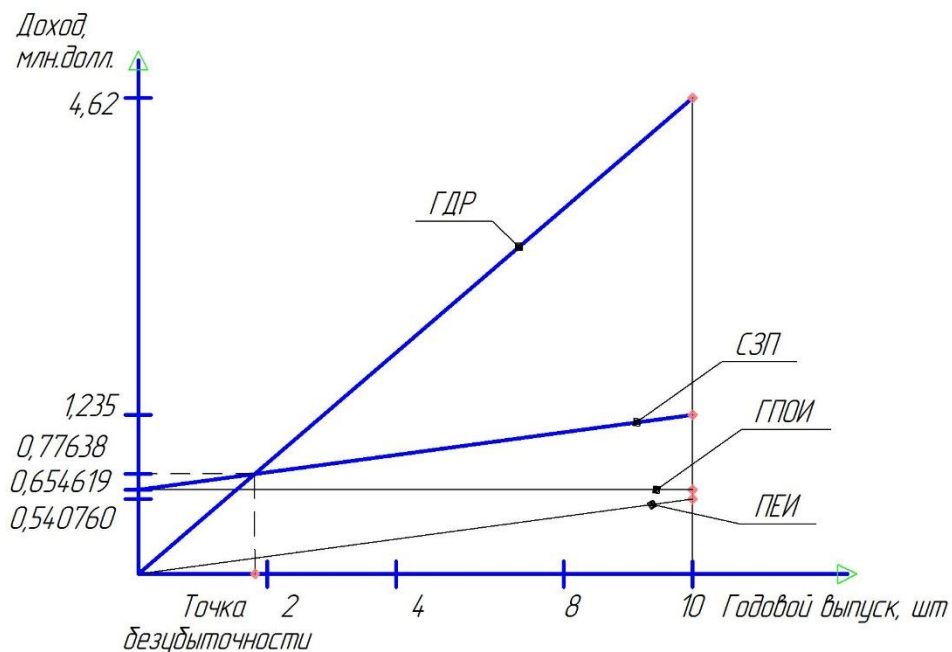


Рисунок 4.2 – Визначення критичної програми випуску виробів

З графіка залежності доходу від річного випуску легких багатоцільових літаків бачимо, що зі збільшенням випуску кількості продукції річні витрати

виробництва збільшуються незначно, а річний прибуток від зростає інтенсивно. При виробництві 10 літаків на рік НДР = 4,62 млн. дол., СЗП = 1,235 млн. дол. Графічно точка беззбитковості настане при виготовленні 2 літальних апаратів за доходу 776,38 тис. дол.

Висновки

У даному розділі розрахована повна середня собівартість одного легкого багатоцільового літака $\Pi = 1,155149$ млн.дол. із розрахунку річного випуску $N = 10$ штук. Розрахункова середня ціна літака без двигунів $\Pi_c = 1\,443\,936$ долл. Розрахункова середня ціна літака з двигунами дорівнює $\Pi = 1\,470\,648$ долл.

При мінімальному доході 776,38 тис. дол. і виробництві 2 легких літаків видатки виготовлення одиниці виробленої продукції повністю окупаються.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Основні положення повітряного кодексу України та норм льотної придатності літаків транспортної категорії. - Навч. посібник / Є. Т. Василевський, В. А. Гребеніков, В. Н. Ніколаєнко. - Х.: Нац. аерокосм. ун -т «ХАІ», 2006. - 322 с.
2. Безпека авіації/В.П. Бабак, В.П. Марченко, В.О. Максимов та ін.; за ред. В.П. Бабака. - К.: Техніка, 2004. -584 с.
3. Риженко О.І., Кривцов В.С. Живучість авіаційних силових установок / Підручник для студентів вищих навчальних закладів (напрямок "Авіація та космонавтика") - Харків: Нац. аерокосм. ун -т "Харк. авіац. інт", 2004. - 659 с.
4. Dr. Ronald Sterkenburg, Aircraft Maintenance & Repair, 8th Edition, 2019. -700 с. ISBN 9781260441055 URL: <https://www.accessengineeringlibrary.com/content/book/9781260441055>
5. Методологія інтегрованого проєктування та моделювання збірних літакових конструкцій / О.Г. Гребеніков. - Х.: Нац. аерокосм. ун-т "ХАІ", 2006. - 532 с.
6. Науково-дослідний розділ. Обґрунтування схеми літака: [Електронний ресурс] / URL: <https://studfile.net/preview/5381180/>
7. General Aviation Aircraft Design: [Електронний ресурс] / URL: <https://www.sciencedirect.com/book/9780123973085/general-aviation-aircraft-design>
8. Joy Kumar Kundu, Aircraft Design, Cambridge University, 2012. -606 с. ISBN 9780511844652 URL: <https://doi.org/10.1017/CBO9780511844652>
9. Roy Langton, Chuck Clark, Martin Hewitt and Lonnie Richards - Aircraft Fuel Systems, 2009.-279 с. ISBN 9780470059463 URL: <https://www.everand.com/book/145331017/Aircraft-Fuel-Systems>
10. Ajoy Kumar Kundu, Mark A.Price, David Riordan, Peter Belobaba, Jonathan Cooper, Allan Seabridge, Conceptual Aircraft Design, 2018.- 550 с. ISBN 9781119500261 URL: <https://www.perlego.com/book/992036/conceptual-aircraft-design-an-industrial-approach-pdf>
11. Проектування шасі літаків : підручник / І. В. Рябков, В. А. Трофімов, В. М. Павленко, М. Г. Толмачьов, Л. В. Капітанова, Ю. В. Бабенко. Харків : ХАІ, 2011. -340 с.
12. Капітанова Л. В., Рябков В. І. Будова і проектування механічних каналів основного керування літаків : навч. посіб. Харків : ХАІ, 2022. 130 с.
13. Mohammad H. Sadraey / Aircraft Design: A Systems Engineering Approach, 2012. -803 с. ISBN 9781118352809 URL: https://www.google.com.ua/books/edition/Aircraft_Design/VT-Tc3Tx5aEC?hl=en&gbpv=0
14. Моделювання елементів авіаційної техніки за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи CAD/CAM/CAE/PLM SIEMENS NX: навч. посібник з лаб.практикуму / А. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, Р. В. Гостудим, А. В. Каламбет. - Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2014. - 104 с.
15. Технологія виробництва літаків та вертольотів. Розділ «Складально-монтажні роботи». Ч.2 / В.С.Кривцов, Ю.М.Букін, Ю.А.Боборикін,

- Ю.А.Воробйов.-Навчальний посібник з курсового та дипломного проектування.-Харків: НАУ «ХАІ», 2006.-221с.
- 16.Alan J Stolzer, Robert L Sumwalt, John J Goglia, Safety Management Systems in Aviation, 2023.- 364 с., ISBN 9781032260204, URL: <https://www.routledge.com/Safety-Management-Systems-in-Aviation/Stolzer-Sumwalt-Goglia/p/book/9781032260204>
 - 17.Орловський М.М. Технічне обслуговування повітряних суден та авіадвигунів – Харків: НАК “ХАІ”, 2014.- 190 с.
 - 18.Орловський М.М., Шаабдієв С.Ш. Підтримка льотної придатності повітряних суден – Харків: НАКУ “ХАІ”, 2015.- 104 с.
 - 19.Орловський М.М., Яковлев Ю.А. Технічна експлуатація повітряних суден – Харків: НАК “ХАІ”, 2011.- 180 с.
 - 20.Орловський М.М., Сердюков А.А., Шаабдієв С.Ш. Авіаційна безпека – Харків: НАК “ХАІ”, 2016.- 208 с.
 - 21.Економічне обґрунтування інженерних рішень у дипломному проектуванні,Бабушкін А.І., Корнілов Л.М., Кравченко В.Д., Мартинов А.В., Пильщиков В.А., Х.; Нац. аерокосм. ун-т ім. Н.Є. Жуковського "ХАІ", 2005.
 - 22.Авіаційні силові установки [Текст] : консп. лекцій / Р. Ю. Цуканов, О. І. Риженко, С. В. Єпіфанов. — Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2017. — 550 с.
 - 23.Бабушкін А.І. Економіка підприємства. Х.; Нац. аерокосм. ун-т ім. Н.Є. Жуковського «ХАІ» , 2013.
 - 24.Бабушкін О.І., Бабушкін О.А. Конкуренція та конкурентоспроможність авіаційного підприємства. Х.; Нац. аерокосм. ун-т ім. Н.Є. Жуковського «ХАІ» , 2009.
 25. ХАЗ-30: [Електронний ресурс] / URL: <https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2019/02/TL-0060.pdf>
 26. Аеропракт А-22, посібник з літньої експлуатації: [Електронний ресурс] / URL: https://www.jekabpilsflight.lv/doc/a-22LS_rle_sn-143.pdf

ДОДАТОК А

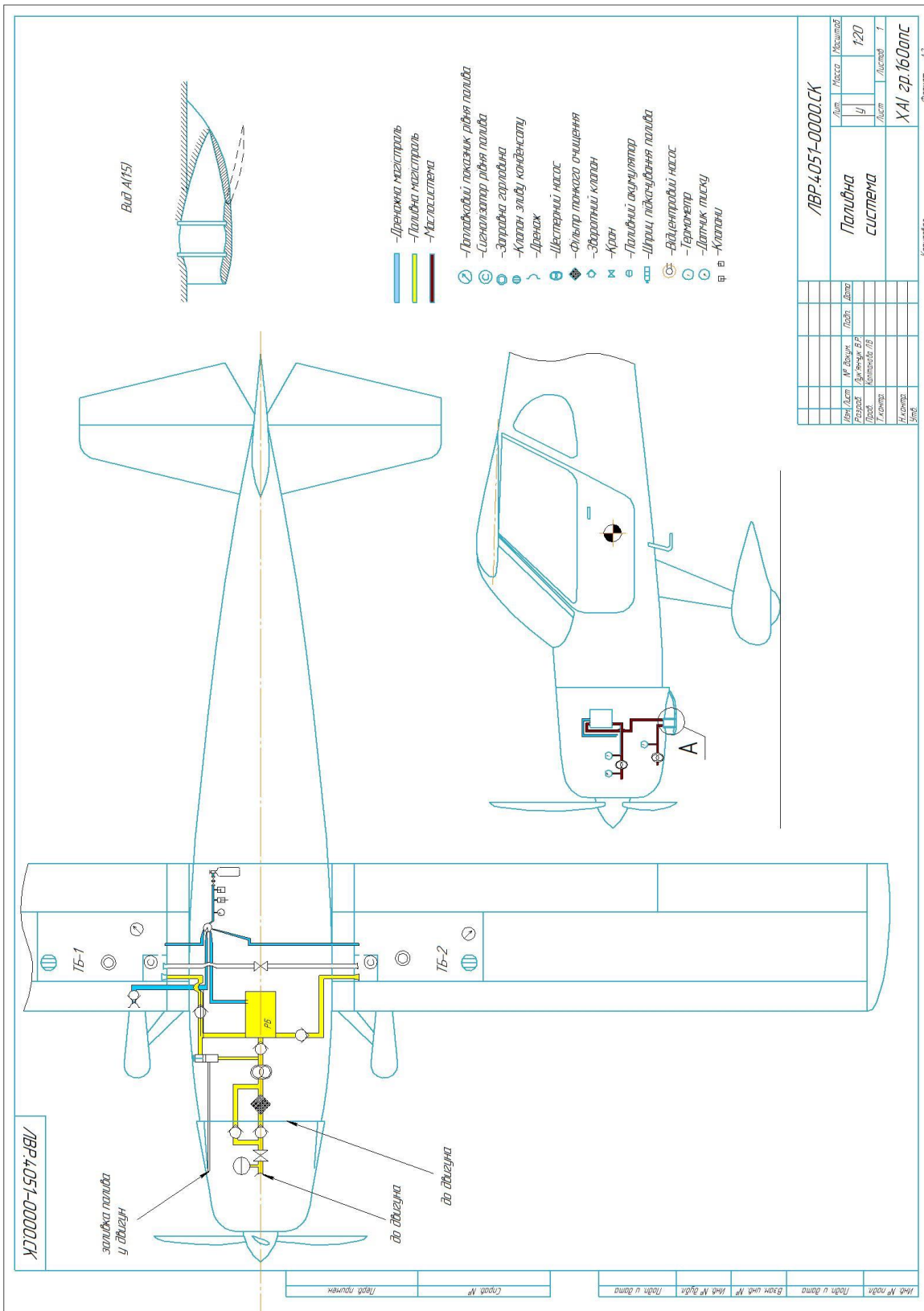
Креслення загального виду літака

Масляний двигун	160 лс
Матеріал конструкції літака	АЛУМІНІЙ
Маса літака	4 т
Маса палива	360 кг
Максимальна швидкість	300 км/ч
Максимальна висота	3800 м
Дальність польоту	900 км
Діаметр гвинта	200 мм
Довжина гвинта	340 мм
Діаметр колеса	800 мм
Довжина колеса	140 мм
Масляний потужність двигона	360 лс

/ВР-0000-0000.39	
Лист	1
Кількість	1
Дата	14.02.2014
Відомості	Ліцей «Інженерська школа»
Тема	Літак
Клас	ХІІ зр. ІСБОПС

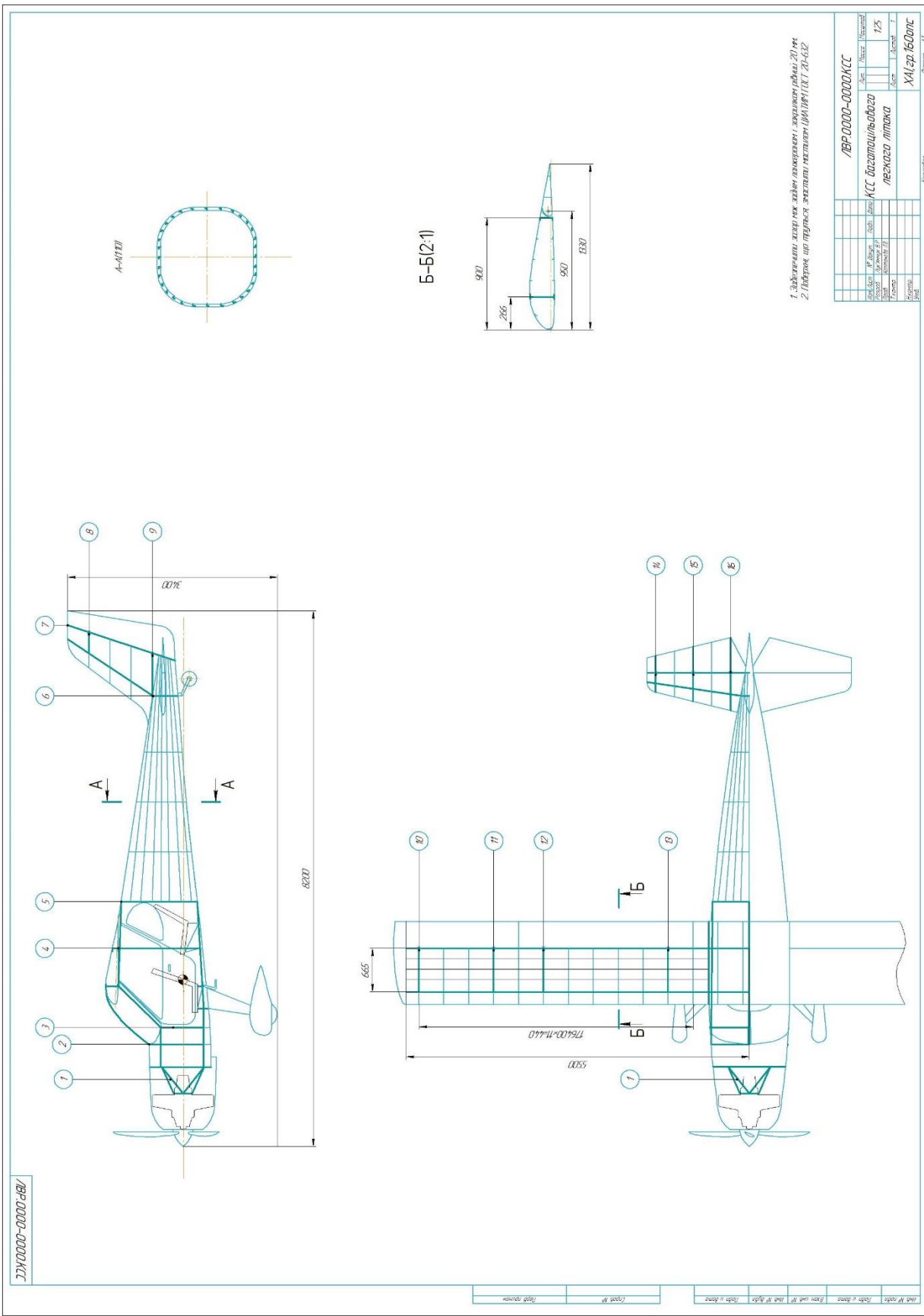
ДОДАТОК Б

Паливна система літака



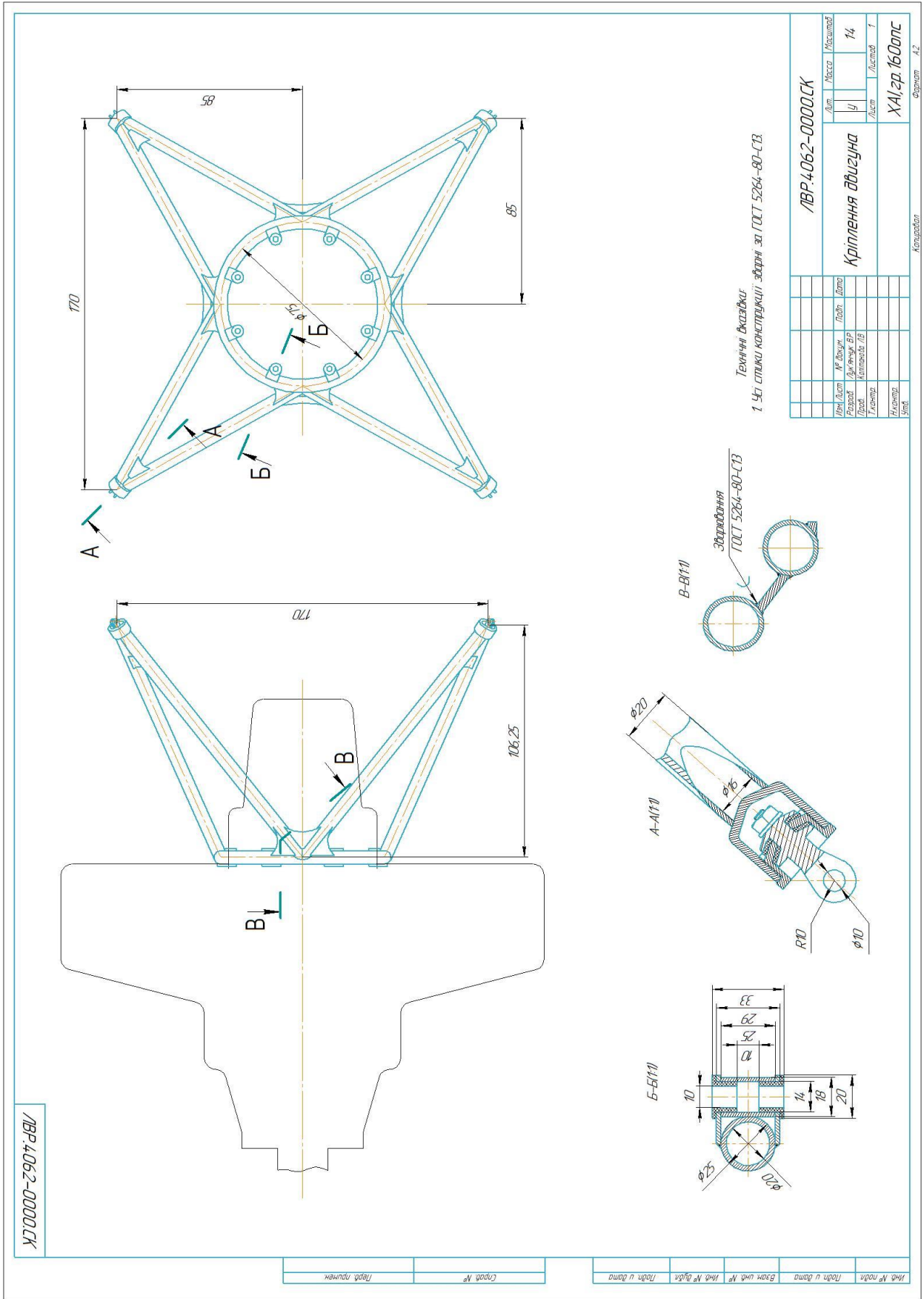
ДОДАТОК В

КСС літака

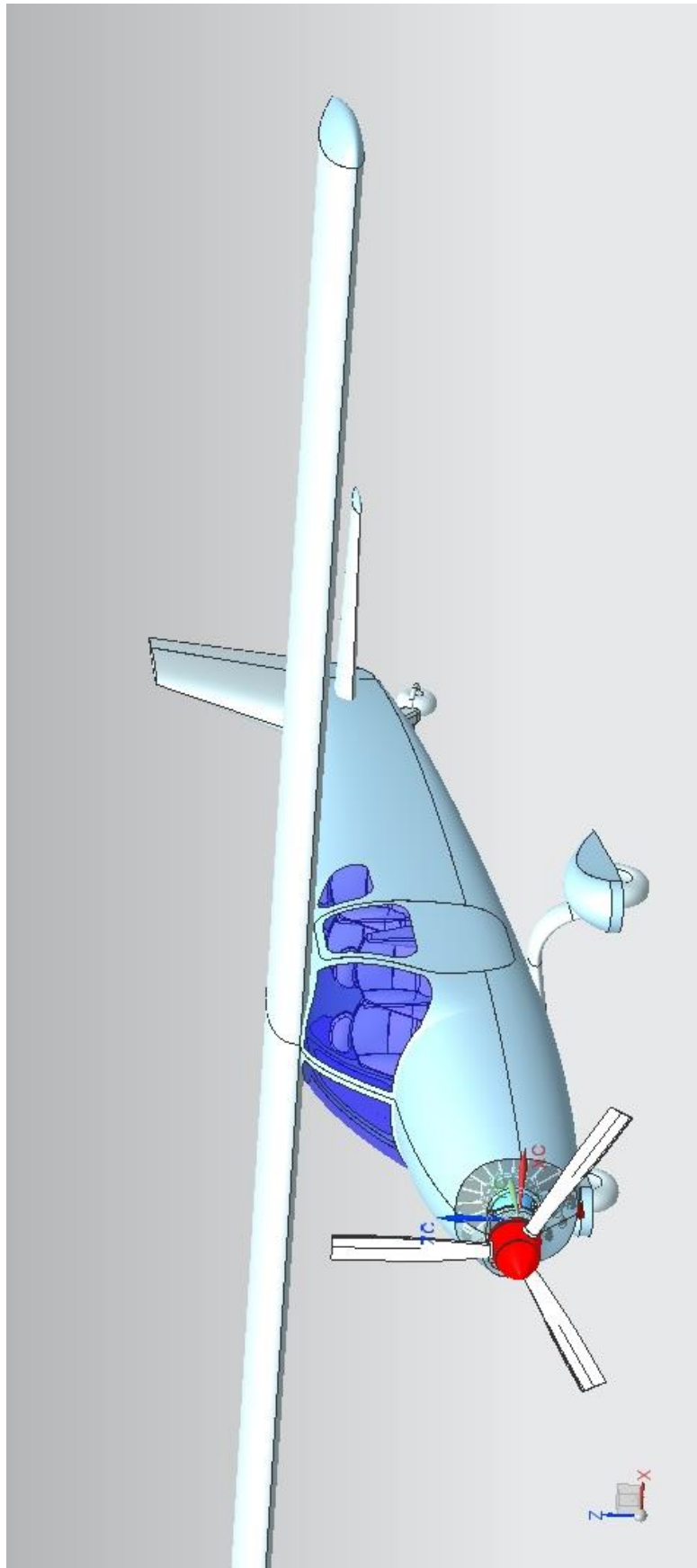


ДОДАТОК Г

Кріплення двигуна до пілона



ДОДАТОК Д
Майстер геометрія літака



ДОДАТОК Е

Презентація

Конструкторський розділ

Вихідні дані

Легкий багатопільовий літак

Кількість пасажирів $n_{\text{пас}} = 3$ люд., Злітна швидкість $V_{\text{зл}} = 120 \text{ км/г}$
 Крейсерська швидкість $V_{\text{кр}} = 280 \text{ км/г}$, Дальність польоту $L = 800 \text{ км}$
 Максимальна швидкість $V_{\text{мак}} = 300 \text{ км/г}$, Дальність розбігу $L_{\text{розб}} = 200 \text{ м}$
 Крейсерська висота $H_{\text{кр}} = 1500 \text{ м}$
 Максимальна висота $H_{\text{мак}} = 4000 \text{ м}$
 Аеродинамічна якість літака $K = 12$
 Кількість екіпажу $n_{\text{ек}} = 1$ люд.
 Посадкова швидкість $V_{\text{пос}} = 105 \text{ км/г}$

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування
Кафедра проектування літаків і вертольотів

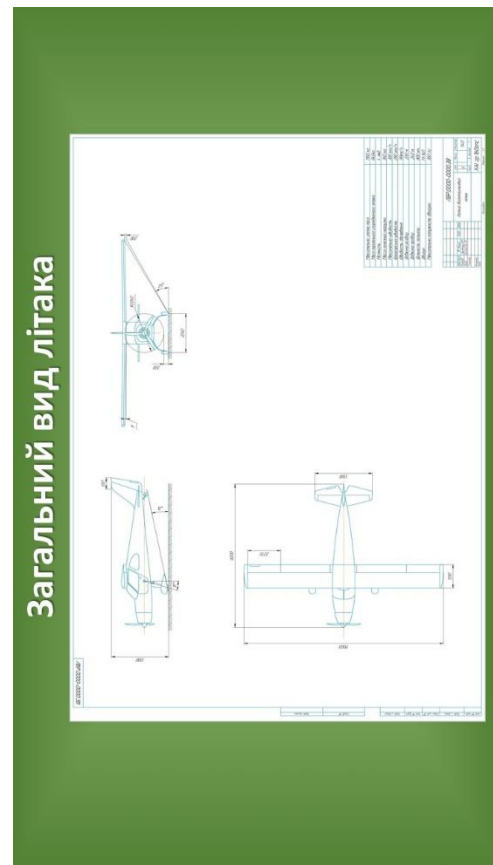
Кваліфікаційна робота магістра на тему:
“Паливна система легкого багатопільового літака”

Виконав: студент гр.1800лс
Лук'ячук В.Р.
Керівник: д-р.Т.Н. доцент
Капітанова Л.В.

2024

ДОДАТОК Е

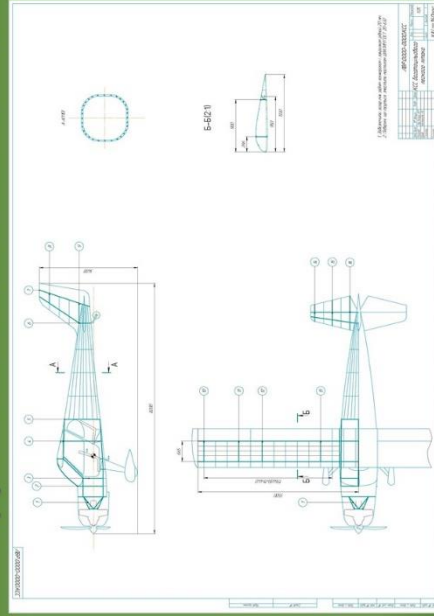
Презентація



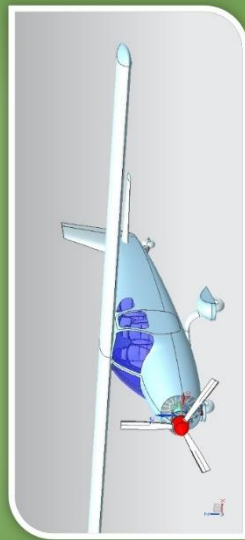
ДОДАТОК Е

Презентація

Конструктивна-силова схема літака



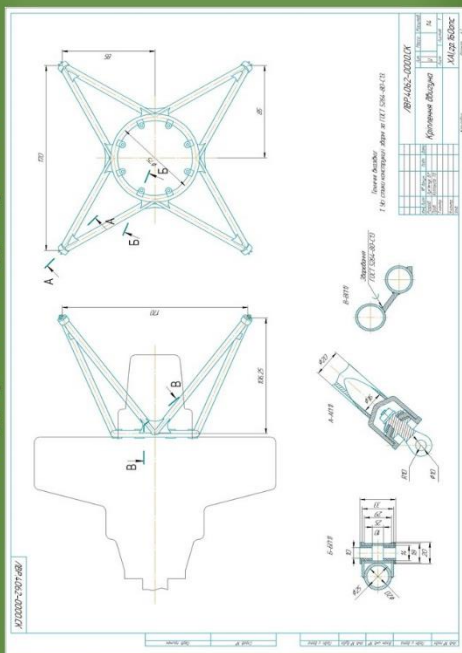
Майстер-геометрія літака



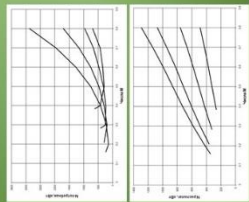
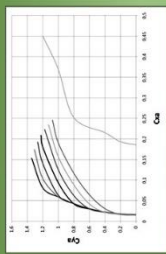
ДОДАТОК Е

Презентація

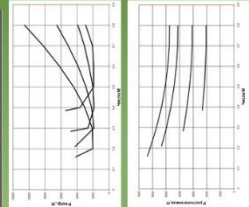
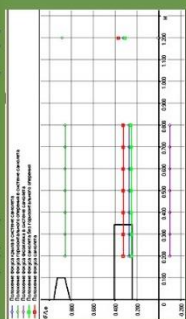
Загальний вид кріплення двигуна літака



Поляри літака в польотній, злітній та посадковій конфігурації



Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аерод. хар-ки та положення фокусу літака

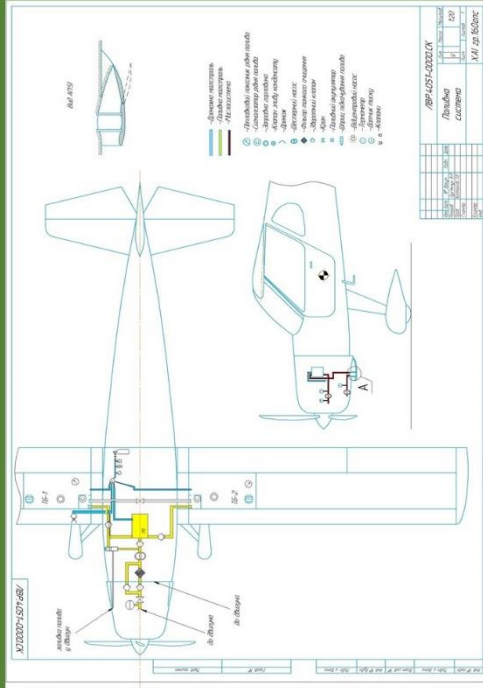


Криві потрібних та наявних тяг

ДОДАТОК Е

Презентація

Майстер-геометрія кріплення двигуна



ДОДАТОК Е

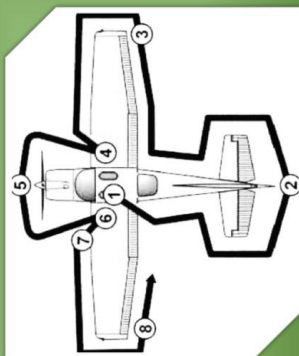
Презентація

Основні роботи з технічного обслуговування

- Встановлення літака на підйомники
- Буксирування та рулювання
- Стоянка та швартування
- Аеродромне обслуговування
- Технічне обслуговування фюзеляжу
- Технічне обслуговування системи керування
- Технічне обслуговування паливної системи
- Технічне обслуговування шасі
- Технічне обслуговування при заміні двигуна
- Технічне обслуговування при зберіганні літака

Експлуатаційний розділ

Технічна експлуатація легкого багатоцільового літака



ДОДАТОК Е

Презентація

Регламент технічного обслуговування (РТО)

передбачає виконання на літаку таких видів технічного обслуговування:

- попередня підготовка;
- післяпольотна підготовка;
- передпольотна підготовка;
- регламентні роботи.

Регламентні роботи з літаку, двигуна та інших агрегатів, виконуються у єдині терміни, зумовлені нальотом літака, тобто, через кожні 50+5, 100+10, 200+15 годин нальоту літака. При виконанні 100-годинних регламентних робіт одночасно повинні виконуватися і 50-годинні регламентні роботи, а при виконанні 200-годинних 50- та 100-годинних регламентних робіт.

Приладове обладнання

Назва	Марка
Айроривонт	G-02-3-1
показник крену і ковзання	KI-193
Айроривонт	KI-201
Автоматичний радіокомпас	KRS5ADF
Система VOR	KI-201C
Курс-лінійна система	KI-210HC
Транспандер (бурбейлає)	G-327
Приблизьні висхідні сигнали	KLM 87
Система DME	KK-62A
Навігаційна система	GARMIN-430
Навігаційна система	Ardo-628
Пролоцкомпас	KI-34
Напільний компас	KI-113
Варіометр	VP-10
Висотомір	9D-20
Визначення швидкості	KI-185
Мікрокомпас	MK-300
Система автоматичного заходу на посадку	Senlec III
Система курс-лінійна	GARMIN-430

ДОДАТОК Е

Презентація

Технологічна карта: Огляд шасі

Технологічна карта МК03-21 Підсистемна робота: Огляд шасі		Робота, яка проводиться, код IT	Контроль
Завдання операції та послідовність її виконання			
МАЦІ ПРИ ОГЛЯДІ ДОБРАЄСА ЗАКОДИ ВІДПОВІДНО			
1. Огляд механізмів шасі			
1.1. Вигляньте з шасі бруд, олію або вологість гальмівних колодок.			
1.2. Сперейте шасі на рівну поверхню, щоб перевірити рівність шасі. Якщо шасі нерівне, перевірте, чи правильно встановлено розподіл ваги.			
1.3. Огляньте шасі та перевірьте у вадитності:			
<ul style="list-style-type: none"> • зчеп шасі щодо барабанів конекста його роботи за контрольними мітками; • наявність і стан шасі (розривів, тріщин або пошкоджень у результаті «віби»); • вартість протекторів від шасі; • розташування (виглядається у вигляді «дуги»), тріщин або поривів на поверхні гуми до пору каркасу; • зчепи, розташування (виглядається у вигляді «дуги»), тріщин або поривів на поверхні гуми до пору каркасу; • пружинність. Слідня на болтових шасі, щоб шасі стир і не без сполучення між шасі, не є перешкодою для подальшої експлуатації. 			
1.4. Перевірте тиск у шасі з МК03-21.			
2. Огляд основних частин шасі			
2.1. Огляньте шасі основних частин шасі та перевірьте їх у вадитності механічних пошкоджень (деформацій, тріщин та надійності тріпелен)			
2.2. Огляньте основні частини шасі на вадитності тріпелен.			
3.1. Огляньте амортизатори та перевірьте їх у вадитності механічних пошкоджень (деформацій та тріщин)			
3.2. Огляньте вали кріплення, вали ступиць та перевірьте їх у вадитності механічних пошкоджень (деформацій та тріщин)			
Контрольно-перевірочна процедура (КПД)			
Метод	Шасі, мітка, «Вибір шасі», шасі, болтові інструменти		
	Вартість матеріалів		
	Додаток		

Розділ: Забезпечення безпеки польотів

Рятувальні системи



ДОДАТОК Е

Презентація

Основні компоненти БПС

для ультралайтів



для легких літаків



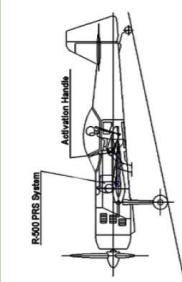
для планерів



для легкого гвинтокрила

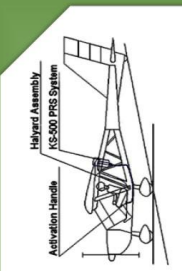


Схеми встановлення БПС



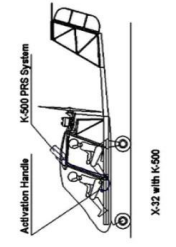
B-500 PRS System
Activation Handle

5u-28 with B-500



Hybrid Assembly
K-500 PRS System
Activation Handle

K-22 with K-500



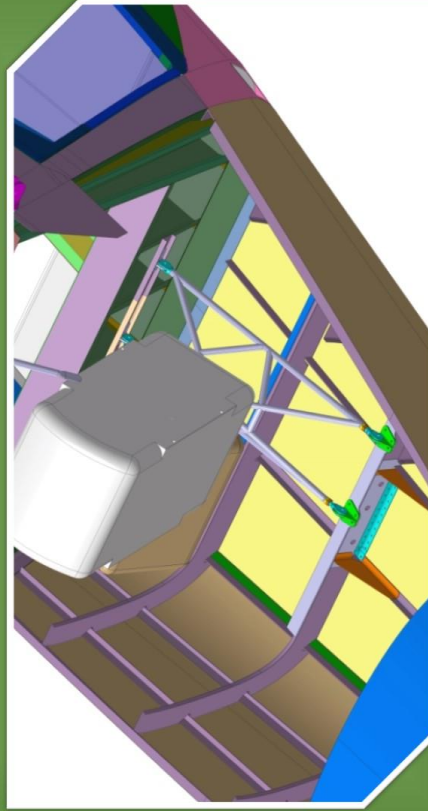
Activation Handle
K-500 PRS System

X-32 with K-500

ДОДАТОК Е

Презентація

Схема встановлення БПС



Економічний розділ

Розрахунок показників економічної ефективності

Повна порівн. собівартість 1 літака

Сп = 1,155,149 млн.дол.
із розрахунку річного випуску N=10 штук.

Розрахункова сер. ціна літака без двигунів
Цс = 1,444 тис. дол.

Розрахункова сер. ціна літака з двигунами
Ц = 1,470 тис. дол.

При мінімальному доході 776,38 тис. дол. і виробництві 2 легких літаків видатки виготовлення одиниці виробленої продукції повністю окупаються.

