

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка до дипломного проекту

(тип кваліфікаційної роботи)

другий (магістерський)

(освітній ступінь)

на тему: «Проектування та конструювання чотиримісного легкого літака з ПД
та зі знімними консолями крил різних аеродинамічних характеристик»

XAI.103.160.22B.134.1801008 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи №160 Н
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-
космічна техніка»

(код та найменування)

Освітньо-наукова програма «Літаки і
вертольоти»

(найменування)

Крупінов А. Р.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Малков І. В.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Костенко О. І.

(прізвище й ініціали)

Харків – 2024

Міністерство освіти і науки України

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

Факультет Літакобудування

Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Галузь знань 13 «Механічна інженерія»

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(код та найменування)

Освітньо-наукова програма «Літаки і вертольоти»
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доц. Сергій ТРУБАЄВ

« » 2024 року

ЗАВДАННЯ НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Крупінову Артему Руслановичу

(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи: «Проектування та конструювання чотиримісного легкого літака з ПД та зі знімними консолями крил різних аеродинамічних характеристик»

Керівник кваліфікаційної роботи: д-р. техн. наук, проф. каф. 103, Малков І.В.
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

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

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 30 червня 2024 року

Вихідні дані до роботи: $L = 800$ км, $H_{ст} = 4$ км, $V_{крейс} = 200$ км/год, $V_{макс} = 250$ км/год, $n_{пас} = 3$ чол., $n_{ек} = 1$ чол, $L_{розб} = 85$ м, $L_{проб} = 60$ м.

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

Реферат

1. Конструкторський розділ

1.1. Автоматизоване формування вигляду літака

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

1.2 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака

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

1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака

1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях

1.5.1 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

1.5.2 Визначення злітної маси літака в першому наближенні

1.5.3 Визначення злітної маси літака в другому наближенні

1.6 Підбір двигуна

1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

1.7.1 Визначення геометричних характеристик крила

1.7.2 Визначення геометричних характеристик горизонтального оперення

1.7.3 Визначення геометричних характеристик вертикального оперення

1.7.4 Визначення розмірів фюзеляжу

1.7.5 Визначення параметрів шасі

1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака

1.8.1 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми крила

1.8.2 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми фюзеляжу

1.8.3 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми оперення

1.8.4 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми шасі

1.8.5 Визначення положення центра мас агрегатів. Розрахунок центрування літака

1.9 Висновки

2. Визначення геометричних характеристик елементів перерізу регулярної зони крила з умов забезпечення його статичної міцності

2.1 Розрахунок междопустимих перенавантажень

2.1.1 Обґрунтування вибору норм льотної придатності літака

2.1.2 Вибір максимальних і мінімальних маневрених перевантажень

2.1.3 Аеродинамічні характеристики профілю. Вибір максимальних і мінімальних маневрених перевантажень

2.2 Визначення навантажень на крило літака

- 2.2.1 Розподіл повітряного навантаження по розмаху крила
- 2.2.2 Розподіл масового навантаження від ваги конструкції крила
- 2.2.3 Розподіл масового навантаження від ваги палива
- 2.2.4 Розрахунок сумарного розподіленого навантаження уздовж консолі крила
- 2.2.5 Розрахунок поперечних сил, вигинаючих та приведених моментів
- 2.2.6 Розрахунок розподіленого приведенного погонного моменту
- 2.2.7 Перевірка правильності побудови епюр по крилу

2.3 Висновки

3. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання лонжерона проектованого літака

3.1 Розробка майстер-геометрії агрегату

3.2 Визначення навантажень, що діють на агрегат

3.3 Визначення згинального моменту і поперечної сили, що діють на лонжерон в розрахункових перетинах

3.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату

3.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів агрегату в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу

- 3.5.1 Проектування поясів балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси та заданого ресурсу
- 3.5.2 Вибір основних параметрів стінок та стійок лонжерона
- 3.5.3 Проектування сполучних швів збірних лонжеронів
- 3.5.4 З'єднання стійки з поясом
- 3.5.5 З'єднання підкріплюючої стійки зі стінкою

3.6 Проектувальний розрахунок з'єднань і стиків агрегату з фюзеляжем

3.7 Висновки

4. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання однієї з систем літака

4.1 Проектування і моделювання системи керування

- 4.1.1 Аналіз схем системи керування та конструктивних особливостей їх виконання на літаках заданого типу.
- 4.1.2 Розробка трасування, розміщення і типу проводки системи управління, розробка її кінематичної схеми. Кінематичний розрахунок системи управління.
- 4.1.3 Обґрунтування вибору конструкційних матеріалів та проектувальні розрахунки командного важеля, тяги та важеля системи управління. Розробка конструкції характерних перерізів та вузлів кріплення
- 4.1.4 Технічний опис елементів управління
- 4.1.5 Висновки

4.2 Проектування і моделювання силової установки

- 4.2.1 Проектування паливної системи
- 4.2.2 Проектування протипожежної системи силової установки
- 4.2.3 Проектування повітрозабірника
- 4.2.4 Проектування масляної системи

- 5. Економічний розділ**
 - 5.1 Розрахунок дослідно-конструкторського бюро (ДКБ)**
 - 5.2 Розрахунок виробничої вартості ЛА**
 - 5.3 Розрахунок собівартості літака**
 - 5.4 Розрахунок прибутку і ціни літака без двигунів**
 - 5.5 Розрахунок вартості літака з двигунами**
 - 5.6 Висновки**

Керівник і консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1	Д.т.н. проф. каф.103 Малков І.В.	22/04/2024	
2	Д.т.н. проф. каф.103 Малков І.В.	22/04/2024	
3	Д.т.н. проф. каф.103 Малков І.В.	22/04/2024	
4	Д.т.н. проф. каф.103 Малков І.В.	22/04/2024	
5	Д.т.н. проф. каф.103 Малков І.В.	22/04/2024	

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

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

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

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

Студент

(підпис)

Крупінов А.Р.

(ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

(підпис)

Малков І.В.

(ім'я та прізвище)

РЕФЕРАТ

Дипломний проект магістра: 110 с., 69 рис., 27 табл., 21 джер., 3 додатків.

Об'єкт дослідження – легкий чотиримісний поршневий літак.

Мета цієї роботи – розробити загальний дизайн легкого літака, його конструктивну та силову схему, а також розрахувати злітну масу літака в трьох етапах, враховуючи масу його агрегатів та геометричні характеристики. Крім того, потрібно вибрати двигун, визначити льотні і аеродинамічні характеристики, встановити геометричні параметри перерізу крила та вертикального оперення з урахуванням забезпечення їх статичної міцності, розробити лонжерон крила, спроектувати механічний канал системи керування рулем напрямку, обтічник двигуна, паливну та пожежну системи, а також розрахувати техніко-економічні показники літака.

Методи дослідження включають аналітичні та статистичні підходи, методи будівельної механіки та програмне забезпечення, розроблене на кафедрі проектування літаків і вертольотів 103.

Результати дипломного проекту магістра і його новизна: У результаті виконання кваліфікаційної роботи магістра отримано наступні результати:

- проведено збір, обробку й аналіз статистичних даних літаків-прототипів, на основі якого уточнено тактико-технічні вимоги та сформовано основні відносні параметри на проектування;

- розроблено загальний вигляд легкого літака, конструктивно-силова схема агрегатів, проведено їх ув'язку;

- спроектований легкий літак – моноплан з високо розташованим крилом, горизонтальним оперенням, розташованим в кореневій частині однокільового вертикального оперення, шасі триопорне з хвостовою опорою;

- злітна маса літака у нульовому наближенні становить $m_0 = 1258$ кг; число пасажирів $n_{\text{пас}} = 3$ чол;

- визначено геометричні характеристики елементів перерізу регулярної зони крила та вертикального оперення, побудовано сумарну епюру розподілу навантажень уздовж консолі крила, поперечних сил, згинальних моментів, проведено розрахунок силових елементів регулярної зони в перерізах крила;

- розраховані показники економічної ефективності, розрахункова середня ціна літака, враховуючи вартість двигунів складає 376600 тис. дол.

Рекомендації щодо використання результатів роботи: результати дипломного проекту магістра будуть використані при подальшій розробці літака, його агрегатів і систем, а також при опрацюванні проекту у конструкторських бюро для комерційного застосування.

ЛЕГКИЙ ЛІТАК, КРИЛО, ФЮЗЕЛЯЖ, ЛОНЖЕРОН, СИЛОВА УСТАНОВКА, КРОНШТЕЙН, ОБТІЧНИК, АЕРОДИНАМІЧНИЙ ПРОФІЛЬ, STOL.

Умови отримання: за письмовим дозволом завідуючого кафедрою проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

ЗМІСТ

1	КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	11
1.1	Автоматизоване формування вигляду літака	11
1.1.1	Розробка концепції створення проєктованого літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	11
1.2	Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.	12
1.3	Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проєктуванні літака.	17
1.4	Вибір і обґрунтування схеми літака	18
1.5	Розрахунок маси літака в трьох наближеннях	19
1.5.1	Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні.....	19
1.5.2	Визначення злітної маси літака в першому наближенні	22
1.5.3	Визначення злітної маси літака в другому наближенні.....	23
1.6	Вибір двигуна та перевірка довжини розбігу.....	26
1.7	Визначення й оптимізація проєктних параметрів літака і його агрегатів 27	27
1.7.1	Визначення геометричних характеристик крила.....	27
1.7.2	Визначення геометричних характеристик горизонтального оперення 28	28
1.7.3	Визначення геометричних характеристик вертикального оперення	30
1.7.4	Визначення розмірів фюзеляжу.....	31
1.7.5	Визначення параметрів шасі.....	31
1.8	Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака.	32
1.8.1	Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми крила.....	33
1.8.2	Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми фюзеляжу.....	34
1.8.3	Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми оперення	36
1.8.4	Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми шасі.....	37
1.8.5	Визначення положення центра мас агрегатів. Розрахунок центрування літака.....	38
1.9	Висновки.....	40
2	ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЕЛЕМЕНТІВ ПЕРЕРІЗУ РЕГУЛЯРНОЇ ЗОНИ КРИЛА З УМОВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЙОГО СТАТИЧНОЇ МІЦНОСТІ	41
2.1	Розрахунок меж допустимих перенавантажень	41
2.1.1	Обґрунтування вибору норм льотної придатності літака	41
2.1.2	Вибір максимальних і мінімальних маневрених перевантажень	41
2.1.3	Аеродинамічні характеристики профілю. Вибір максимальних і мінімальних маневрених перевантажень.....	41
2.2	Визначення навантажень на крило літака	43

2.2.1	Розподіл повітряного навантаження по розмаху крила.....	43
2.2.2	Розподіл масового навантаження від ваги конструкції крила.....	43
2.2.3	Розподіл масового навантаження від ваги палива.....	44
2.2.4	Розрахунок сумарного розподіленого навантаження уздовж консолі крила	44
2.2.5	Розрахунок поперечних сил, вигинаючих та приведених моментів .	45
2.2.6	Розрахунок розподіленого приведенного погонного моменту.....	48
2.2.7	Перевірка правильності побудови епюр по крилу.....	51
2.3	Висновки.....	53
3	ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ Й КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЛОНЖЕРОНА ПРОЕКТОВАНОГО ЛІТАКА.....	54
3.1	Розробка майстер-геометрії агрегату.....	54
3.2	Визначення навантажень, що діють на агрегат.....	54
3.3	Визначення згинального моменту і поперечної сили, що діють на лонжерон в розрахункових перетинах.	55
3.4	Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату.....	56
3.5	Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів агрегату в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу.....	57
3.5.1	Проектування поясів балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси та заданого ресурсу.....	57
3.5.2	Вибір основних параметрів стінок та стійок лонжерона.....	67
3.5.3	Проектування сполучних швів збірних лонжеронів.....	75
3.5.4	З'єднання стійки з поясом.....	76
3.5.5	З'єднання підкріплюючої стійки зі стінкою.....	77
3.6	Проектувальний розрахунок з'єднань і стиків агрегату з фюзеляжем ...	78
3.7	Висновки.....	80
4	ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ Й КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ОДНІЄЇ З СИСТЕМ ЛІТАКА.....	82
4.1	Проектування і моделювання системи керування.....	82
4.1.1	Аналіз схем системи керування та конструктивних особливостей їх виконання на літаках заданого типу.	82
4.1.2	Розробка трасування, розміщення і типу проводки системи управління, розробка її кінематичної схеми. Кінематичний розрахунок системи управління.....	84
4.1.3	Обґрунтування вибору конструкційних матеріалів та проектувальні розрахунки командного важеля, тяги та важеля системи управління. Розробка конструкції характерних перерізів та вузлів кріплення.....	87
4.1.4	Технічний опис елементів управління.....	88
4.1.5	Висновки.....	88
4.2	Проектування і моделювання силової установки.....	89
4.2.1	Проектування паливної системи (визначення потрібного об'єму паливних баків, розташування палива на літаку, розробка схем розташування паливних баків, виробіток палива, перекачування палива,	

аварійного зливу, дозаправки, дренажу та наддуву, розрахунок виотності, дренажу й аварійного зливу)	89
4.2.2 Проектування протипожежної системи силової установки	94
4.2.3 Проектування повітрозабірника	96
4.2.4 Проектування масляної системи	97
5 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	98
5.1 Розрахунок дослідно-конструкторського бюро (ДКБ).....	98
5.2 Розрахунок виробничої вартості ЛА	99
5.3 Розрахунок собівартості літака	101
5.4 Розрахунок прибутку і ціни літака без двигунів	102
5.5 Розрахунок вартості літака з двигунами	102
5.6 Висновки	102
ДОДАТОК А (ЗАГАЛЬНИЙ ВИГЛЯД ЛІТАКА).....	106
ДОДАТОК Б (КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВА СХЕМА ЛІТАКА)	107
ДОДАТОК В (ЛОНЖЕРОН КРИЛА ЛІТАКА)	108

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

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

Літак К-1 розробляється як легкий чотиримісний поршневий літак з ключовою особливістю – можливістю швидкої заміни крил для адаптації до різних льотно-технічних вимог.

Заплановано, що базове крило можна буде замінити на крило з товстішим профілем та різними варіантами механізації, що дозволить виконувати зліт та посадку на коротких смугах. Інша модифікація передбачає встановлення крила з великим подовженням і тонким профілем, що дасть змогу літаку здійснювати дальні перельоти.

Таким чином, в залежності від типу польоту, можна буде обрати та встановити відповідне крило.

Фюзеляж, шасі та хвостове оперення літака К-1 проектується аналогічно літакам типу STOL (короткий зліт та посадка).

У носовій частині літака буде розташовано один поршневий двигун.

Екіпаж літака складається з одного пілота, а кількість пасажирів – 3 особи. Передбачається можливість переобладнання пасажирських сидінь під вантажний відсік.

В залежності від встановленого крила, льотно-технічні характеристики (ЛТХ) літака значно змінюються. Нижче наведені орієнтовні ЛТХ літака в трьох конфігураціях з різними крилами:

ЛТХ літака з базовим крилом для звичайних польотів:

- крейсерська швидкість польоту – 200 км/год;
- максимальна дальність польоту – 800 км;
- довжина розбігу та посадки – 80 м.

ЛТХ літака з крилом для коротких зльотів та посадок:

- крейсерська швидкість польоту – 180 км/год;
- максимальна дальність польоту – 700 км;
- довжина розбігу та посадки – 30 м.

ЛТХ літака з крилом для тривалих польотів на далекій відстані:

- крейсерська швидкість польоту – 200 км/год;
- максимальна дальність польоту – 1500 км;
- довжина розбігу та посадки – 160-190 м.

Літак К-1 проектується як максимально легкий і простий у виготовленні, комплектації та експлуатації. Він створюється як базова модель легких поршневих пасажирських літаків для перевезення трьох пасажирів з одним поршневим двигуном.

Літаки К-1 повинні забезпечувати:

- сучасний рівень технічних та експлуатаційних характеристик;
- повну безпеку на всіх етапах перевезення пасажирів;

- широкий діапазон функціональних можливостей по дальності, швидкості, комфорту, автономності та можливості експлуатації на різних аеродромах;
- відповідність сучасним нормам льотної придатності (АП-23, CS-23, FAR-23), стандартам системи якості та перспективним екологічним стандартам;
- можливість експлуатації на ґрунтових та необладнаних аеродромах;
- конкурентоспроможність у порівнянні з аналогічними літаками.

Досягнення цих цілей здійснено на основі розроблених концепцій з:

- Аеродинаміки: створення аеродинамічного компонування літака з високою аеродинамічною якістю та ступенем механізації крила.
- Силової установки: розробка та впровадження нової силової установки з поршневим двигуном.
- Аварійно-рятувального обладнання: розробка та впровадження вдосконалених аварійно-рятувальних систем.
- Використання матеріалів: широке застосування нових композиційних матеріалів у конструкції планера літака.

1.2 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.

Аналіз статистичних даних під час проектування літака дозволяє:

Отримати чітке уявлення про сучасний рівень розвитку літакобудування, враховуючи: а) необхідні типи літаків; б) завдання, які вони виконують; в) льотно-технічні характеристики; г) засоби досягнення цих характеристик: застосовувані схеми літаків, геометричні та масові параметри, силову установку, конструкційні матеріали, методи виробництва тощо.

Визначити тенденції та перспективи розвитку розроблюваного типу літака, кількісні та якісні зміни тактико-технічних вимог (ТТВ) до літака, еволюцію його призначення, необхідну ефективність, а також умови виробництва та експлуатації.

Визначити ряд важливих параметрів літака.

Аналіз статистичних даних дає можливість сформулювати ТТВ до проєктованого літака та вибрати його схему. Зібрані статистичні дані зведені у таблицю 1.1.

Легкий двомістний літак короткого взльоту та посадки (рисунок 1.1).

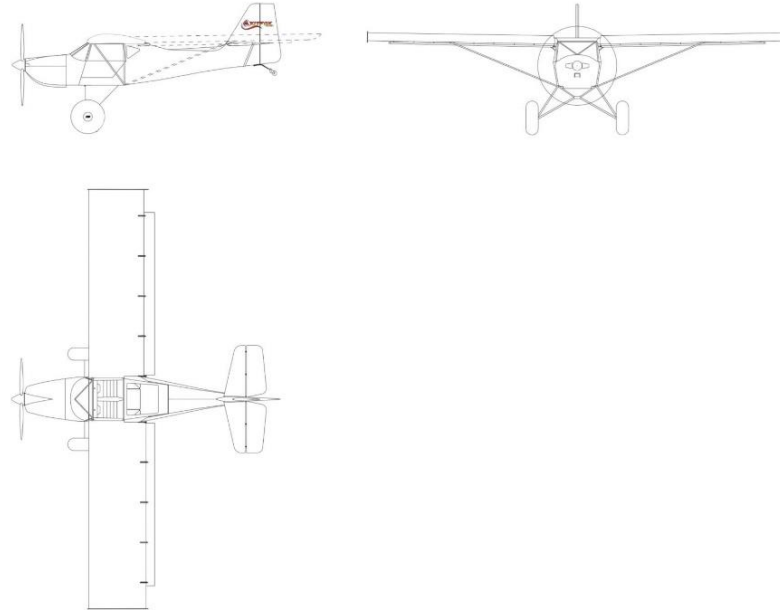


Рисунок 1.1 – Схема літака Kitfox Series 7 STI

Крило пряме, механізація по задній кромці, з високорозташованим крилом. Оперення нормальної схеми. Схема шасі – триопорна з хвостовою опорою. Двигун розташований у носовій частині фюзеляжу [2].

Легкий двомістний літак короткого взльоту та посадки (рисунок 1.2).

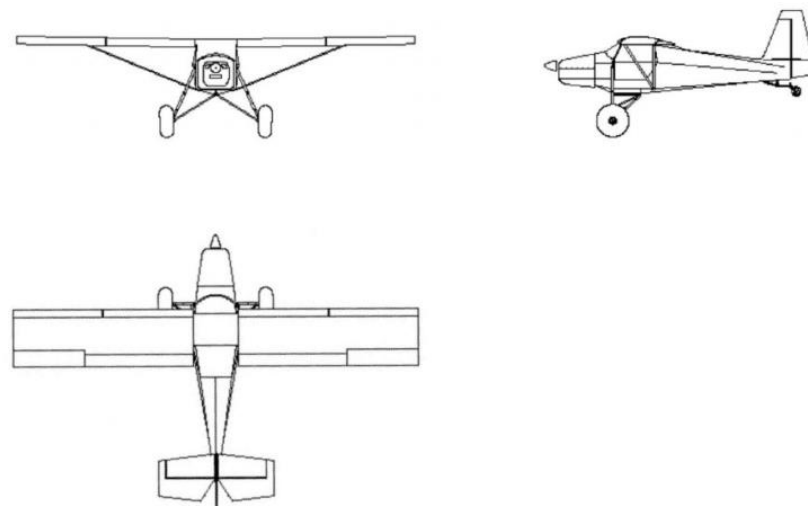


Рисунок 1.2 – Схема літака Just Super STOL

Крило пряме, механізація по задній кромці, з високорозташованим крилом. Оперення нормальної схеми. Схема шасі – трьохопорна з хвостовою опорою. Двигун розташований у носовій частині фюзеляжу [3].

Легкий двомістний літак короткого взльоту та посадки (рисунок 1.3).

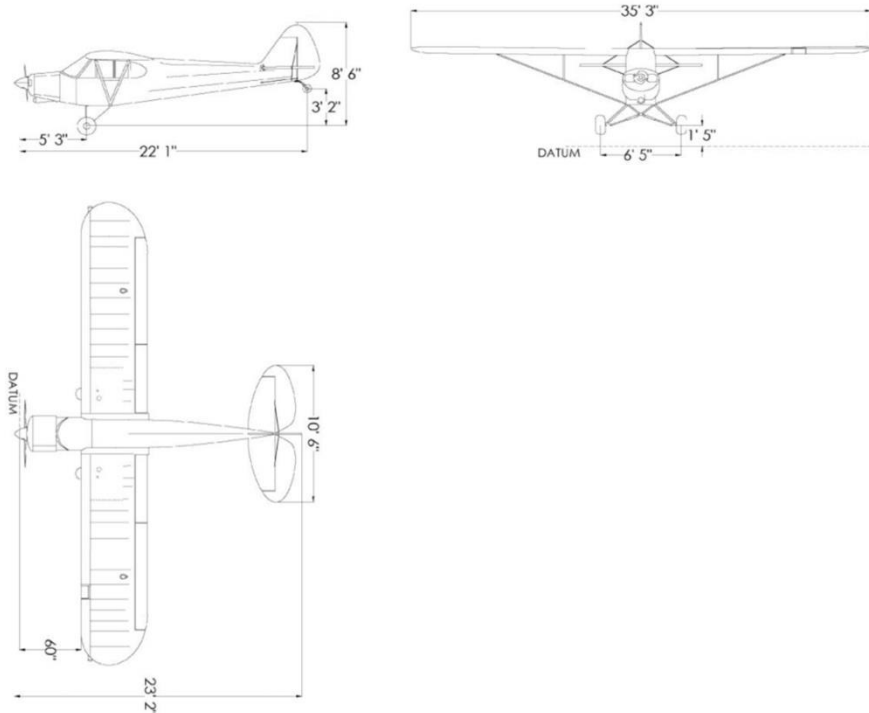


Рисунок 1.3 – Схема літака XSub

Крило пряме, механізація по задній кромці, з високорозташованим крилом. Оперення нормальної схеми. Схема шасі – трьохопорна з хвостовою опорою. Двигун розташований у носовій частині фюзеляжу [4].

Легкий двомістний літак короткого взльоту та посадки (рисунок 1.4).

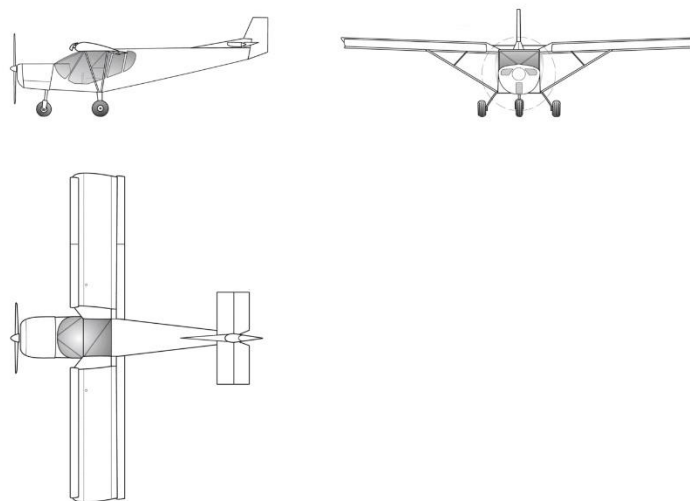


Рисунок 1.4 – Схема літака Zenith STOL CH 750

Крило пряме, механізація по задній та передній кромці, з високорозташованим крилом. Оперення нормальної схеми. Схема шасі – трьохопорна з носовою опорою. Двигун розташований у носовій частині фюзеляжу [5].

Легкий двомістний літак короткого взльоту та посадки (рисунок 1.5).

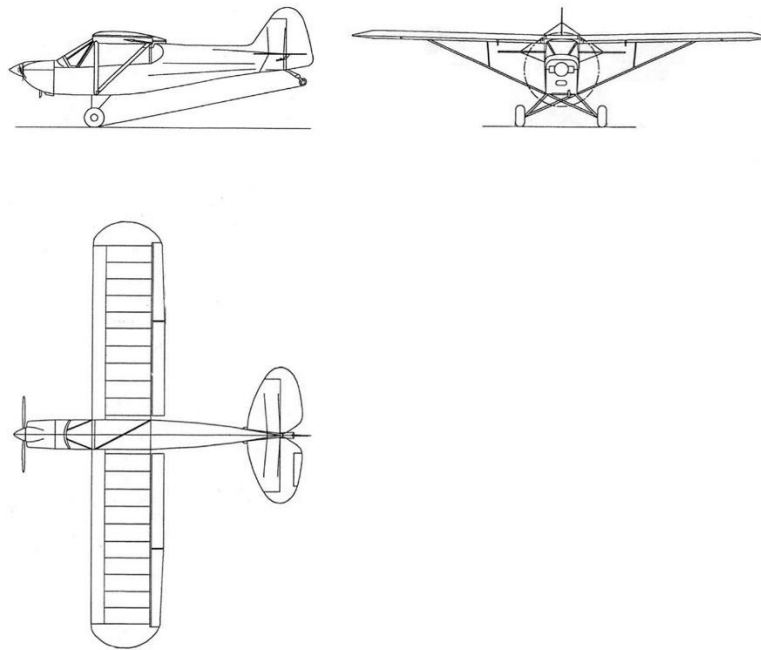


Рисунок 1.5 – Схема літака Zlin Savage Bober

Крило пряме, механізація по задній кромці, з високорозташованим крилом. Оперення нормальної схеми. Схема шасі – трьохопорна з хвостовою опорою. Двигун розташований у носовій частині фюзеляжу [6].

Легкий чотирьохмістний літак (рисунок 1.6).

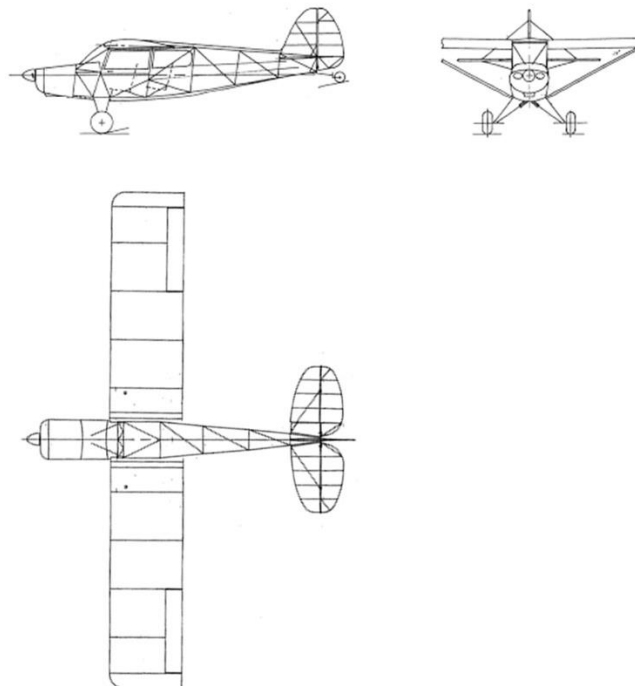


Рисунок 1.6 – Схема літака Barrows Bearhawk

Крило пряме, механізація по задній кромці, високорозташоване крило. Оперення нормальної схеми. Схема шасі – трьохопорна з хвостовою опорою. Двигун розташований у носовій частині фюзеляжу [7].

Таблиця 1.1 – Статистичні дані літаків-аналогів

Тип даних	Найменування	Kitfox Series 7 Sti	Just SuperSTOL	X Cub	Zenith STOL CH750	Zlin Savage Bobber	Barrows Bearhawk
Льотні дані	V_{max} , км/ГОД	224	210	257,495	200	175	280
	$V_{крейс}$, км/ГОД	203	161	241,402	162	145	249
	V_y , м/с	9,144	5,1	7,61	5,1	4,9987	8,6
	$H_{ст}$, м	7620	3800	4300	4200	4400	5000
	L , км	806	720	1287	710	650	1006
	$L_{зл}$, м	45,72	122	36,576	30	80	120
	$L_{пос}$, м	53,34	76,2	24,384	38	70	150
Масові дані	m_{0max} , кг	703,0682	598,752	1043,262	652	560	1225
	$m_{пуст}$, кг	374,214	334,298	551,5683	350	288	635
	$n_{пас}$	1+1	1+1	1+1	1+1	1+1	3+1
Дані силової установки	Тип, кількість двигуна	ПД×1	ПД×1	ПД×1	ПД×1	ПД×1	ПД×1
	N_0 , кВт	73	75	130	73	75	190
Геометричні дані	S , м ²	13,7496	13,65675	16,24	13,4	14,2	17
	L , м	9,7536	9,54024	10,46	9,1	9,35	10
	η	1	1	1	1	1	1
	λ	6,918	6,664	6,737	6,179	6,156	5,882
	L_{ϕ} , м	5,9944	6,6	7,26	6,7	6,4	7,2
	D_{ϕ} , м	1,0922	1,27	0,84	1,27	0,75	0,8
	λ_{ϕ}	5,488	5,196	8,642	5,275	8,533	9
Похідні дані	p_0 , кг/м ²	51,133	43,842	64,240	48,656	39,436	72,058
	t_0 , кВт/кг	0,103	0,125	0,124	0,112	0,133	0,155

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

Тактико-технічні вимоги (ТТВ) до літака включають в себе:

- діапазон швидкостей польоту 150 – 220 км/год;
 - діапазон крейсерських висот польоту 3 – 4 км;
 - дальність польоту літака 800 км;
 - число пасажирів $n_{нас} = 3$ чол.;
 - отримання мінімальної маси конструкції шляхом правильного визначення навантажень, раціонального вибору конструктивних матеріалів, КСС (розшифрувати), технологій виробництва;
 - вимоги до технологічності, аеродинаміки, міцності та експлуатації [1, 8].
- На основі статистичних даних уточнені ТТВ (таблиця 1.2).

Таблиця 1.2 – Тактико-технічні вимоги до проектуемого літака

L_{max} км	$n_{нас}$ чол.	$L_{розб}$ м	H_{max} км	$V_{крейс}$ км/год	$n_{ек}$ чол.	$H_{крейс}$ км
800	3	85	5	200	1	4

Основні геометричні параметри літака наведені в таблиці 1.3.

Таблиця 1.3 – Основні геометричні параметри літака

№ пп	Параметри	Символи	Значення
1	Подовження крила	λ	6,42
2	Звуження крила	η	1
3	Стрілоподібність крила по передній кромці	$\chi_{лк}$, град	0
4	Відносна товщина профілю крила	\bar{c}	0,1
5	Відносна площа ГО	$\bar{S}_{го}$	0,2
6	Подовження ГО	$\lambda_{го}$	4
7	Звуження ГО	$\eta_{го}$	2
8	Стрілоподібність ГО по передній кромці	$\chi_{лкГО}$, град	3
9	Відносна товщина профілю ГО	$\bar{c}_{го}$	0,09
10	Відносна площа ВО	$\bar{S}_{во}$	0,1
11	Подовження ВО	$\lambda_{во}$	2
12	Звуження ВО	$\eta_{во}$	2,2
13	Стрілоподібність ВО по передній кромці	$\chi_{лкВО}$, град	20
14	Відносна товщина профілю ВО	$\bar{c}_{во}$	0,06
15	Подовження фюзеляжу	$\lambda_{ф}$	7,1
16	Діаметр фюзеляжу	$D_{ф}$, м	1,3
17	Довжина фюзеляжу	$L_{ф}$, м	6,57
18	Відносна хорда закрилку	\bar{b}_3	0,25
19	Кути відхилення закрилку	δ_3 , град	25/50

1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака

На підставі аналізу зібраних статистичних даних була обрана нормальна аеродинамічна схема, яка характеризується розташуванням горизонтального оперення (ГО) позаду крила. Більшість літаків у світі використовують цю схему через її численні переваги:

Крила працюють у незавихреному потоці, що плавно обтікає їх, утворюючи значну підйомну силу.

Скорочена носова частина фюзеляжу зменшує необхідну площу (і масу) вертикального оперення (ВО).

Зменшення довжини носової частини фюзеляжу.

Покращений огляд передньої півсфери.

Однак слід враховувати і недоліки нормальної схеми:

ГО працює в завихреному потоці від крила, що знижує його ефективність, змушуючи збільшувати площу і масу ГО.

Втрати на балансування: для статично стійкого літака балансувальне зусилля на ГО віднімається з підйомної сили крила.

Вибір розташування крила щодо фюзеляжу був зроблений на користь верхньоплана, який має такі переваги:

Найменший опір інтерференції.

Забезпечує хороший огляд нижньої півсфери.

Верхня поверхня крила вільна і ефективно створює підйомну силу.

Форма поперечного перерізу фюзеляжу обрана напівкруглою. Цей тип перерізу дозволяє зменшити поверхню при заданому обсязі, порівняно з іншими формами, що призводить до меншого опору тертя.

Триопорна схема шасі з хвостовою опорою вибрана для літака. Ця схема ефективна для літаків з невеликими швидкостями зліту та посадки, особливо з поршнеvim двигуном, встановленим у носовій частині фюзеляжу. Така схема дозволяє зменшити розмір шасі, що поліпшує аеродинамічні характеристики літака.

Розташування хвостової стійки позаду літака мінімізує ризик поломки при пересуванні по ґрунтових аеродромах. Крім того, поломка хвостової стійки при жорсткій посадці зазвичай менш серйозна, ніж у випадку поломки носового шасі.

Вигнута вгору носова частина літака дозволяє встановлювати гвинт більшого діаметра і безпечно пересуватися по невідготовлених аеродромах без ризику зачеплення лопатою пропелера за землю.

Силова установка складається з одного поршневого двигуна, розміщеного у носовій частині фюзеляжу.

Проектований літак є легким пасажирським літаком, призначеним для використання у малій авіації.

Літак має високопланову конфігурацію з прямим крилом, обладнаним механізацією по задній кромці. Хвостове оперення має нормальну схему. Двигун розташований у носовій частині фюзеляжу (див. рисунок 1.7).

Екіпаж літака складається з одного пілота, а кількість пасажирів обмежена трьома особами.

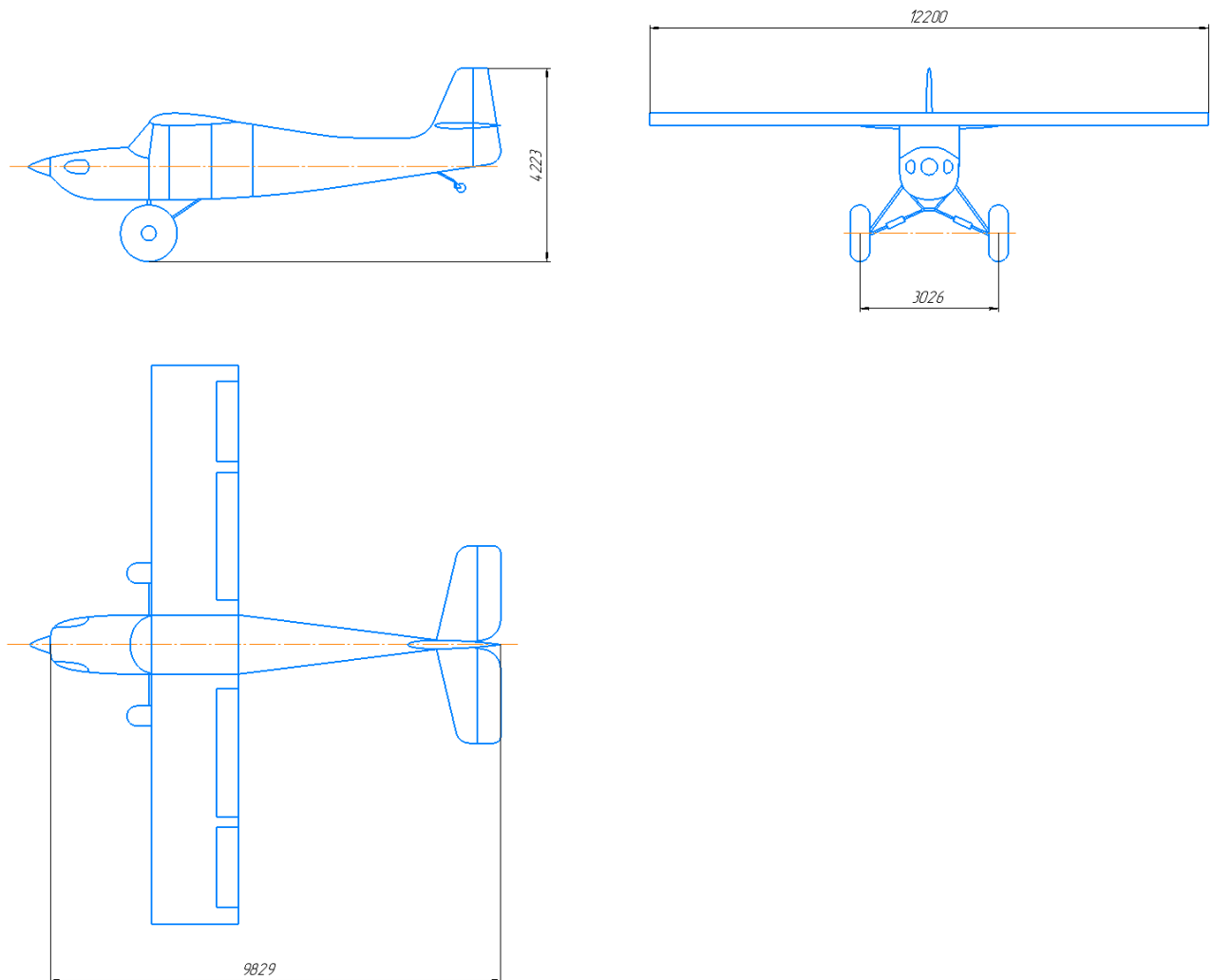


Рисунок 1.7 – Загальний вигляд літака К-1

1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях

1.5.1 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Злітна маса літака в нульовому наближенні розраховується за формулою 1.1 [1]:

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{сп}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{сy} + \bar{m}_п + \bar{m}_{об.кер})}, \quad (1.1)$$

де m_0 – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг; $m_{ц.н}$ – маса цільового, комерційного навантаження, кг; $m_{сп}$ – маса спорядження і службового навантаження.

$$m_{ц.н} = 80 \cdot n_{пас} = 80 \cdot 3 = 240 \text{ кг.}$$

На основі статистики для літака даного класу прийняті наступні величини: $\bar{m}_к = 0,3$; $\bar{m}_{сy} = 0,14$; $\bar{m}_{об.кер} = 0,12$.

Масу спорядження і службового навантаження розраховують за формулою 1.2 [1]:

$$m_{\text{сп}} = m_{\text{ек}} + m_{\text{прод}} + m_{\text{вода}} + m_{\text{тех.рід}} + m_{\text{літ.апт.чохл.кріс}} + m_{\text{рят.обл}} \quad (1.2)$$

де $m_{\text{ек}}$ – маса екіпажу, кг; $m_{\text{прод}}$ – маса продуктів, кг; $m_{\text{вода}} = 1$ кг – маса води; $m_{\text{тех.рід}}$ – маса технічних рідин, які витрачаються в польоті, кг; $m_{\text{літ.апт.чохл.кріс}} = 5$ кг – аптечки, чохла для крісел та інше; $m_{\text{рят.обл}}$ – маса рятувального обладнання, кг.

$$m_{\text{ек}} = 80 \cdot n_{\text{ек}} = 80 \cdot 1 = 80 \text{ кг.}$$

Виходячи з потреб людини вага однієї порції становить $m_{\text{порц}} = 0,25$ кг. Тому маса продуктів дорівнює:

$$m_{\text{прод}} = m_{\text{порц}} \cdot (n_{\text{пас}} + n_{\text{ек}}) = 0,25 \cdot (1 + 3) = 1 \text{ кг;}$$

Виходячи з потреб людини вага однієї порції води становить $m_{\text{п.вода}} = 0,25$ кг. Тому маса води дорівнює:

$$m_{\text{вода}} = m_{\text{п.вода}} \cdot (n_{\text{пас}} + n_{\text{ек}}) = 0,25 \cdot (1 + 3) = 1 \text{ кг.}$$

Маса технічних рідин дорівнює:

$$m_{\text{тех.рід}} = 5,25 \text{ кг.}$$

У рятувальне обладнання входить рятувальний парашут, тому маса рятувального обладнання дорівнює:

$$m_{\text{рят.обл}} = 35 \text{ кг.}$$

Отже, маса спорядження і службового навантаження дорівнює:

$$m_{\text{сп}} = 80 + 1 + 1 + 5,25 + 5 + 35 = 127,25 \text{ кг}$$

Масу палива розраховують за формулою 1.3 [1]:

$$\bar{m}_{\text{пал}} = 1,1 \cdot \left(1 - e^{\left(-\frac{L \cdot C_p}{V_{\text{кр}} \cdot K_{\text{max}}} \right)} \right), \quad (1.3)$$

де $L = 800$ км – дальність польоту; $C_p = 0,32$ – витрата палива, кг/(даН·год); $V_{\text{крейс}} = 200$ км/год – крейсерська швидкість; K_{max} – максимальна якість.

$$\bar{m}_{\text{пал}} = 1,1 \cdot \left(1 - e^{\left(-\frac{800 \cdot 0,32}{200 \cdot 10} \right)} \right) = 0,132.$$

Тоді:

$$m_0 = \frac{240 + 127,25}{1 - (0,3 + 0,14 + 0,132 + 0,12)} = 1257,96 \text{ кг} \approx 1258 \text{ кг.}$$

Отриманий результат знаходиться в прийнятному діапазоні злітних мас літаків-прототипів.

З отриманої злітної маси визначаємо маси конструкції, палива, силової установки, обладнання та керування:

$$m_{\text{кон}} = \bar{m}_{\text{кон}} \cdot m_0 = 0,3 \cdot 1258 = 377,4 \text{ кг};$$

$$m_{\text{пал}} = \bar{m}_{\text{пал}} \cdot m_0 = 0,132 \cdot 1258 = 166,3 \text{ кг};$$

$$m_{\text{су}} = \bar{m}_{\text{су}} \cdot m_0 = 0,14 \cdot 1258 = 176,1 \text{ кг};$$

$$m_{\text{об.кер}} = \bar{m}_{\text{об.кер}} \cdot m_0 = 0,12 \cdot 1258 = 151 \text{ кг.}$$

Після визначення маси конструкції можемо визначити масу крила, фюзеляжу, оперення, шасі використовуючи відносні статистичні значення мас агрегатів конструкції літака [1, 9]:

– маса крила $\bar{m}_k = 0,393$;

– маса фюзеляжу $\bar{m}_\phi = 0,357$;

– маса оперення $\bar{m}_{\text{оп}} = 0,066$;

– маса шаси $\bar{m}_{\text{ш}} = 0,184$.

Масу агрегатів розраховують за формулою 1.4 [1]:

$$m_i = \bar{m}_i \cdot m_{\text{кон}}, \quad (1.4)$$

де m_i – і-та маса агрегата конструкції літака, кг; \bar{m}_i – відносна і-та маса агрегата конструкції літака, кг; $m_{\text{кон}}$ – маса конструкції літака.

$$m_k = \bar{m}_k \cdot m_{\text{кон}} = 0,393 \cdot 377,4 = 148,3 \text{ кг},$$

$$m_\phi = \bar{m}_\phi \cdot m_{\text{кон}} = 0,357 \cdot 377,4 = 134,7 \text{ кг},$$

$$m_{\text{оп}} = \bar{m}_{\text{оп}} \cdot m_{\text{кон}} = 0,066 \cdot 377,4 = 24,9 \text{ кг},$$

$$m_{\text{ш}} = \bar{m}_{\text{ш}} \cdot m_{\text{кон}} = 0,184 \cdot 377,4 = 69,4 \text{ кг.}$$

Розраховані значення мас занесені до таблиці 1.4.

Таблиця 1.4– Значення розрахованих мас літака в нульовому наближенні

$m_{\text{кон}}, \text{ кг}$	$m_{\text{пал}}, \text{ кг}$	$m_{\text{су}}, \text{ кг}$	$m_{\text{об.кер}}, \text{ кг}$	$m_k, \text{ кг}$	$m_\phi, \text{ кг}$	$m_{\text{оп}}, \text{ кг}$	$m_{\text{ш}}, \text{ кг}$
377,4	166,3	176,1	151	148,3	134,7	24,9	69,4

1.5.2 Визначення злітної маси літака в першому наближенні

Злітна маса дорівнює сумі:

$$m_0 = m_{\text{констр}} + m_{\text{С.У}} + m_{\text{об.кер}} + m_{\text{п}} + m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}},$$

де $m_{\text{кон}} = f_1(m_0, \text{параметри крила})$ – маса конструкції; $m_{\text{С.У}} = f_2(m_0, \text{параметри силової установки})$ – маса силової установки; $m_{\text{об.кер}} = f_3(m_0, \text{параметри обладнання керування та всього літака})$ – маса обладнання й управління; $m_{\text{п}} = f_4(m_0, V, L, H, c_p, K=c_y/c_x, \text{режим польоту})$ – маса палива; $m_{\text{ц.н}} = \text{const}$ – задане цільове навантаження; $m_{\text{сл}} = \text{const}$ – відоме службове навантаження.

Залежність $m_{\text{кон}}, m_{\text{С.У}}, m_{\text{об.кер}}$ від m_0 дуже сильна і складна, залежність $m_{\text{п}}$ від m_0 майже лінійна. В результаті виходить складне трансцендентне рівняння, яке не може бути вирішено щодо m_0 в явному (кінцевому) вигляді. Вихід з цієї складності при розрахунку злітної маси першого наближення наступний.

Щоб зменшити вплив m_0 на $m_{\text{кон}}, m_{\text{С.У}}, m_{\text{об.кер}}, m_{\text{п}}$, розділимо обидві частини (1.4) на m_0 , отримаємо:

$$1 = \bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{С.У}} + \bar{m}_{\text{об.кер}} + \bar{m}_{\text{п}} + \frac{m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}}}{m_0},$$

Відносні величини $m_{\text{кон}}, m_{\text{С.У}}, m_{\text{об.кер}}$, слабше залежать від m_0 , ніж абсолютні їх значення; $m_{\text{п}}$ не залежить від m_0 .

Якщо прийняти $(m_{\text{кон}}, m_{\text{С.У}}, m_{\text{об.кер}}, m_{\text{п}}) = \text{const}$ за статистикою, то з рівняння (1.5) отримаємо злітну масу літака в першому наближенні:

Для розрахунку маси літака в першому наближенні використовують формулу, отриману на основі рівняння балансу мас[6]:

$$(m_0)_1 = \frac{m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}} + m_{\text{об.кер}}}{1 - \bar{m}_{\text{кон}} - \bar{m}_{\text{С.У}} - \bar{m}_{\text{п}}},$$

Маса палива, в першому наближенні, знаходиться за формулою[7]:

$$\bar{m}_{\text{п}} = 1,1 \left(1 - e^{-\frac{L \cdot c_p}{V_{\text{крейс}} \cdot K_{\text{max}}}} \right),$$

де c_p – питома витрата палива;

$V_{\text{крейс}}$ – крейсерська швидкість польоту;

K_{max} – максимальна аеродинамічна якість літака.

Підставимо значення до рівняння (1.27) і отримаємо:

$$\bar{m}_п = 1,1 \cdot \left(1 - e^{\left(-\frac{800 \cdot 0,32}{200 \cdot 10} \right)} \right) = 0,132.$$

Маса обладнання, яка вимірюється в кілограмах.

$$\bar{m}_{об.кер.сл} = 95 \cdot n_{нас} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L + 0,66),$$

$$\bar{m}_{об.кер.сл} = 95 \cdot 3 \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot 800 + 0,66) = 199,5 \text{ кг}.$$

Підставляємо пораховані значення в рівняння (1.6):

$$(m_0)_1 = \frac{240 + 127,5 + 199,5}{1 - 0,3 - 0,14 - 0,132} = 1325 \text{ кг}.$$

1.5.3 Визначення злітної маси літака в другому наближенні

Метою цього етапу розрахунку є більш точне, порівняно з першим наближенням, визначення мас окремих частин і всього СЛС загалом.

Основна особливість цього етапу розрахунку полягає в урахуванні залежностей мас окремих частин від злітної m_0 , розрахункового перевантаження n_p і основних геометричних розмірів СЛС.

Складність визначення мас окремих частин зумовлена тим, що зазвичай використовувані під час розрахунків відпрацьовані багаторічною практикою формули «великої авіації» для надлегких літаків є неприйнятними. Це пояснюється тим, що маса, міцність і особливо жорсткість частин ЛА змінюються непропорційно зменшенню його геометричних розмірів.

У конструкції СЛС є багато елементів, розміри яких визначаються не розрахунками, а з «конструктивних міркувань». Так, наприклад, обшивка крила і фюзеляжу, стінки нервюр і шпангоутів мають зазвичай набагато більшу товщину, ніж потрібно за розрахунком. Це відноситься і до ряду несильових елементів конструкції фюзеляжу і особливо кабіни пілота, маса яких падає повільніше і тому, що маси багатьох елементів, незалежно від злітної маси ЛА, залишаються, майже незмінними. Так, наприклад, практично незмінною залишається маса пілотського крісла. І, якщо на сучасному пасажирському літаку його відносна маса становить лише 0,001...0,002 і суттєвого впливу на загальний баланс мас не чинить, то на СЛС відносна маса того самого крісла вже дорівнює 0,04... 0,06 і стає порівнянною з відносною масою оперення, шасі, двигуна або палива.

Повільно знижується зі зменшенням геометричних розмірів літака маса фюзеляжу і особливо пілотської кабіни з необхідними елементами системи управління та обладнання.

Теоретичні розрахунки й обробка статистичних матеріалів щодо СЛС дали змогу виробити досить достовірні формули для визначення мас крила й оперення, чого не можна сказати щодо визначення маси фюзеляжу.

Маса конструкції

Цю величину становлять маси крила, фюзеляжу, оперення, силової установки, шасі, керування, приладового обладнання, палива та цільового навантаження. В відносних величинах:

$$m_0 = m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{сy} + m_{ш} + m_{к} + m_{но} + m_{м} + m_{цн};$$

Маса крила

Маса вільнонесучого крила може бути розрахована за формулою нижче:

$$m_{кр} = 0,0001 \cdot k_m \cdot m_0 \cdot n_p \cdot \left[\lambda \cdot (\eta + 3) \cdot \frac{\sqrt{S}}{\eta} \cdot \sqrt{c} \right];$$

де $m_{кр}$ - маса крила; k_m - коефіцієнт, що враховує марку основного матеріалу конструкції крила ($k_m = 0,7$); m_0 - злітна маса ЛС у першому наближенні ($m_0 = 1325$ кг); n_p - розрахункове перевантаження ($n_p = 4$); λ - подовження крила ($\lambda = 6,42$); η - звуження крила ($\eta = 1$); S - площа крила ($S = 23,185$ м²); c - відносна товщина профілю в кореневій частині крила ($c = 0,1$).

$$m_{кр} = 0,0001 \cdot 0,7 \cdot 1325 \cdot 4 \cdot \left[6,42 \cdot (1 + 3) \cdot \frac{\sqrt{23,185}}{1} \cdot \sqrt{0,1} \right];$$

$$m_{кр} = 1,855 \cdot [25,68 \cdot 4,815 \cdot 0,316];$$

$$m_{кр} = 170,24 \text{ кг}.$$

Маса фюзеляжу

Зі зменшенням злітної маси літака відносна маса фюзеляжу різко зростає і для легких літаків: $\bar{m}_ф = 0,15 \dots 0,25$.

У другому наближенні масу фюзеляжу в кілограмах можна визначити за формулою:

$$m_ф = 2,5 \cdot S_{н.ф.} + 4 \cdot S_{каб} + 20;$$

де $S_{н.ф.}$ - площа поверхні фюзеляжу; $S_{каб}$ - площа поверхні кабіни.

$$m_{\phi} = 2,5 \cdot S_{n.\phi.} + 4 \cdot S_{каб} + 20 ;$$

$$m_{\phi} = 2,5 \cdot 16,541 + 4 \cdot 2,85 + 20 = 154,75 \text{ кг} .$$

Маса оперення

Масу оперення в другому наближенні можна визначити виходячи з того, що маса 1 м² як горизонтального, так і вертикального оперення легкого літака становить 20...30 кг. Нижнє значення можна брати або в разі застосування композиційних матеріалів, або за двобалковою схемою фюзеляжу, коли горизонтальне оперення, з погляду будівельної механіки, являє собою двохопорну балку.

$$m_{on} = 25 \text{ кг} .$$

Маса шасі

Маса шасі найбільшою мірою залежить від злітної маси літака, схеми шасі, ширини колії і застосовуваних пневматиків.

Шасі легкого літака виконують, як правило, нерозбірливим, тристійковим із носовою або хвостовою опорою.

Якщо злітна маса легкого літака перевищує 250...300 кг, то для основних коліс доцільно використовувати широко поширені пневматики 300X125. Масу шасі в цьому разі можна вважати рівною 60...80 кг.

$$m_{ш} = 70 \text{ кг} .$$

Маса силової установки

Передбачається, що до складу силової установки входять двигун, редуктор (або ремінна передача), повітряний гвинт і елементи їх кріплення.

Масу силової установки можна визначити за формулою:

$$m_{cy} = \gamma_{дв} \cdot k_{p.в.} ,$$

де $\gamma_{дв}$ - питома маса двигуна ($\gamma_{дв} = 1,5$); $k_{p.в.}$ - коефіцієнт, що враховує масу редуктора і гвинта ($k_{p.в.} = 1,4$).

$$m_{cy} = 210 \text{ кг} .$$

Маса обладнання і керування

Маса керування залежить від типу проводки, геометричних розмірів і схеми літака. У літаків зі спареним керуванням маса керування зростає завдяки встановленню додаткових командних важелів.

Масу керування в другому наближенні можна визначити за формулою:

$$m_k = 0,75 \cdot m_{n.m.} \cdot (l + L) + 3 \cdot z_{k.p.},$$

де $m_{n.m.}$ - маса одного погонного метра матеріалу ($m_{n.m.} = 12,40$); l та L відповідно розмах крила і довжина фюзеляжу; $z_{k.p.}$ - кількість місць для пілотів, обладнаних командними важелями ($z_{k.p.} = 2$).

$$m_k = 0,75 \cdot 12,40 \cdot (12,2 + 9,23) + 3 \cdot 2,$$

$$m_k = 161,6 \text{ кг.}$$

Визначення маси приладового обладнання

На літак повинні встановлюватися тільки найнеобхідніші прилади. До їх числа можна віднести: показчик швидкості, варіометр, висотомір, показчик ковзання, магнітний компас, тахометр, показчик температури головок циліндрів двигуна. Сумарна маса перерахованих вище приладів становить приблизно 3 кг.

$$m_{no} = 3 \text{ кг.}$$

Після визначення мас окремих частин необхідно отримати значення підставити в рівняння існування ЛА (1.1), щоб уточнити злітну масу:

$$(m_0)_2 = 170,24 + 154,75 + 25 + 70 + 210 + 161,6 + 3 + 167 + 320;$$

$$(m_0)_2 = 1280,7 \text{ кг.}$$

1.6 Вибір двигуна та перевірка довжини розбігу

Потрібну потужність одного двигуна визначимо за формулою 1.5 [1].

$$N_{0 \text{ потр}} = m_0 \cdot t_0, \quad (1.5)$$

де $N_{0 \text{ потр}}$ – потрібна потужність одного двигуна, кВт; m_0 – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг; $t_0 = 0,126$ – прийнята енергоозброєність проектуємого літака, Вт/кг.

$$N_{0 \text{ потр}} = 1258 \cdot 0,126 = 158,236 \text{ кВт.}$$

За розрахованою потрібною потужністю, за каталогом авіаційних двигунів, підбираємо двигун Continental L/TSIO-360-KB (рисунок 1.8). В таблиці 1.5 наведені характеристики двигуна.

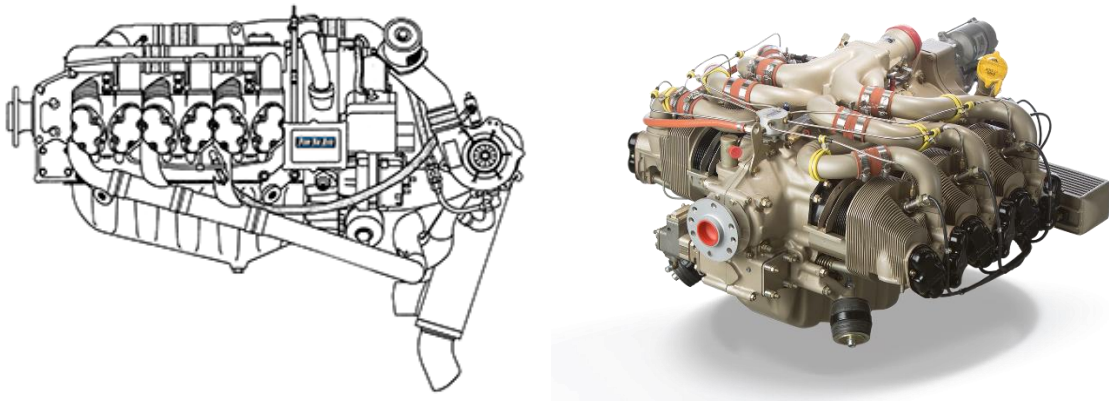


Рисунок 1.8 – Схема двигуна Continental L/TSIO-360-KB

Таблиця 1.5 – Характеристики двигуна Continental L/TSIO-360-KB

Найменування	Значення
Потребна стартова потужність, кВт	$N_{0 \text{ потр}} = 164$
Висота двигуна, мм	$H_{\text{дв}} = 833,6$
Довжина двигуна, мм	$L = 1460,5$
Ширина двигуна, мм	$W_{\text{дв}} = 908,8$
Маса двигуна, кг	$m_{\text{дв}} = 205$

1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

1.7.1 Визначення геометричних характеристик крила

Площа крила розраховується за формулою 1.6:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{p_0}, \quad (1.6)$$

де $g = 9,82$ – прискорення вільного падіння на поверхні Землі, м/с²; m_0 – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг; $p_0 = 5322$ – питома навантаження на крило при зльоті, визначається за статистичними даними з таблиці 1.1, Н/м².

$$S = \frac{1258 \cdot 9,82}{5322} = 23,185 \text{ м}^2.$$

Розмах крила (формула 1.7) при $\lambda = 6,42$:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S}, \quad (1.7)$$

$$l = \sqrt{6,42 \cdot 23,185} = 12,2 \text{ м}.$$

Кориневу b_0 і кінцеву b_k хорди крила визначаємо виходячи зі значень

(формули 1.8, 1.9):

$$S=23,185 \text{ м}^2; \eta=1; l=12,2 \text{ м};$$

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta+1}, \quad (1.8)$$

$$b_0 = \frac{23,185}{12,2} \cdot \frac{2 \cdot 1}{1+1} = 1,9 \text{ м};$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta}, \quad (1.9)$$

$$b_k = \frac{1,9}{1} = 1,9 \text{ м}.$$

Середню аеродинамічну хорду (САХ) крила розраховуємо за формулою 1.10:

$$b_A = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)}, \quad (1.10)$$

$$b_A = \frac{2}{3} \cdot 1,9 \cdot \frac{1^2 + 1 + 1}{1 \cdot (1 + 1)} = 1,9 \text{ м}.$$

Координати САХ по розмаху крила визначаємо за співвідношенням 1.11:

$$z_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1}, \quad (1.11)$$

$$z_A = \frac{12,2}{6} \cdot \frac{1+2}{1+1} = 3,050 \text{ м}.$$

Координата САХ по осі 0x (формула 1.12):

$$x_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \cdot \tan \chi_{п.к}, \quad (1.12)$$

де $\tan \chi_{п.к}$ – тангенс кута стрілоподібності крила по передній кромці крила (формула 1.13).

$$\tan \chi_{п.к} = \tan \chi + \frac{\eta - 1}{\lambda \cdot (\eta + 1)}, \quad (1.13)$$

$$\tan \chi_{п.к} = 0 + \frac{1-1}{6,42 \cdot (1+1)} = 0.$$

Тоді:

$$x_A = \frac{12,2}{6} \cdot \frac{1+2}{1+1} \cdot 0 = 0 \text{ м}.$$

1.7.2 Визначення геометричних характеристик горизонтального оперення

Площа горизонтального оперення розраховується за формулою 1.14.

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S, \quad (1.14)$$

де $\bar{S}_{ГО} = 0,2$ – відносна площа горизонтального оперення; S – площа крила, м².

$$S_{ГО} = 0,2 \cdot 23,185 = 4,637 \text{ м}^2.$$

Розмах горизонтального оперення (формула 1.15) при $\lambda_{ГО} = 4$.

$$l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}}, \quad (1.15)$$

$$l_{ГО} = \sqrt{4 \cdot 4,627} = 4,307 \text{ м.}$$

Кориневу $b_{0ГО}$ і кінцеву $b_{кГО}$ хорди горизонтального оперення визначаємо виходячи зі значень (формули 1.16, 1.17): $S_{ГО} = 4,637 \text{ м}^2$, $\eta = 2$, $l = 4,307 \text{ м}$

$$b_{0ГО} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{ГО}}{\eta_{ГО} + 1}, \quad (1.16)$$

$$b_{0ГО} = \frac{4,637}{4,307} \cdot \frac{2 \cdot 2}{2 + 1} = 1,436 \text{ м};$$

$$b_{кГО} = \frac{b_{0ГО}}{\eta_{ГО}}, \quad (1.17)$$

$$b_{кГО} = \frac{1,436}{2} = 0,718 \text{ м.}$$

Середню аеродинамічну хорду (САХ) горизонтального оперення розраховуємо за формулою 1.18.

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} \cdot b_{0ГО} \cdot \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{\eta_{ГО} \cdot (\eta_{ГО} + 1)}, \quad (1.18)$$

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} \cdot 1,436 \cdot \frac{2^2 + 2 + 1}{2 \cdot (2 + 1)} = 1,117 \text{ м.}$$

Координати середня аеродинамічна хорда (САХ) по розмаху горизонтального оперення визначаємо за співвідношенням 1.19:

$$z_{АГО} = \frac{l_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ГО} + 2}{\eta_{ГО} + 1}, \quad (1.19)$$

$$z_{АГО} = \frac{4,307}{6} \cdot \frac{2 + 2}{2 + 1} = 0,957 \text{ м.}$$

Координата САХ по осі 0x (формула 1.20):

$$x_{АГО} = z_{АГО} \cdot \tan \chi_{п.к.ГО}, \quad (1.20)$$

де $\tan \chi_{п.к.ГО}$ – тангенс кута стрілоподібності ГО по передній кромці ГО (формула 1.21):

$$\tan \chi_{п.к.ГО} = \tan \chi_{1/4ГО} + \frac{\eta_{ГО} - 1}{\lambda_{ГО} \cdot (\eta_{ГО} + 1)}, \quad (1.21)$$

$$\tan \chi_{п.к.ГО} = 0,052 + \frac{2 - 1}{4 \cdot (2 + 1)} = 0,114.$$

Тоді

$$x_{АГО} = 0,957 \cdot 0,114 = 0,11 \text{ м.}$$

1.7.3 Визначення геометричних характеристик вертикального оперення

Площа ВО розраховується за формулою 1.22.

$$S_{\text{ВО}} = \bar{S}_{\text{ВО}} \cdot S, \quad (1.22)$$

де $\bar{S}_{\text{ВО}}=0,1$ – відносна площа ВО; S – площа крила, м².

$$S_{\text{ВО}} = 0,1 \cdot 23,185 = 2,319 \text{ м}^2.$$

Розмах ВО (формула 1.23) при $\lambda_{\text{ВО}} = 2$.

$$l_{\text{ВО}} = \sqrt{\lambda_{\text{ВО}} \cdot S_{\text{ВО}}}, \quad (1.23)$$

$$l_{\text{ВО}} = \sqrt{2 \cdot 2,319} = 2,153 \text{ м}.$$

Кориневу $b_{\text{ОВО}}$ і кінцеву $b_{\text{КВО}}$ хорди вертикального оперення визначаємо виходячи зі значень (формули 1.24, 1.25): $S_{\text{ВО}} = 2,319 \text{ м}^2$, $\eta = 2,2$, $l = 2,153 \text{ м}$

$$b_{\text{ОВО}} = \frac{S_{\text{ВО}} \cdot 2 \cdot \eta_{\text{ВО}}}{l_{\text{ВО}} \cdot \eta_{\text{ВО}} + 1}, \quad (1.24)$$

$$b_{\text{ОВО}} = \frac{2,319}{2,153} \cdot \frac{2 \cdot 2,2}{2,2 + 1} = 1,538 \text{ м};$$

$$b_{\text{КВО}} = \frac{b_{\text{ОВО}}}{\eta_{\text{ВО}}}, \quad (1.25)$$

$$b_{\text{КВО}} = \frac{1,538}{2,2} = 0,699 \text{ м}.$$

Середню аеродинамічну хорду (САХ) ВО розраховуємо за формулою 1.26.

$$b_{\text{АВО}} = \frac{2}{3} \cdot b_{\text{ОВО}} \cdot \frac{\eta_{\text{ВО}}^2 + \eta_{\text{ВО}} + 1}{\eta_{\text{ВО}} \cdot (\eta_{\text{ВО}} + 1)}, \quad (1.26)$$

$$b_{\text{АВО}} = \frac{2}{3} \cdot 1,538 \cdot \frac{2,2^2 + 2,2 + 1}{2,2 \cdot (2,2 + 1)} = 1,127 \text{ м}.$$

Координати САХ ВО по осі 0у визначаємо за співвідношенням 1.27.

$$y_{\text{АВО}} = \frac{l_{\text{ВО}}}{3} \cdot \frac{\eta_{\text{ВО}} + 2}{\eta_{\text{ВО}} + 1}, \quad (1.27)$$

$$y_{\text{АВО}} = \frac{2,153}{3} \cdot \frac{2,2 + 2}{2,2 + 1} = 0,942 \text{ м}.$$

Координата САХ по осі 0х (формула 1.28):

$$x_{\text{АВО}} = y_{\text{АВО}} \cdot \tan \chi_{\text{п.к.ВО}}, \quad (1.28)$$

де $\tan \chi_{\text{п.к.ВО}}$ – тангенс кута стрілоподібності ВО по передній кромці ВО (формула 1.29).

$$\tan \chi_{\text{п.к.ВО}} = \tan \chi_{1/4\text{ВО}} + \frac{\eta_{\text{ВО}} - 1}{\lambda_{\text{ВО}} \cdot (\eta_{\text{ВО}} + 1)}, \quad (1.29)$$

$$\tan \chi_{\text{п.к.во}} = 0,364 + \frac{2,2-1}{2 \cdot (2,2+1)} = 0,435.$$

Тоді

$$x_{\text{АВО}} = 0,942 \cdot 0,435 = 0,41 \text{ м.}$$

Координати центру мас лігака визначаємо щодо b_A крила уздовж осі Ox за формулою 1.30:

$$x_{\text{ц.м}} = 0,2 \cdot b_A, \quad (1.30)$$

$$x_{\text{ц.м}} = 0,3 \cdot 1,9 = 0,38 \text{ м.}$$

1.7.4 Визначення розмірів фюзеляжу

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot D_{\phi}, \quad (1.31)$$

де l_{ϕ} – довжина фюзеляжу, м; λ_{ϕ} – подовження фюзеляжу; D_{ϕ} – діаметр фюзеляжу, м.

$$l_{\phi} = 7,1 \cdot 1,3 = 9,23 \text{ м.}$$

$$l_{\text{н.ч.}\phi} = \lambda_{\text{н.ч.}\phi} \cdot D_{\phi}, \quad (1.32)$$

де $l_{\text{н.ч.}\phi}$ – довжина носової частини фюзеляжу, м; $\lambda_{\text{н.ч.}\phi}$ – подовження носової частини фюзеляжу.

$$l_{\text{н.ч.}\phi} = 1,3 \cdot 1,3 = 1,69 \text{ м.}$$

$$l_{\text{хв.ч.}\phi} = \lambda_{\text{хв.ч.}\phi} \cdot D_{\phi}, \quad (1.33)$$

де $l_{\text{хв.ч.}\phi}$ – довжина хвостової частини фюзеляжу, м; $\lambda_{\text{хв.ч.}\phi}$ – подовження хвостової частини фюзеляжу.

$$l_{\text{хв.ч.}\phi} = 3 \cdot 1,3 = 3,9 \text{ м.}$$

1.7.5 Визначення параметрів шасі

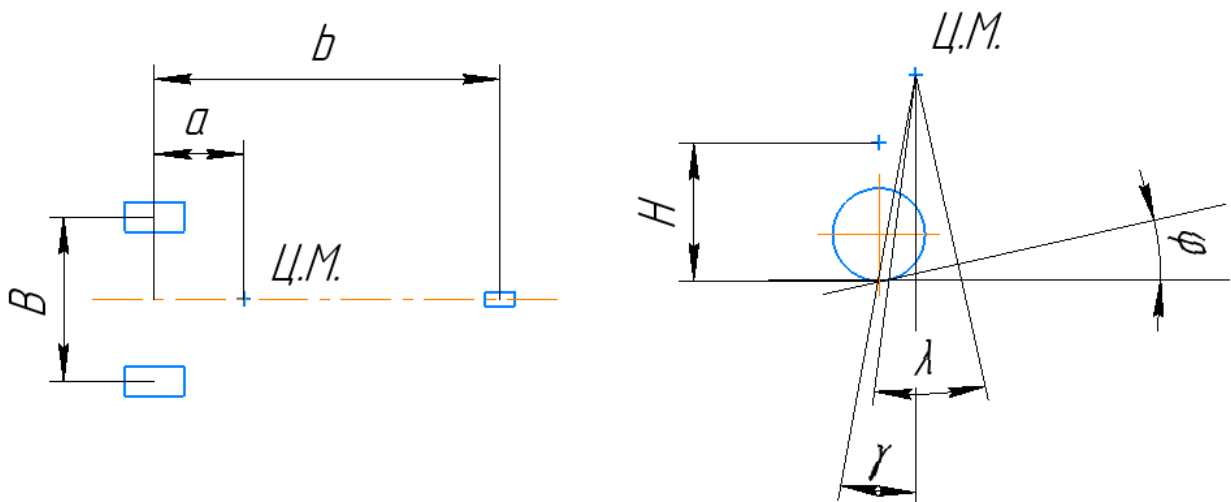


Рисунок 1.9 - Схема трьохопорного шасі з хвостовою опорою

b – база шасі; B – колія шасі; a – винос головних опор; H – висота шасі (від точки кріплення головної опори до землі); φ – стоянковий кут; γ – протикапотажний кут; λ – кут виносу головних опор шасі.

Стоянковий кут приймаємо $\varphi = 12^\circ$.

Винесення коліс головної опори вперед від центру мас літака визначається з умов виключення капотування. Зазвичай кут винесення визначається з умови:

$$tg\lambda \geq \mu, \quad (1.34)$$

де μ - коефіцієнт тертя; λ - кут винесення, це кут між лінією, що проходить через центр мас літака і точку дотику коліс об землю, і перпендикуляром до поверхні землі при стоянці літака на трьох точках.

Величина коефіцієнта тертя залежить від покриття аеродрому та типу коліс (гальмівні або негальмівні) і знаходиться в межах $\mu = 0,1 \dots 0,6$. У випадку якщо $\mu = 0,6$, то $\lambda = 30^\circ$.

Кут виносу головних опор шасі приймаємо $\lambda = 21^\circ$.

Протикапотажний кут приблизно розраховується за формулою 1.35:

$$\gamma \approx \lambda - \varphi, \quad (1.35)$$

$$\gamma \approx 21 - 12 = 9^\circ.$$

Висота шасі визначається з умови забезпечення мінімального зазору 200-250 мм між поверхнею ЗПС і конструкцією літака при посадці з креном 4° . Колія повинна запобігати можливість перекидання літака при посадці з креном і руху по аеродрому. Також колія B приймається в межах:

$$B = (0,18 \dots 0,3) \cdot L_{кр}. \quad (1.36)$$

З цих умов приймаємо $B = 3,05$ м (при $H = 1,35$ м).

Оскільки хвостовий стояк для забезпечення розвороту літака зазвичай встановлюється вільно, то при побудові креслення літака можемо визначити розміри бази шасі b та виніс головних опор a :

$$b = 6,872 \text{ м},$$

$$a = 0,711 \text{ м}.$$

1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака.

При виборі конструктивно-силових схем агрегатів літака важливо враховувати кілька ключових умов:

Мінімізація маси планера: Конструкція має бути спроектована так, щоб маса планера літака була мінімальною, при цьому забезпечуючи необхідну

жорсткість. Це досягається оптимальним розподілом навантаження на елементах конструкції.

Технологічність конструкції: Важливо, щоб конструкція була технологічною, тобто для її виготовлення можна було застосувати просту та ефективну технологію виробництва.

Зручність в експлуатації: Конструкція повинна забезпечувати зручність в експлуатації літака, включаючи раціональне розміщення люків і експлуатаційних роз'ємів для доступу до силової установки та іншого обладнання.

1.8.1 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми крила.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила використовується поняття умовного лонжерона, ширина пояса якого становить 0,6 хорди крила в розрахунковому перерізі. При розрахунках використовуємо значення кореневої хорди b_0 . Товщину умовного пояса лонжерона визначаємо за формулою 1.38:

$$\delta_y = \frac{(p_0 \cdot S \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{кр} \cdot g \cdot z_A) n_p}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p}, \quad (1.37)$$

де p_0 – питоме навантаження на крило при зльоті, Н/м²; S – площа крила, м²; z_A – координати САХ по розмаху крила, м; m_i – маса вантажу, розташованого на крилі, кг; g – 9,82 – прискорення вільного падіння на поверхні Землі, м/с²; z_i – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, м; $m_{кр}$ – маса крила, кг; $n_p = 6$ – коефіцієнт розрахункового перевантаження; \bar{c} – відносна товщина профілю крила; b_0 – коренева хорда крила, м; σ_p – руйнівне навантаження матеріалу пояса лонжерона, МПа.

$$\delta_y = \frac{((532 \cdot 23,185 \cdot 3,050 - 2 \cdot 166,23 \cdot 9,82 \cdot 2,03 - 148,31 \cdot 9,82 \cdot 3,050) \cdot 6}{0,96 \cdot 0,1 \cdot 1,9^2 \cdot 330 \cdot 10^6}$$

$$\delta_y = 1,394 \text{ мм.}$$

Так як $\delta_y = 1,394 < 3$ мм, приймаємо лонжеронну схему крила [1,2].

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

$$\frac{M}{H^3} = \frac{((p_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i) n_p}{1,28 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3}, \quad (1.38)$$

де M – згинаючий момент, Н/м; H – розрахункова висота профілю крила, м.

$$\frac{M}{H^3} = \frac{((532 \cdot 23,185 - 148,3 \cdot 9,82) \cdot 3,050 - 2 \cdot 166,3 \cdot 9,81 \cdot 2,03) \cdot 6}{1,03 \cdot (0,12 \cdot 1,9)^3}$$

$$\frac{M}{H^3} = 13,057 \text{ МПа.}$$

Т.к. $\frac{M}{H^3} = 13,057 < 15 \text{ МПа}$, приймаємо лонжеронну схему крила, більш вигідну у масовому відношенні.

Поздовжній набір крила складається з 2-х лонжеронів. Перший і другий лонжерон кріпляться до силових шпангоутів 3 і 4 відповідно.

Всього на одній консолі крила 25 нервюри, 5 з яких - силові: 5, 9, 13, 18, 22.

1 – бортова нервюра.

5, 9, 13 – служать для навішування закрилків.

18, 22 – служать для навішування елерона.

25 – кінцева нервюра, до неї кріпється законцовка крила.

Крок нервюр – 218 мм [1, 9].

Конструктивно-силова схема консолі крила показана на рисунку 1.11.

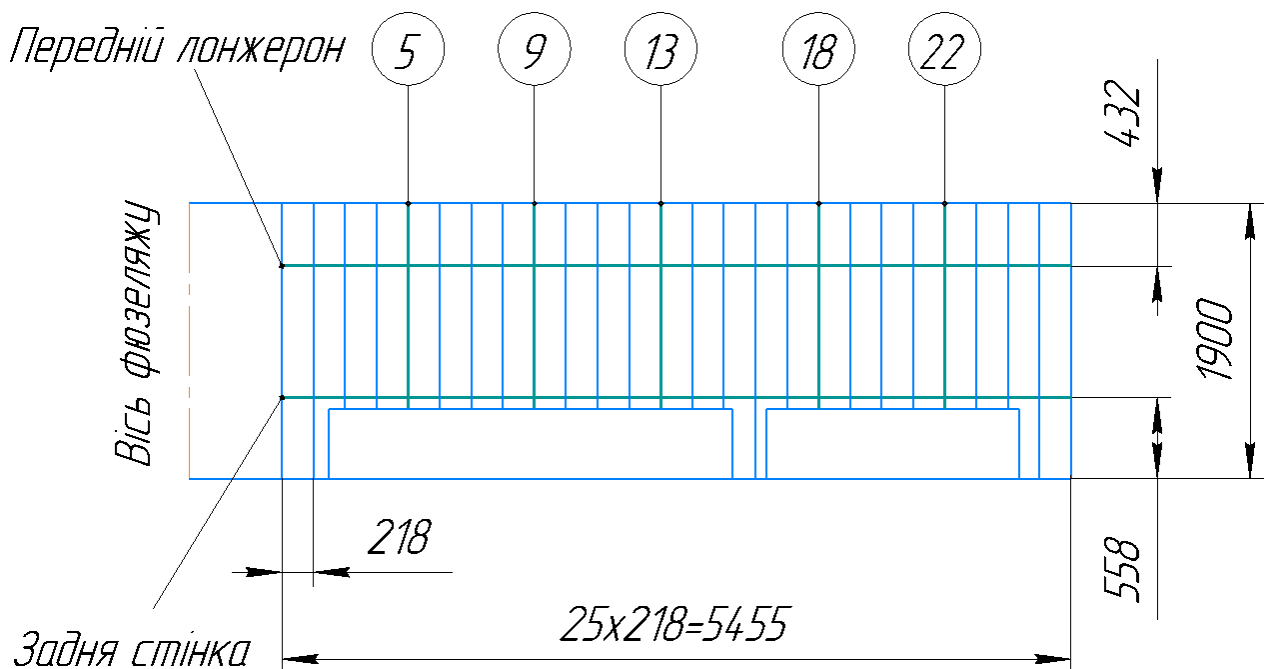


Рисунок 1.10 – Конструктивно-силова схема крила:

1.8.2 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Фюзеляж є тонкостінною каркасною оболонкою багатогранної форми в середній частині і конічною з подвійною кривизною в носовій і хвостових частинах.

Каркасна оболонка, виконана з алюмінієвих сплавів, включає працюючу обшивку, поздовжній силовий набір у вигляді стрінгера, поперечний силовий набір у вигляді шпангоутів.

Всього на фюзеляжі розміщено 23 шпангоута, 6 з яких – силові: 1, 2, 3, 4, 15, 18.

Відстань між шпангоутами у різних частинах фюзеляжу – різная: 195 мм, 455 мм, 910 мм.

Два технологічні роз'єми по шпангоутах 1, 5 умовно ділять фюзеляж на три частини – носову, середню та хвостову.

Кабіна фюзеляжу – не герметична.

У носовій частині фюзеляжу розташований обтічник двигуна, який відокремлений від кабіни пілота перегородкою 1.

Пасажи́рська кабіна розташована в середній частині фюзеляжу (між шпангоутами 1 та 5).

У борту фюзеляжу є отвори під вхідні двері та отвори під бортові вікна. До середньої частини фюзеляжу кріпиться основні передні опори шасі, в середній частині фюзеляжу є центральний силовий відсік у якому зверху (до силових шпангоутів 3 і 4) кріпиться центроплан крила, також до силових шпангоутів 15 і 18 кріпиться киль та стабілізатор.

При проектуванні фюзеляжу необхідно враховувати такі вимоги та рекомендації:

- зосереджені сили, прикладені до елементів каркасу, необхідно якомога плавніше розподіляти по обшивці фюзеляжу;

- великі зосереджені сили (від оперення, крила) необхідно передавати на обшивку елементам каркаса, спрямованими паралельно силі. Сили вздовж фюзеляжу повинні передаватися на обшивку через стрінгери, а сили, що діють упоперек фюзеляжу, – через посилені шпангоути;

- зосереджені сили, спрямовані під гострим кутом до осі фюзеляжу, слід передавати на обшивку через стрінгери та шпангоути [1, 8].

Конструктивно-силова схема фюзеляжу показана на рисунку 1.12.

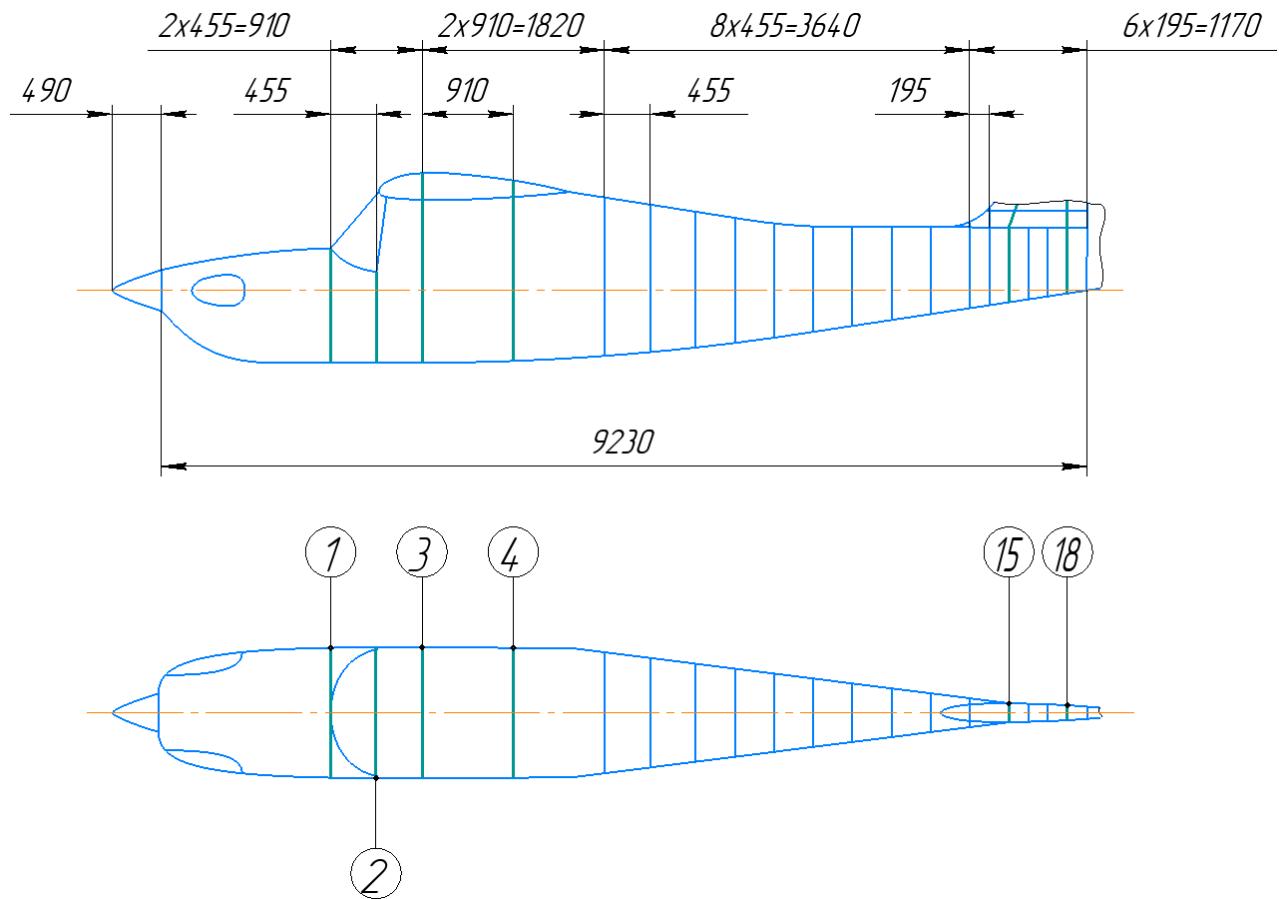


Рисунок 1.11 – Конструктивно-силова схема фюзеляжу

1.8.3 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми оперення

Горизонтальне оперення має лонжеронне КСС і включає стабілізатор і кермо висоти.

Стабілізатор виконаний за нормальною схемою. Лонжерони розташовані на 26% та 60% хорди стабілізатора. Силкові елементи горизонтального оперення мають бути пов'язані із силковими елементами фюзеляжу. Передній лонжерон кріпиться до шпангоуту 15, а задній до шпангоуту 18. Поперечний силковий набір горизонтального оперення складається з 11 нервюр, їх 3 - силкові. Нервюри розташовані перпендикулярно задньому лонжерону, крок нервюр становить 190 мм. Кермо висоти розташоване вздовж усіх нервюр однієї консолі горизонтального оперення. Кермо висоти навішене по силкових нервюрах 3, 7, 11.

Вертикальне оперення має лонжеронне КСС і складається з кіля та керма напрямку.

Кіль стрілоподібний, дволонжеронної конструкції. Передній лонжерон розташований на 21% хорди кіля, а задній – на 65%. Силкові елементи вертикального оперення мають бути пов'язані із силковими елементами фюзеляжу. Передній лонжерон кріпиться до шпангоуту 15, а задній до шпангоуту 18. Поперечний силковий набір кіля складається з 9 нервюр, 3 з яких – силкові, на які кріпиться кермо напрямку. Крок нервюр становить 170мм. Кермо

напрямку розташоване вздовж усіх нервюр однієї консолі горизонтального оперення. Кермо напряму навішене по силових нервюрах 1, 5, 9 [1, 8].

Конструктивно-силові схеми оперення показані на рисунках 1.12, 1.13.

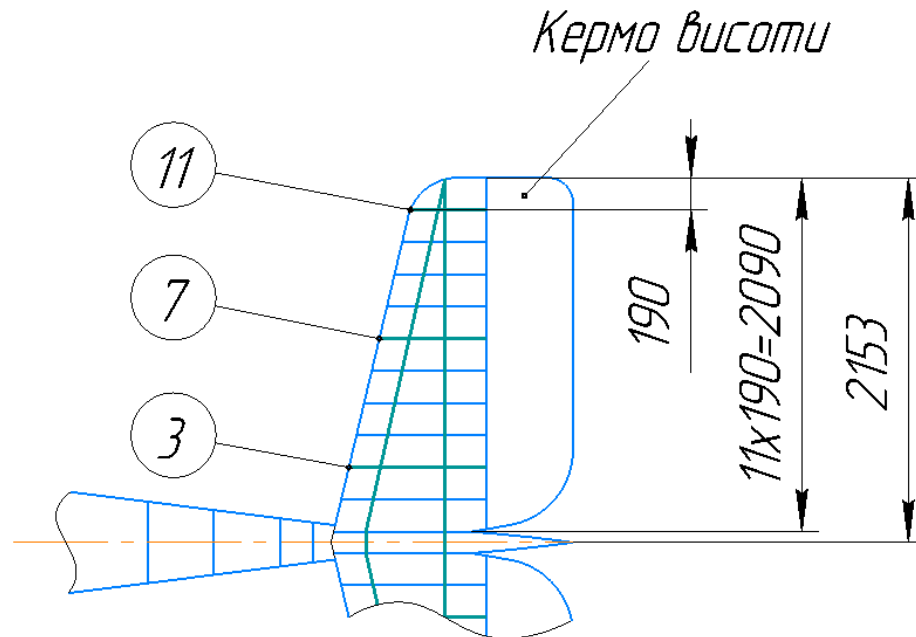


Рисунок 1.12 – Конструктивно-силова схема горизонтального оперення

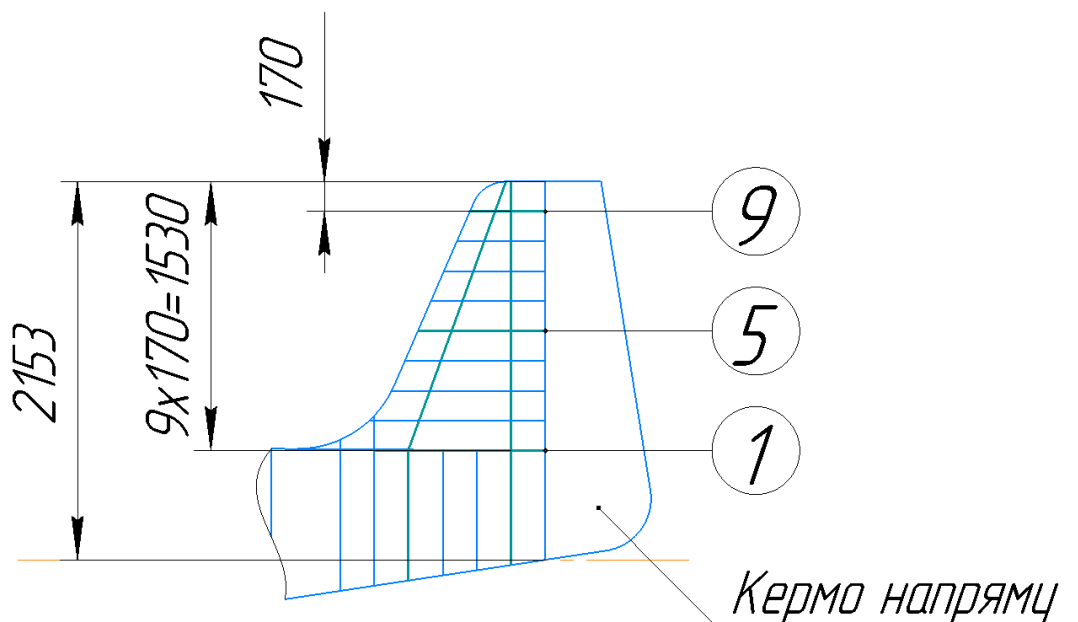


Рисунок 1.13 – Конструктивно-силова схема вертикального оперення

1.8.4 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми шасі

Конструктивно-силова схема шасі повинні забезпечувати:

- найменшу масу шасі
- простоту та надійність конструкції шасі.

Вибрано схему шасі з хвостовою опорою.

Основна перевага цієї схеми полягає в тому, що за рахунок короткої та

легкої хвостової опори загальна маса шасі виходить найменшою порівняно з іншими схемами. А також оскільки додаткова стійка в хвості літака розташована далеко від центру тяжіння, на неї припадає невелика вага, шасі може бути меншого розміру, ніж якби воно розташовувалося в носовій частині, що покращує аеродинамічні характеристики ЛА.

Передні основні стійки кріпляться до силових шпангоуту 2. Стійки мають ферменну конструкцію КСС, яка раціональна при посадці літака на невідготовлені майданчики. Конструкція є найлегшою, оскільки основними елементами є підкоси, що працюють на розтягування-стиснення.

Схема хвостової опори шасі теж ферма і кріпиться до силового шпангоуту 15 [1, 8].

1.8.5 Визначення положення центра мас агрегатів. Розрахунок центрування літака.

Положення центрів мас фюзеляжу, крила та оперення виражається відповідно у відсотках довжини фюзеляжу, в частках аеродинамічної хорди крила та в частках середньої геометричної хорди оперення.

Положення центра маси крила залежить від геометричної форми і конструктивно-силової схеми крила. Для крил, що застосовуються в сучасній авіації, центр мас лежить в межах – від 38 до 48% середньої аеродинамічної хорди. Аналогічно крила, можна висловлювати положення центру маси оперення.

Розрахунок центрування тісно пов'язаний з об'ємно-масовим компонуванням літака.

Координати центру мас розраховуємо за формулою:

$$x_{\text{ц.м.}} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot g \cdot x_i}{\sum_{i=1}^n m_i \cdot g}, \quad (1.39)$$

Розрахунок центрування містить масу тільки основних частин літака і великих агрегатів. Дрібні деталі і вузли об'єднуємо в групи. За початок координат приймаємо носок фюзеляжу, а за вісь 0x – вісь літака.

Розрахунок центрування ведемо в наступній послідовності:

1. Визначаємо положення центрів мас усіх частин літака, агрегатів і вантажів;
2. Заміряємо відстань до початку координат;
3. З урахуванням масштабу записуємо дані в таблицю 1.6.

На рисунку 1.10 показано центральна схема проектуемого літака ФК-1.

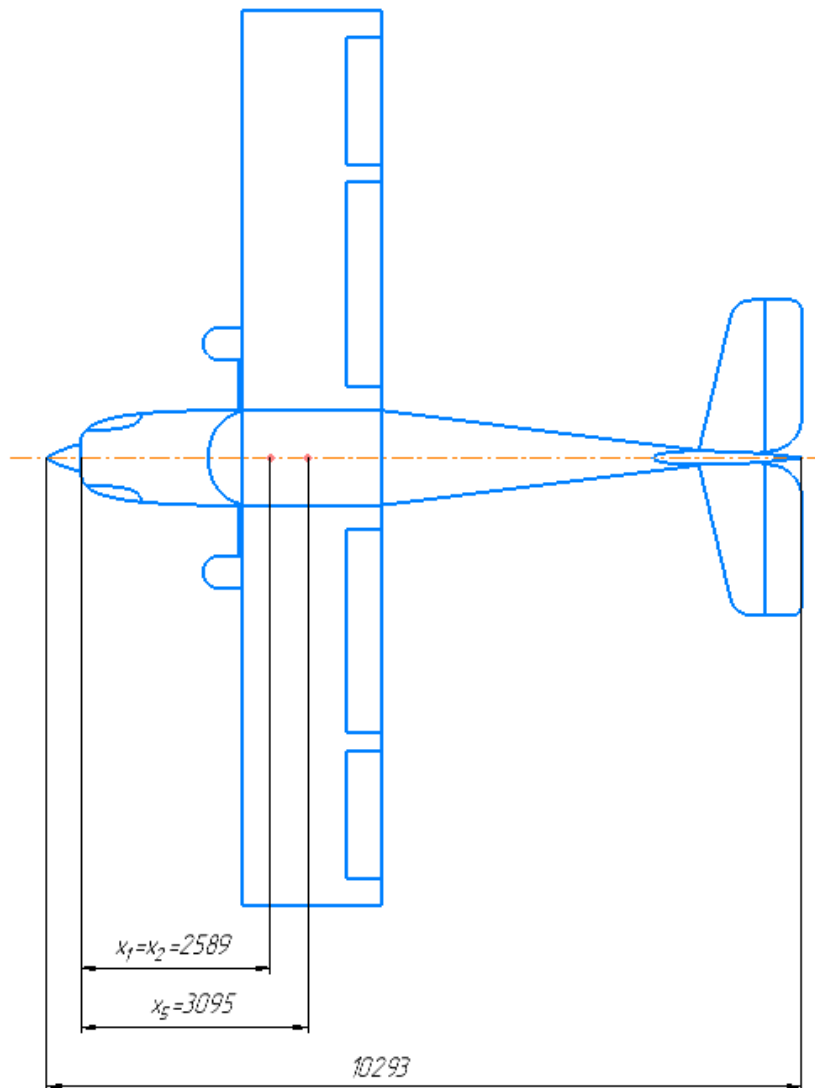
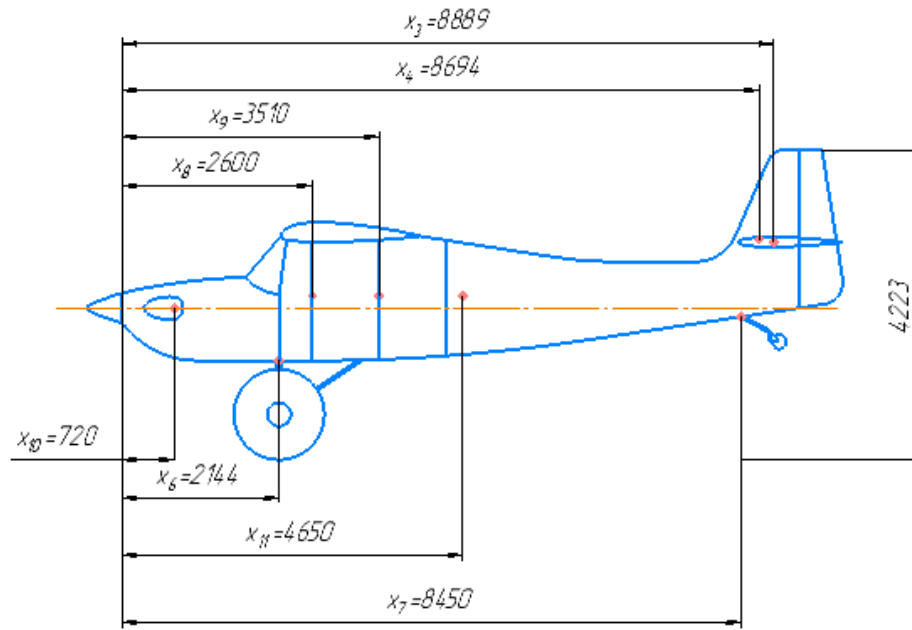


Рисунок 1.14 – Центрувальна схема літака ФК-1

Таблиця 1.6 – Центрувальна відомість

№ п/п	Агрегат, цільове навантаження	$m_i \cdot g$ (Н)	x_i (м)	$m_i \cdot g \cdot x_i$ (Н·м)
1	Фюзеляж	1321,719	2,589	3421,930
2	Крило	1455,002	2,589	3766,999
3	Горизонтальне оперення	156,960	8,889	1395,217
4	Вертикальне оперення	88,290	8,694	767,593
5	Паливо	1631,000	3,095	5047,944
6	Основна опора шасі	539,550	2,144	1156,795
7	Задня опора	137,340	8,45	1160,523
8	Екіпаж + 1 пасажир	1569,600	2,6	4080,960
9	2 пасажир	1569,600	3,51	5509,296
10	Силова установка	1716,750	0,72	1236,060
11	Обладнання	343,350	4,65	1596,578

1.9 Висновки

У цій частині роботи були оброблені статистичні дані пасажирських літаків-прототипів. Була обрана схема проектованого літака, розроблені тактико-технічні вимоги до літака, порашовані його маса в нульовому наближенні і маси основних його агрегатів. Визначено геометричні розміри самого літака і його агрегатів.

В результаті отримано загальний вигляд літака і розроблена його конструктивно-силова схема.

2 ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЕЛЕМЕНТІВ ПЕРЕРІЗУ РЕГУЛЯРНОЇ ЗОНИ КРИЛА З УМОВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЙОГО СТАТИЧНОЇ МІЦНОСТІ

2.1 Розрахунок междопустимих перенавантажень

2.1.1 Обґрунтування вибору норм льотної придатності літака

У відповідності до вимог авіаційних правил, частини 23 (АП-23), CS-23 – вимоги до цивільних легких літаків, проводитимемо розрахунки [11].

2.1.2 Вибір максимальних і мінімальних маневрених перевантажень

Розрахунок допустимих перевантажень для максимальної та мінімальної польотної маси проектного ЛА [11].

Мінімальна злітна вага розраховується за формулою 1.40:

$$m_{\text{пос}} = m_{\text{зл}} - 0,85 \cdot m_{\text{п}} = 1258 - 0,85 \cdot 164 = 1116 \text{ кг}, \quad (1.40)$$

де $m_{\text{п}}$ – маса палива, кг.

Максимальні маневрені експлуатаційні перевантаження згідно АП-23 (CS-23) для багатоцільових літаків мають бути в межах $n_{\text{уmax}}^{\text{з}} = 4,4$ [11]:

Для злітної маси (1.41):

$$n_{\text{уmax}}^{\text{з}} \geq 2,1 + \frac{10890}{m_{\text{зл}} + 4536} = 2,1 + \frac{10890}{1258 + 4536} = 3,99. \quad (1.41)$$

Для посадкової маси (1.42):

$$n_{\text{уmax}}^{\text{пос}} \geq 2,1 + \frac{10890}{m_{\text{пос}} + 4536} = 2,1 + \frac{10890}{1116,05 + 4536} = 4,03. \quad (1.42)$$

Згідно АП-23, приймаємо $n_{\text{уmax}}^{\text{з}} = 3,99$, $n_{\text{уmax}}^{\text{пос}} = 4,03$ для даного типу ЛА.

Мінімальне маневрене експлуатаційне перевантаження:

$$n_{\text{уmin}}^{\text{з}} = -0,4 \cdot 3,99 = 1,50.$$

2.1.3 Аеродинамічні характеристики профілю. Вибір максимальних і мінімальних маневрених перевантажень.

Для даного ЛА був використаний профіль крила НАСА 2210, геометричні і аеродинамічні характеристики якого приведені в таблиці 1.7, профіль, побудований по координатних точках і показаний на рисунку 1.15.

Таблиця 2.7 – Характеристики аеродинамічного профілю НАСА 2210

Геометричні характеристики			Аеродинамічні характеристики			
X	Y _B	Y _H	α	C _y	C _x	C _m
0	0	0	-2	-0,017	0,0108	0,024
1,25	2,01	-1,03	0	0,12	0,0106	0,056
2,5	2,92	-1,52	2	0,262	0,0134	0,0888
5	4,02	-1,96	4	0,403	0,02	0,1228
7,5	4,83	-2,17	6	0,545	0,0296	0,1583
10	5,51	-2,47	8	0,688	0,043	0,1922
15	6,4	-2,6	10	0,827	0,058	0,2255
20	6,78	-2,78	12	0,96	0,0746	0,2565
25	6,94	-2,96	14	1,08	0,094	0,285
30	6,97	-3,03	16	1,195	0,1146	0,3115
40	6,75	-2,95	17,2	1,25	0,13	0,322
50	6,16	-2,72	18	1,162	0,163	0,3285
60	5,34	-2,3	20	1,158	0,207	0,346

Кінець табл. 1.7

Геометричні характеристики			Аеродинамічні характеристики			
X	Y _B	Y _H	α	C _y	C _x	C _m
70	4,29	-1,81	22	1,13	0,278	0,3555
80	3,19	-1,41	-	-	-	-
90	1,6	-0,74	-	-	-	-
95	0,92	-0,42	-	-	-	-
100	0	0	-	-	-	-

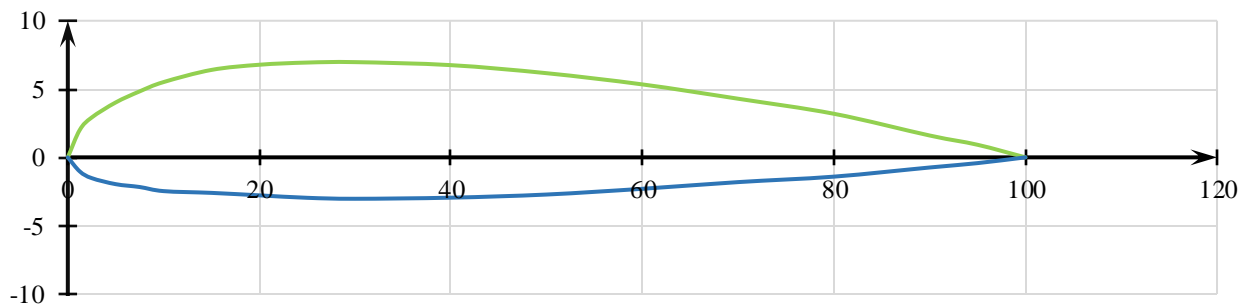


Рисунок 1.15 – Аеродинамічний профіль NASA-2210

2.2 Визначення навантажень на крило літака

2.2.1 Розподіл повітряного навантаження по розмаху крила

Погонне навантаження знаходиться через рівнодійну повітряного навантаження і відносну циркуляцію (формула 1.43) [11]:

$$q_y^B(z) = 1.05 \cdot \frac{m_0 \cdot g \cdot n_y^3}{L_{кр} - L_{ц}} \cdot \Gamma(\bar{z}), \quad (1.43)$$

де $\Gamma(\bar{z})$ – відносна циркуляція.

Згідно з додатком до АП-23, величину навантаження балансування приблизно враховуємо коефіцієнтом 1,05.

Відносну циркуляцію $\Gamma(\bar{z})$ прийнято задавати у вигляді суми відносної циркуляції прямого плоского крила і поправок на стріловидність, сукання і вплив інтерференції (формула 1.44):

$$\Gamma(\bar{z}) = \Gamma_{пр}(\bar{z}) + \Delta\Gamma_{\chi}(\bar{z}) + \Delta\Gamma_{\varphi}(\bar{z}) + \Delta\Gamma_{надстр}(\bar{z}), \quad (1.44)$$

де $\Gamma_{пр}(\bar{z})$ – відносна циркуляція прямого плоского ізольованого крила.

Оскільки сукання і вплив фюзеляжу і мотогондол не враховується:

$$\Gamma(\bar{z}) = \Gamma_{пр}(\bar{z}) + \Delta\Gamma_{\chi}(\bar{z}).$$

Оскільки кут стріловидності 0^0 :

$$\Gamma(\bar{z}) = \Gamma_{пр}(\bar{z}).$$

2.2.2 Розподіл масового навантаження від ваги конструкції крила

На крило діє масове навантаження від його власної ваги і розраховується за формулою 1.45 [11]:

$$q_y^{кр}(z) = \frac{n_y^3 \cdot G_{кр}}{S_{кр}} \cdot b(z), \quad (1.45)$$

де $S_{кр}$ – площа крила, м²; $G_{кр} = m_{кр} \cdot g$ – вага крила, Н; $b(z)$ – хорда крила у даному перерізі.

$$b(z) = b_{кр}(1 - z_i) + b_k \cdot z_i$$

Лінія центрів тяжіння в перерізі крила дорівнює $(0,4 \dots 0,45) \cdot b(z)$ від носка крила.

2.2.3 Розподіл масового навантаження від ваги палива

Відповідно до розрахунків паливної системи, положення баків у крилі розташоване так [11]:

$$z_1 = 0,65 \text{ м,}$$

$$z_2 = 3,045 \text{ м,}$$

де z_1 – початок паливного бака; z_2 – кінець паливного бака.

2.2.4 Розрахунок сумарного розподіленого навантаження уздовж консолі крила

Визначимо сумарне погонне навантаження на крило, що діє у напрямі осі "у" швидкісної системи координат (формула 1.46) [11]:

$$q_y^{\Sigma}(z) = q_y^B(z) - q_y^{кр}(z) - q_y^T(z), \quad (1.46)$$

Розрахунок функції $\Gamma(\bar{z})$ та інших навантажень приведені в таблиці 1.8 і представлені у вигляді епюр на рисунку 1.16.

Таблиця 2.8 – Результати розрахунку сумарного розподіленого навантаження

i	\bar{z}_i	$\Gamma(\bar{z})$	$b(\bar{z})$	$q_y^B(z)$	$q_y^{кр}(z)$	$q_y^T(z)$	$q_y^{\Sigma}(z),$
0	0	1,1285	1,9	4768,381	-948,791	0	3819,59
1	0,1	1,1261	1,9	4758,24	-948,791	0	3809,449

Кінець табл. 1.8

2	0,2	1,1196	1,9	4730,775	-948,791	-1360,63	2421,353
3	0,3	1,1096	1,9	4688,521	-948,791	-1360,63	2379,099
4	0,4	1,0961	1,9	4631,478	-948,791	-1360,63	2322,056
5	0,5	1,0765	1,9	4548,66	-948,791	0	3599,869
6	0,6	1,0457	1,9	4418,517	-948,791	0	3469,726
7	0,7	0,9954	1,9	4205,979	-948,791	0	3469,726
8	0,8	0,9138	1,9	3861,185	-948,791	0	2912,394
9	0,9	0,7597	1,9	3210,048	-948,791	0	2261,257
10	0,95	0	1,9	2464,614	-948,791	0	1515,823
11	1	0	1,9	0	0	0	0

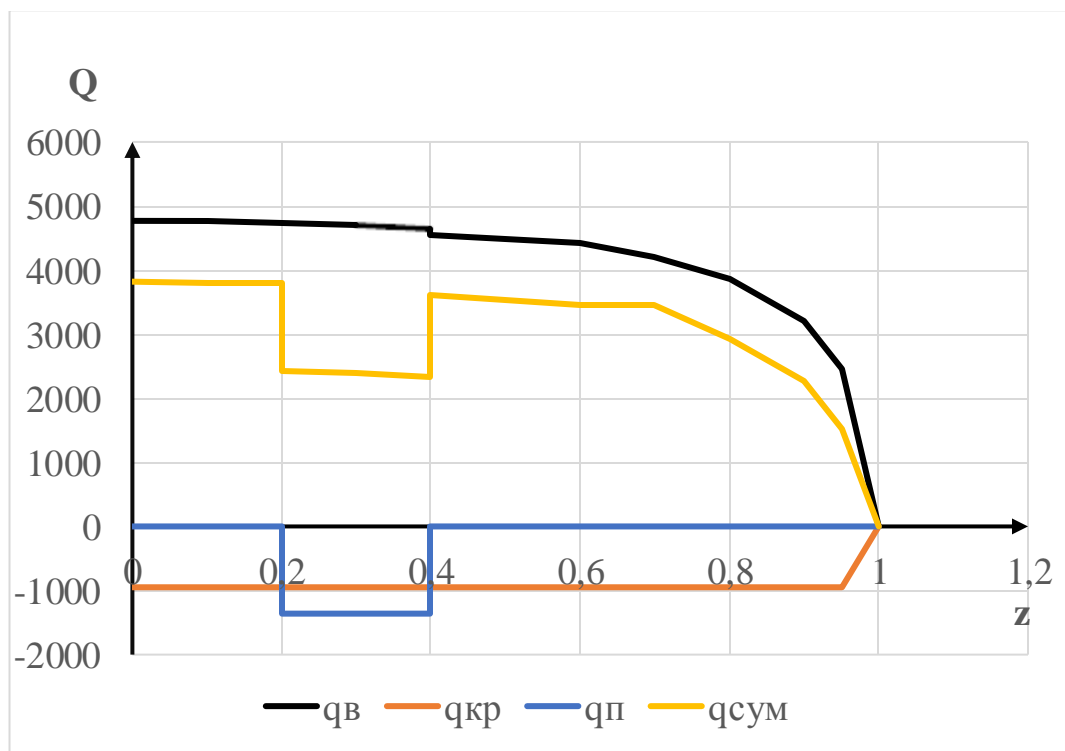


Рисунок 1.16 – Сумарна епюра розподілу навантажень

2.2.5 Розрахунок поперечних сил, вигинаючих та приведених моментів

Епюра поперечних сил отримана шляхом чисельної інтеграції епюри розподіленого сумарного навантаження з урахуванням зосереджених

навантажень. Застосований метод трапецій. Довжина консолі розбита на 11 ділянок, завдовжки $\Delta z = 0,555$ м. Нумерація перерізів від бортової нервюри [11].
Тоді поперечна сила розраховується за формолою 1.47:

$$Q = \int_0^z q_{\Sigma} dz - \sum n_y^3 \cdot G_{epi}, \quad (1.47)$$

Нумерація перерізів починаючи з місця кріплення ОЧК до центроплану, а інтеграція - з кінця консолі.

Тоді поперечна сила розраховується згідно з виразу 1.48:

$$Q_i = Q_{i+1} + \Delta Q_i; \quad (1.48)$$

$$Q_{11} = \Delta Q_{11};$$

$$Q_{12} = 0;$$

При цьому використовуються наступні співвідношення для поперечної сили (1.49):

$$\Delta Q_i = \frac{q_{yi}^{\Sigma} + q_{yi+1}^{\Sigma}}{2} \cdot \Delta z; \quad (1.49)$$

де $i = 10 \dots 1$.

$$\Delta Q_{11} = \frac{2 \cdot q_{y11}^{\Sigma} \cdot \Delta z}{3};$$

$$\Delta Q_{11} = 0;$$

Для побудови епюри вигинаючих моментів $M_X(z)$, інтегрують епюру поперечних сил $Q_y(z)$ і розраховуємо за формулами 1.50 та 1.51 [11]:

$$M_i = \Delta M_{i+1} + \Delta M_i; \quad (1.50)$$

$$M_{11} = \Delta M_{11};$$

$$M_{12} = 0;$$

$$\Delta M_i = \frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \cdot \Delta z, \quad (1.51)$$

де $i = 10 \dots 1$.

$$\Delta M_{11} = \frac{\Delta Q_{11} \cdot \Delta z}{2}$$

За наявності агрегатів (двигуни, шасі і так далі) на даній частині літака необхідно виконати коригування епюр поперечних сил та вигинаючих моментів з урахуванням дії сил від цих агрегатів. В даному випадку усі агрегати розташовані на центроплані. Тоді, при коригувальному розрахунку сили від них

не враховуються, а отримані епюри демонструють максимальні значення поперечних сил і моментів (рисунок 1.17 та рисунок 1.18).

Таблиця 2.9 – Результати розрахунків поперечних сил та вигинаючих моментів

№	\bar{z}_i	$q^{\Sigma}(z)$, Н/м	ΔQ , Н	Q, Н	ΔM , Н*м	M, Н*м
1	0	3819,6	2115,3	16816	8738,5	46313
2	0,1	3809,4	1727,6	14700	7672,9	37574
3	0,2	2421,4	1331	12973	6824,9	29901
4	0,3	2379,1	1303,5	11642	6094,4	23076
5	0,4	2322,1	1642	10338	5277,7	16982
6	0,5	3599,9	1960,2	8696,1	4278,9	11704
7	0,6	3469,7	1924,1	6735,9	3201,9	7425,4
8	0,7	3469,7	1769,6	4811,8	2177,7	4223,5
9	0,8	2912,4	1434,5	3042,2	1289,3	2045,8
10	0,9	2261,3	1047,3	1607,7	601,15	756,53
11	0,95	1515,8	560,4	560,4	155,38	155,38
12	1	0	0	0	0	0

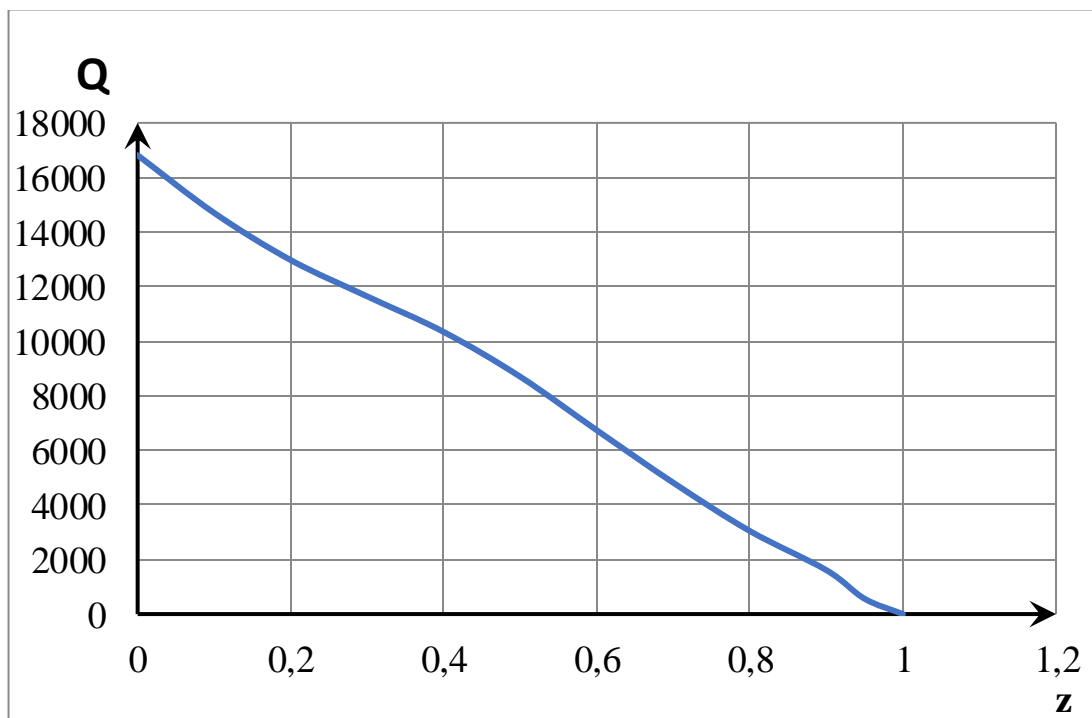


Рисунок 1.17 – Епюра поперечних сил по довжині консолі крила

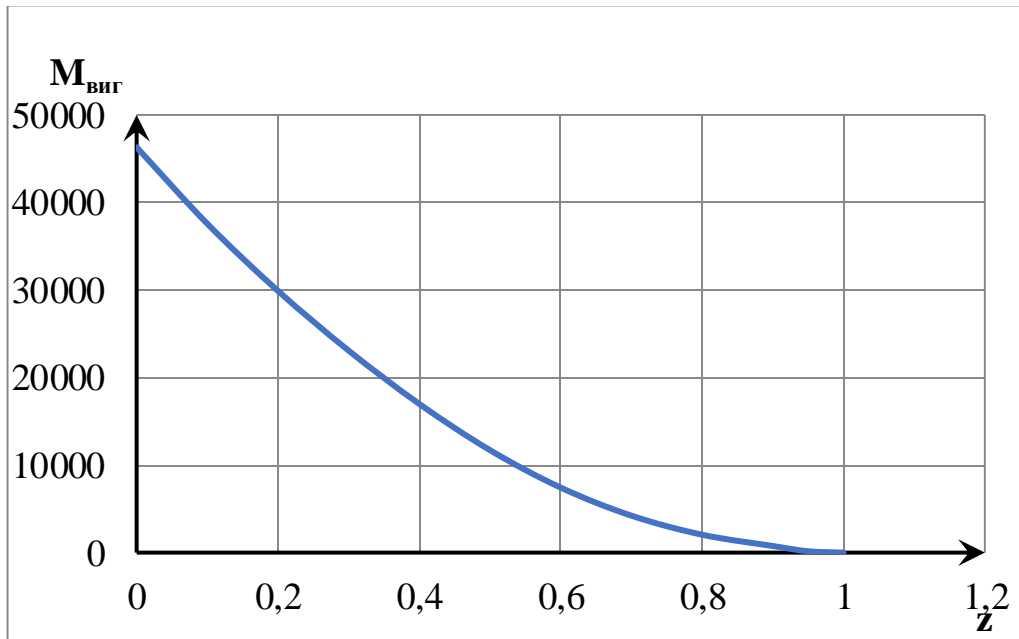


Рисунок 1.18 – Еюра вигинаючих моментів по довжині консолі крила

2.2.6 Розрахунок розподіленого приведенного погонного моменту

При проектуванні крила і його розрахунку на міцність мають бути відомі крутильні моменти у перерізах по довжині крила [11].

У нашому випадку, вибрана ось приведення співпадає з передньою кромкою крила, оскільки крило досліджуваного літака має стріловидність по передній кромці є нульовою [11].

Еюру приведених моментів (рисунок 1.21) можна отримати шляхом інтеграції еюри погонних приведених моментів по довжині крила (рисунок 1.20). Для цього використовуємо формулу 1.52 [11]:

$$M = \int_0^z m(z) dz; \quad (1.52)$$

Розглянутий один з перерізів крила у плані. Ось приведення видно у вигляді точки. Розподілене повітряне навантаження прикладене по лінії центрів тиску, розподілене масове навантаження від ваги крила прикладене по лінії центрів тяжіння крила, розподілене масове навантаження від ваги палива - по лінії центрів тяжіння палива. Навантаження по відношенню до осі приведення розглянуті на рисунку 1.19.

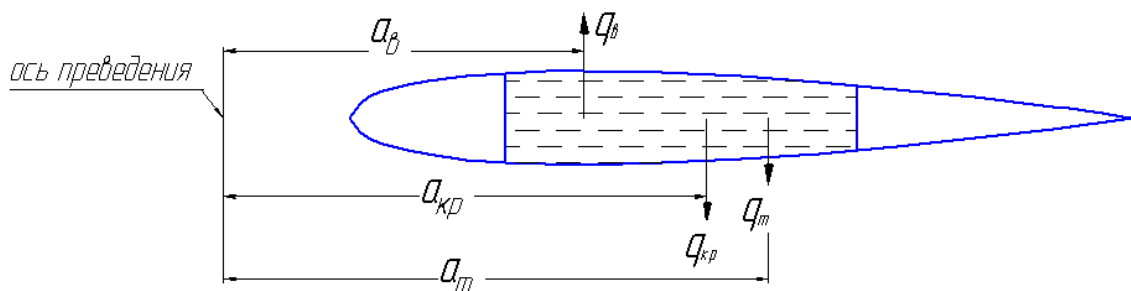


Рисунок 1.19 – Переріз крила

Для знаходження приведених моментів побудована еюра погонних приведених моментів m_z .

$$m_z(z) = q_6 \cdot a_6 - q_{кр} \cdot a_{кр} - q_T \cdot a_T,$$

де $a_6, a_{кр}, a_T$ – відстані від осі приведення до точок прикладення відповідних навантажень (знайдені з креслення).

При визначенні $M_{пр\Sigma}(z)$ від дії розподілених навантажень використовують процедуру чисельної інтеграції. У разі застосування методу трапеції, вирази наберуть вигляду за формулами 1.53 та 1.54 [11]:

$$M_{прi} = M_{прi+1} + \Delta M_{прi}; \quad (1.53)$$

$$M_{пр10} = \Delta M_{пр10};$$

$$M_{пр11} = 0;$$

$$\Delta M_{прi} = \frac{m_{zi} + m_{zi+1}}{2} \cdot \Delta z_i, \quad (1.54)$$

де $i = 9 \dots 1$.

$$\Delta M_{10} = \frac{2 \cdot m_{z10} \cdot \Delta z_i}{3}.$$

Вичислені значення приведених моментів в перерізі консолі крила занесені в таблицю 1.10.

Таблиця 2.10 - Розрахунок погонних приведених моментів

№	\bar{z}_i	$a_B, \text{м}$	$a_{кр}, \text{м}$	$a_T, \text{м}$	$m_z, \text{Н}$	$\Delta M_{пр}, \text{Нм}$	$M_{пр}, \text{Нм}$	$X_Q, \text{м}$
1	0	0,475	0,798	0,855	1507,846	834,833	5117,871	0,3044
2	0,1	0,475	0,798	0,855	1503,029	507,318	4283,038	0,2914
3	0,2	0,475	0,798	0,855	326,644	175,574	3775,72	0,2911
4	0,3	0,475	0,798	0,855	306,573	162,496	3600,146	0,3093
5	0,4	0,475	0,798	0,855	279,477	466,638	3437,65	0,3325
6	0,5	0,475	0,798	0,855	1403,478	761,152	2971,013	0,3417

Кінець табл. 1.10

7	0,6	0,475	0,798	0,855	1341,66	744,012	2209,861	0,3281
8	0,7	0,475	0,798	0,855	1341,66	670,608	1465,849	0,3047
9	0,8	0,475	0,798	0,855	1076,927	511,448	795,241	0,2614
10	0,9	0,475	0,798	0,855	767,637	283,793	283,793	0,1765
11	0,95	0,475	0,798	0,855	413,556	0	0	0
12	1	0,475	0,798	0,855	0	-	-	-

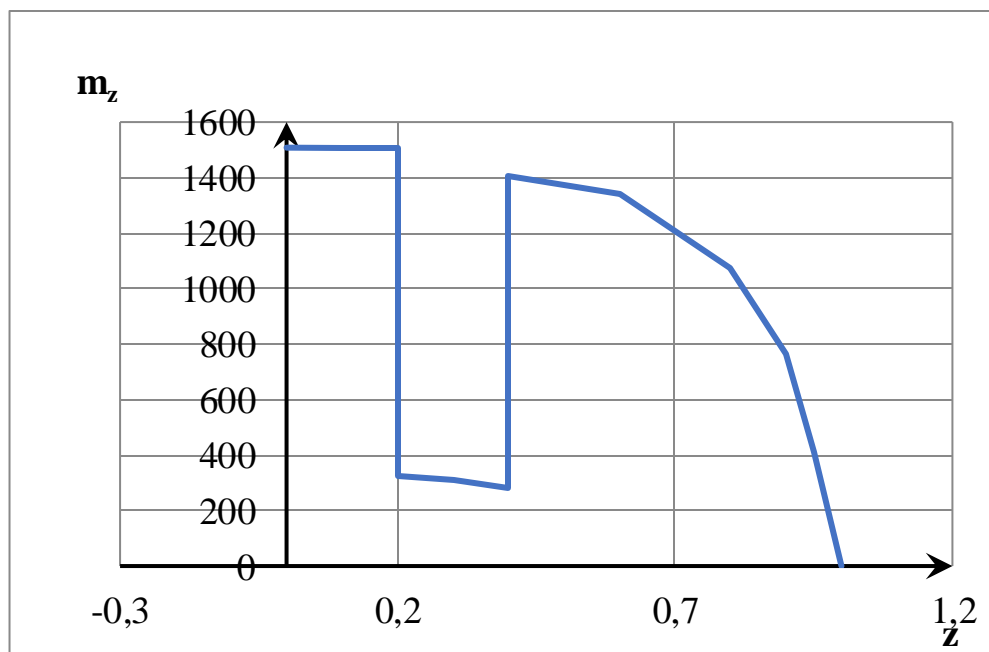


Рисунок 1.20 – Епюра приведених погонних моментів по довжині консолі

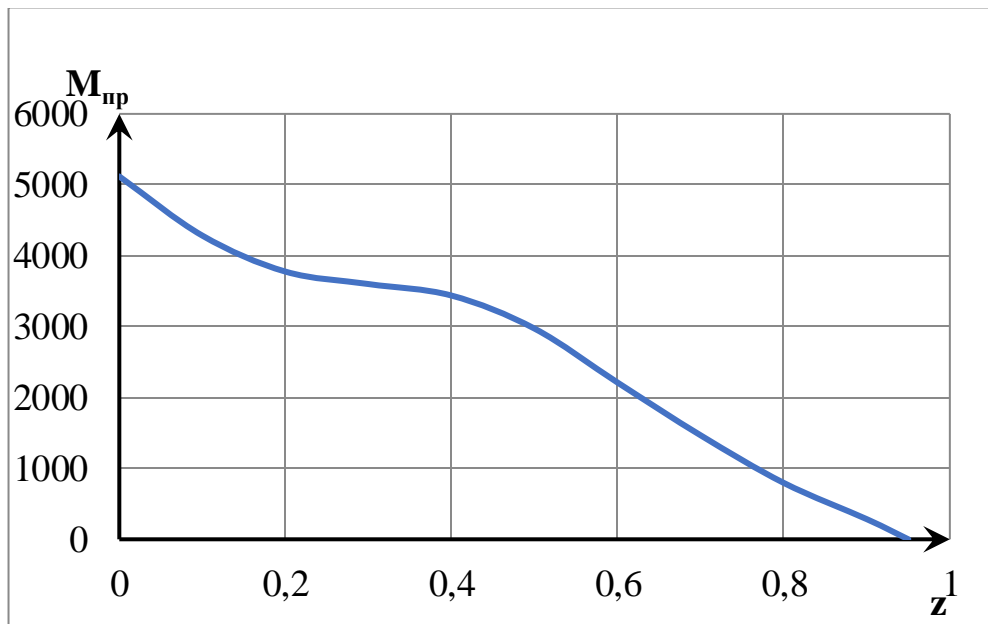


Рисунок 1.21 – Епюра приведених крутильних моментів по довжині консолі

2.2.7 Перевірка правильності побудови епюр по крилу

Виконаємо перевірку знайдених значень поперечних сил, вигинаючи та приведені моменти.

При перевірці паливо рахуємо зосередженого навантаження. Значення поперечної сили в кореновому перерізі (1.55) [11]:

$$Q_{\text{корн}}^{\Sigma} = \frac{n_y^2 \cdot (1,05 \cdot G_{\text{взл}} - G_{\text{кр}})}{2} - \Sigma \left(G_{\text{ш}} + \frac{G_{\text{п}}}{4} \right) \cdot n_y^2; \quad (1.55)$$

При обліку ваги палива в консолі крила, формула має вигляд (1.56):

$$Q_{\text{к}} = \frac{n_y^2 \cdot (1,05 \cdot G_{\text{сам}} - G_{\text{кр}})}{2} - m_{\text{п}} \cdot g \cdot n_y^2; \quad (1.56)$$

Так само виконаємо перевірку правильності розрахунку поперечної сили в кореновому перерізі за теоремою про середнє значення по залежності (1.57):

$$Q_{\text{корн}}^{\Sigma} = q_{y \text{ ср}}^{\Sigma} \cdot L_{\text{к}} - \Sigma \left(G_{\text{ш}} + \frac{G_{\text{п}}}{4} \right) \cdot n_y^2; \quad (1.57)$$

У даному випадку вага палива у навантаження від агрегатів не враховується, оскільки ця величина врахована в сумарному навантаженні.

Величину $q_{y \text{ ср}}^{\Sigma}$ знаходимо як середнє арифметичне значень q_y^{Σ} .

$$Q_{\text{к}} = \frac{3,98 \cdot (1,05 \cdot 9,81 \cdot 1258 - 9,81 \cdot 148,3)}{2} - 83,5 \times \\ \times 9,81 \cdot 3,98 = 19622,51 \text{ Н};$$

$$Q_{\text{корн}}^{\Sigma} = 2665,03 \cdot 6,1 = 16256,67 \text{ Н}.$$

Перевірку правильності епюри вигинаючих моментів можна виконати за теоремі про середнє значення. Тоді величина вигинаючого моменту у кореновому перерізі розраховується за формулою 1.58 [11]:

$$M_x = Q_{cp}^{\Sigma} \cdot L_{конс}; \quad (1.58)$$

Підставивши чисельні значення отримаємо:

$$M_{зг к} = 7660,18 \cdot 6,1 = 46727,11 \text{ Н} \cdot \text{м};$$

Приведений момент, згідно з теоремою про середнє значення в кореновому перерізі, складає:

$$M_{пр к} = m_{z cp} \cdot L_{конс} \pm \sum G_{агр i} \cdot n_y^3 \cdot a_{агр i};$$

Оскільки вага палива в навантаження від агрегатів не враховується, то вираження має вигляд 1.59:

$$M_{пр к} = m_{z cp} \cdot L_{конс}; \quad (1.59)$$

Підставляємо чисельні значення у вираз:

$$M_{пр к} = 855,71 \cdot 6,1 = 5219,82 \text{ Н} \cdot \text{м};$$

Похибки при проведенні розрахунків складають:

$$\Delta Q = \left| \frac{Q_{корн} - Q_0}{Q_{корн}} \right| \cdot 100\% = 2,29\% < 5\%;$$

$$M_{изг к} = \left| \frac{M_{изг к} - M_0}{M_{изг к}} \right| \cdot 100\% = 0,89\% < 5\%;$$

$$M_{пр к} = \left| \frac{M_{пр к} - M_{пр 0}}{M_{пр к}} \right| \cdot 100\% = 1,95\% < 5\%;$$

Перевірка проведена успішно.

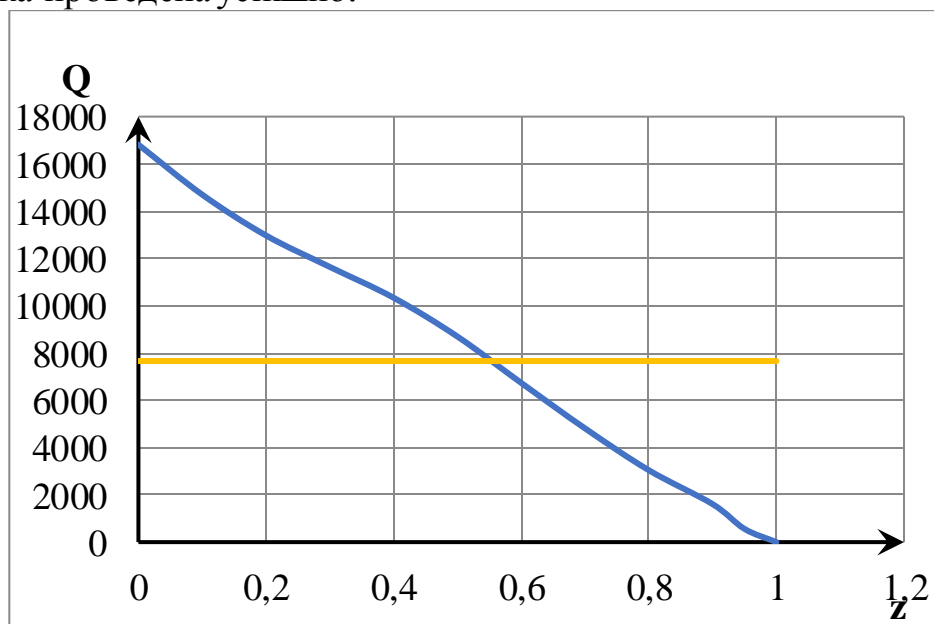


Рисунок 1.22 – Пояснення до визначення вигинаючого моменту у кореновому перерізі крила

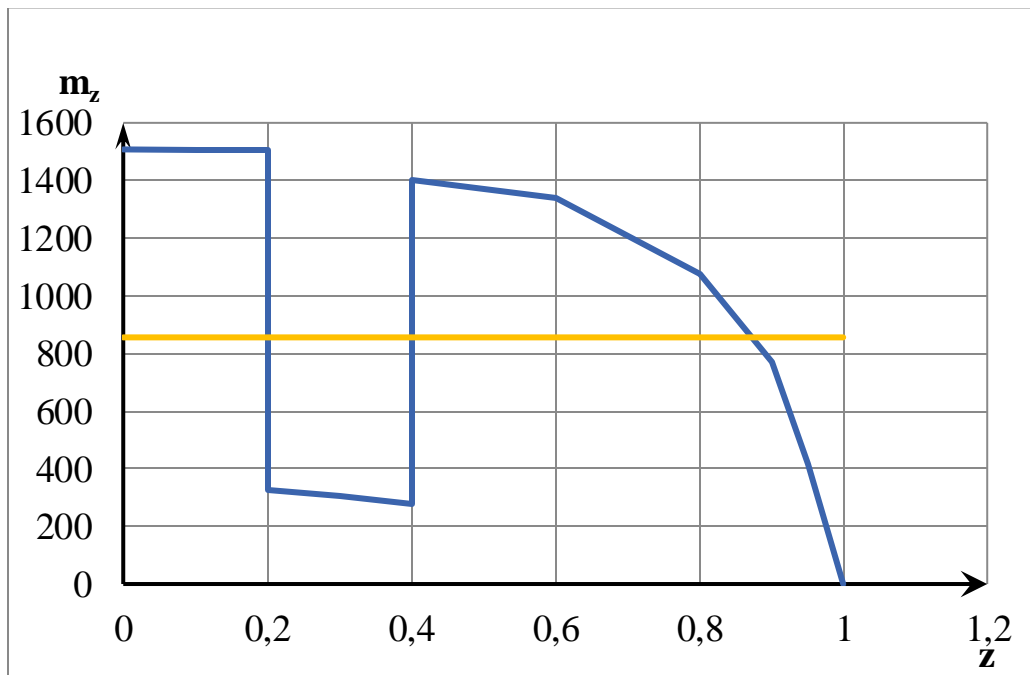


Рисунок 1.23 – Пояснення до визначення приведенного моменту у кореновому перерізі крила

2.3 Висновки

Проведено розрахунок межі допустимих перевантажень та навантажень для досліджуваного літака нормальної категорії відповідно до АП-23.

Розраховано розподілені аеродинамічні навантаження по розмаху та хорді крила.

Розраховано розподілені масові навантаження від ваги конструкції крила та ваги палива по крилу.

Розраховано поперечні сили, вигинаючі моменти та приведені погонні і крутильні моменти по розмаху крила; визначена точка прикладення рівнодійного навантаження в перерізах крила відносно носка профілю.

Побудовані епюри розподілу усіх навантажень, сил і моментів.

3 ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ Й КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЛОНЖЕРОНА ПРОЕКТОВАНОГО ЛІТАКА

3.1 Розробка майстер-геометрії агрегату

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

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

3.2 Визначення навантажень, що діють на агрегат

В роботі виконується розрахунок лонжерону крила літака.

Для розрахунку M і Q для крила, обираємо 3 розрахункові перерізи по довжині лонжерону, вони зображені на рисунку 1.29.

Перший переріз – зона перестиківки центроплана з фюзеляжем;

Другий переріз – місце розташування середньої аеродинамічної хорди;

Третій переріз – на відстані 10% від закінцівки консолі крила.

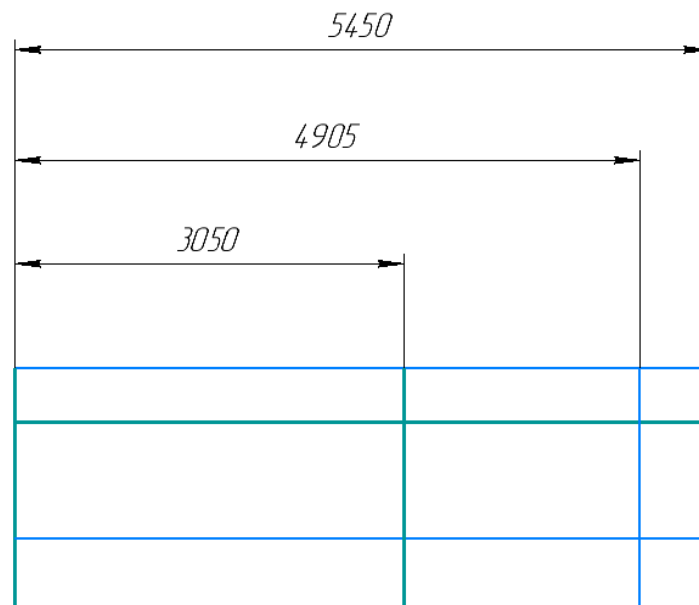


Рисунок 1.24 – Перерізи консолі крила

Основні параметри літака, розраховані в розрахунково-графічний роботі «Визначення параметрів літака», занесено до таблиці 1.11.

Основні параметри перерізів розраховано та занесено до таблиці 1.12.

Таблиця 3.11 – Основні параметри літака

m_0 , КГ	1260
$m_{кр}$, КГ	148,3
b_k , М	1,9
$S_{кр}$, М ²	23,185
b_0 , М	1,9
H_1 , М	0,265
H_2 , М	0,165
n^p	6
f	1,5

Таблиця 3.12 – Основні параметри перерізів

	Перший переріз	Другий переріз	Третій переріз
$S_{отс}$, М ²	10,355	4,56	1,036
$l_{отс}$, М	5,450	2,4	0,545
$z_{отс}$, М	2,725	1,2	0,273
m_i , КГ	167	0	0
z_i , М	1,198	0	0

3.3 Визначення згинального моменту і поперечної сили, що діють на лонжерон в розрахункових перетинах.

$$Q = n^3 \cdot f \cdot \left(\frac{S_{отс}}{S} \cdot (m_0 - m_{кр}) \cdot g - m_i \cdot g \right). \quad (1.60)$$

$$M = n^3 \cdot f \cdot \left(\frac{S_{отс}}{S} \cdot (m_0 - m_{кр}) \cdot g \cdot z_{отс} - m_i \cdot g \cdot z_i \right). \quad (1.61)$$

Підставляють числа та проводять розрахунок по всім трьом перерізам.

Перший переріз:

$$Q = 6 \cdot 1,5 \cdot \left(\frac{10,355}{23,185} \cdot (1260 - 148,3) \cdot 9,81 - 167 \cdot 9,81 \right);$$

$$Q = 20972,582 \text{ Н.}$$

$$M = 6 \cdot 1,5 \cdot \left(\frac{10,355}{23,185} \cdot (1260 - 148,3) \cdot 9,81 \cdot 2,725 - 167 \cdot 9,81 \cdot 1,198 \right);$$

$$M = 73374,997 \text{ Н} \cdot \text{м.}$$

Другий переріз:

$$Q = 6 \cdot 1,5 \cdot \left(\frac{4,56}{23,185} \cdot (1260 - 148,3) \cdot 9,81 \right) = 21812,62 \text{ Н.}$$

$$M = 6 \cdot 1,5 \cdot \left(\frac{4,56}{23,185} \cdot (1260 - 148,3) \cdot 9,81 \cdot 0 \right) = 26175,15 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

Третій переріз:

$$Q = 6 \cdot 1,5 \cdot \left(\frac{1,036}{23,185} \cdot (1260 - 148,3) \cdot 9,81 \right) = 3032,41 \text{ Н}.$$

$$M = 6 \cdot 1,5 \cdot \left(\frac{1,036}{23,185} \cdot (1260 - 148,3) \cdot 9,81 \cdot 0 \right) = 826,33 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

Результати розрахунку поперечної сили Q та згинального моменту M по всім трьом перерізам занесені до таблиці 1.3.

Таблиця 3.13 – Навантаження, які діють по трьом перерізам крила

	Перший переріз	Другий переріз	Третій переріз	Розмірність
Згинальний момент, M	73374,99	26175,15	826,33	Н·м
Перерізувача сила, Q	20972,582	21812,62	3032,41	Н
Габаритна висота лонжерону, H	0,265			м

3.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату

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

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

3.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів агрегату в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу

3.5.1 Проектування поясів балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси та заданого ресурсу

Для проектувального розрахунку, проводимо по руйнівним навантаженням, на етапі визначення параметрів поясів і стінки, при великих значеннях відношення висоти к товщині лонжерону можемо вважати, що згинальний момент сприймається тільки поясами лонжерону, перерізуюча сила – тільки стінкою, підкріпленою стінками [12].

При відомому конструкційному матеріалі потрібно назначити величину рівня розрахункових навантажень σ_p по даним, приведеними в таблиці 2.1 [12].

Таблиця 3.14 – Величини розрахункових напружень в поясах лонжеронів з урахуванням їх ресурсу

Ресурс в польотах	Нижній пояс, МПа	Верхній пояс, МПа
10000	360	430
20000	300	360
40000	255	306
60000	230	275

Для ресурсу в 40000 польотів значення напруги для нижнього поясу $\sigma_n = 255$ МПа, для верхнього поясу $\sigma_v = 306$ МПа.

За формулою 1.73 розраховуємо співвідношення:

$$\frac{\sigma_p}{\sigma_v}, \quad (1.62)$$

де σ_v - для сплаву Д16Т дорівнює 435 МПа [12].

Для нижнього поясу:

$$\frac{\sigma_p}{\sigma_v} = \frac{255 \cdot 10^6}{435 \cdot 10^6} = 0,59.$$

Для верхнього поясу:

$$\frac{\sigma_p}{\sigma_v} = \frac{306 \cdot 10^6}{435 \cdot 10^6} = 0,7.$$

По заданому рівню розрахункових навантажень потрібно визначити з урахуванням даних, представлених на рисунках 1.30 та 1.31 максимальне відношення $\frac{b}{\delta}$, так як при максимальному $\frac{b}{\delta}$, величина $\frac{b}{H}$ буде мінімальною, а це значить що і мінімальною вийде маса поясу лонжерону.

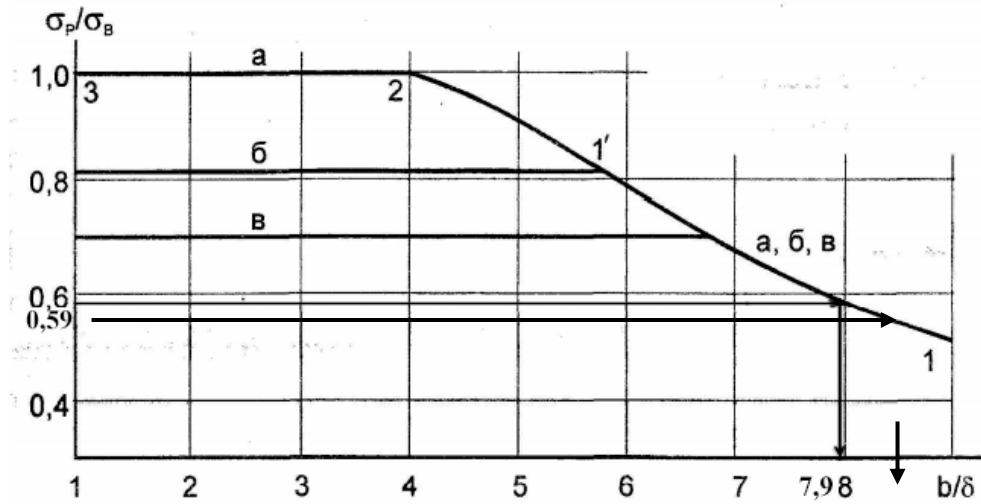


Рисунок 1.25 – Рівень розрахункових напруг для нижнього (розтягнутого пояса) лонжерона (матеріал Д16Т, $\sigma_B = 440$ МПа)

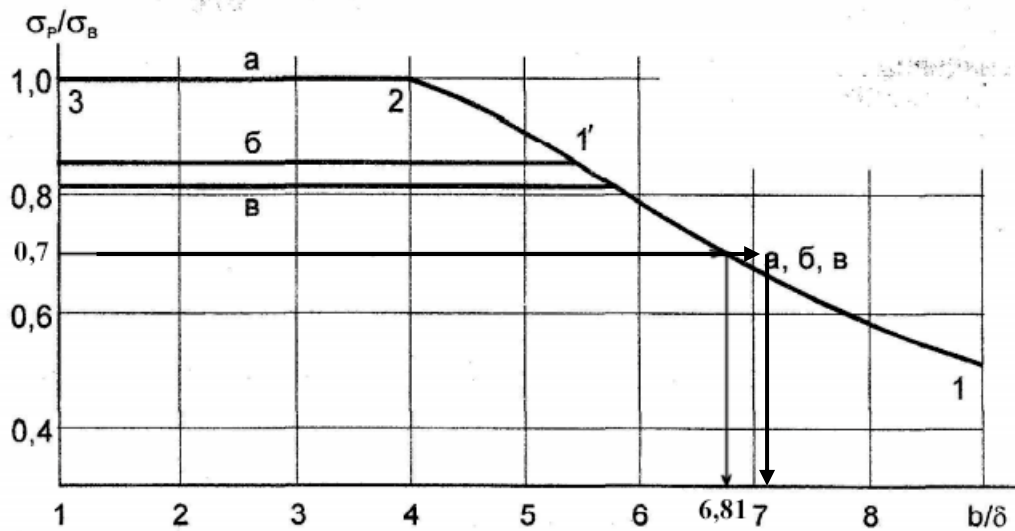


Рисунок 1.26 – Рівень розрахункових напруг для верхнього (зжатого пояса) лонжерона (матеріал Д16Т, $\sigma_B = 440$ МПа)

За рисунками 1.26 та 1.27 знайдено, що для верхнього та нижнього поясів $\frac{b}{\delta}$ дорівнює 6,81 і 7,9 відповідно [12].

За формулою 1.74 для двотаврового перетину [12]:

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = -\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 \cdot b/\delta} \quad (1.63)$$

Визначають величини правих частин для нижнього та верхнього поясів лонжерону [12].

Переріз 1.

Для нижнього поясу:

$$-\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 \cdot b/\delta} = -3942851 \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0.59} \cdot \frac{1}{2 \cdot 7,9} =$$

$$= -0,0009786.$$

Для верхнього поясу:

$$-\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 \cdot b/\delta} = -3942851 \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0.7} \cdot \frac{1}{2 \cdot 6,81} =$$

$$= -0,000946.$$

Переріз 2.

Для нижнього поясу:

$$-\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 \cdot b/\delta} = -1406538 \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0.59} \cdot \frac{1}{2 \cdot 7,9} =$$

$$= -0,0003491.$$

Для верхнього поясу:

$$-\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 \cdot b/\delta} = -1406538 \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0.7} \cdot \frac{1}{2 \cdot 6,81} =$$

$$= -0,0003374.$$

Переріз 3.

Для нижнього поясу:

$$-\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 \cdot b/\delta} = -44403 \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0.59} \cdot \frac{1}{2 \cdot 7,9} =$$

$$= -0,0000011.$$

Для верхнього поясу:

$$-\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 \cdot b/\delta} = -44403 \cdot \frac{1}{435000000} \cdot \frac{1}{0.7} \cdot \frac{1}{2 \cdot 6,81} =$$

$$= -0,00000106.$$

Праві частини формули (1.63) порівнюємо до лівих [12]:

Переріз 1.

Нижній пояс лонжерону:

$$-\left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2}\right) = 0,0009786.$$

Верхній пояс лонжерону:

$$-\left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2}\right) = 0,000946.$$

Переріз 2.

Нижній пояс лонжерону:

$$-\left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2}\right) = 0,0003491.$$

Верхній пояс лонжерону:

$$-\left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2}\right) = 0,0003374.$$

Переріз 3.

Нижній пояс лонжерону:

$$-\left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2}\right) = 0,0000011.$$

Верхній пояс лонжерону:

$$-\left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2}\right) = 0,00000106.$$

За графіком на рисунку 1.32 – 1.34 маючи величини $-\left(\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2}\right)$, знаходимо відношення $\frac{\delta}{H}$.

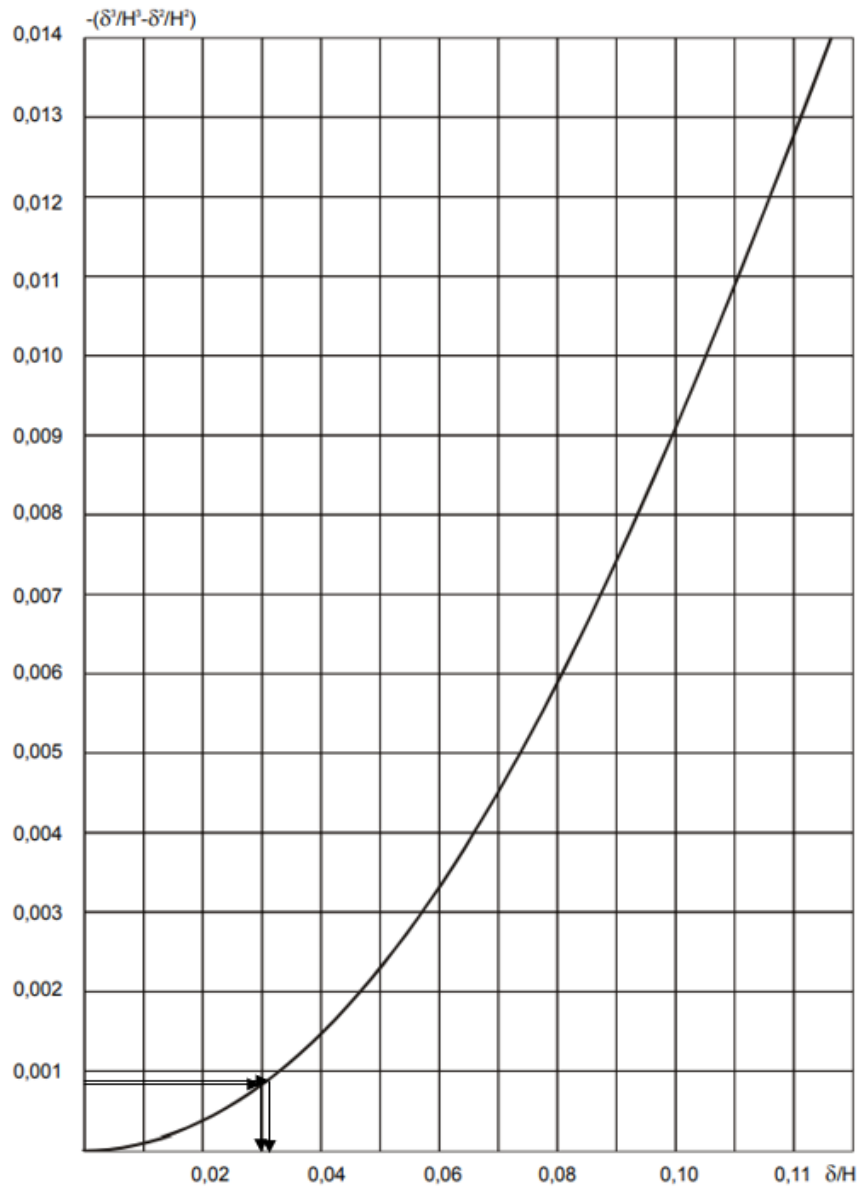


Рисунок 1.27 – Графічне визначення $\frac{\delta}{H}$ по правій частині рівняння для першого перерізу.

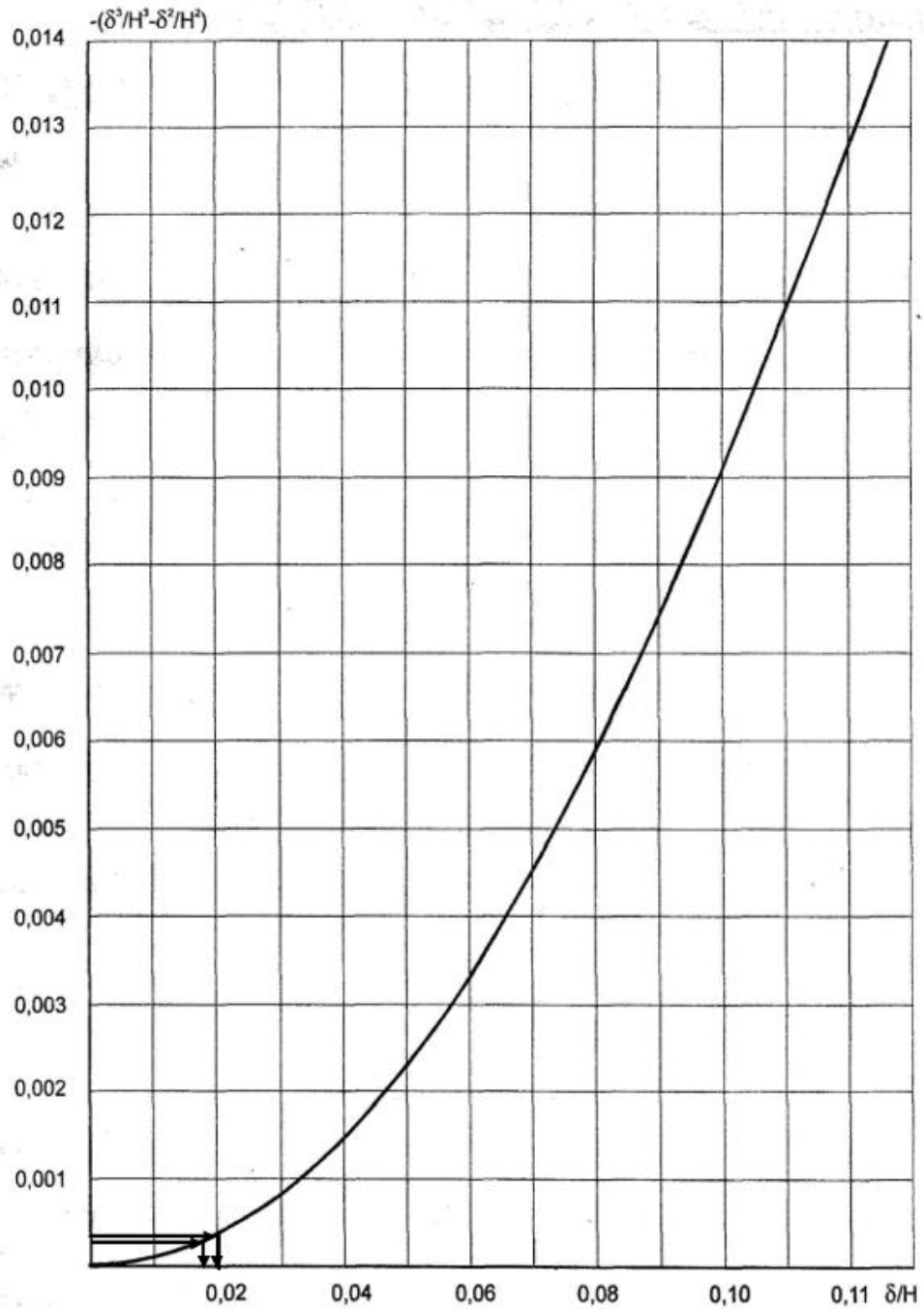


Рисунок 1.28 – Графічне визначення $\frac{\delta}{H}$ по правій частині рівняння для другого перерізу.

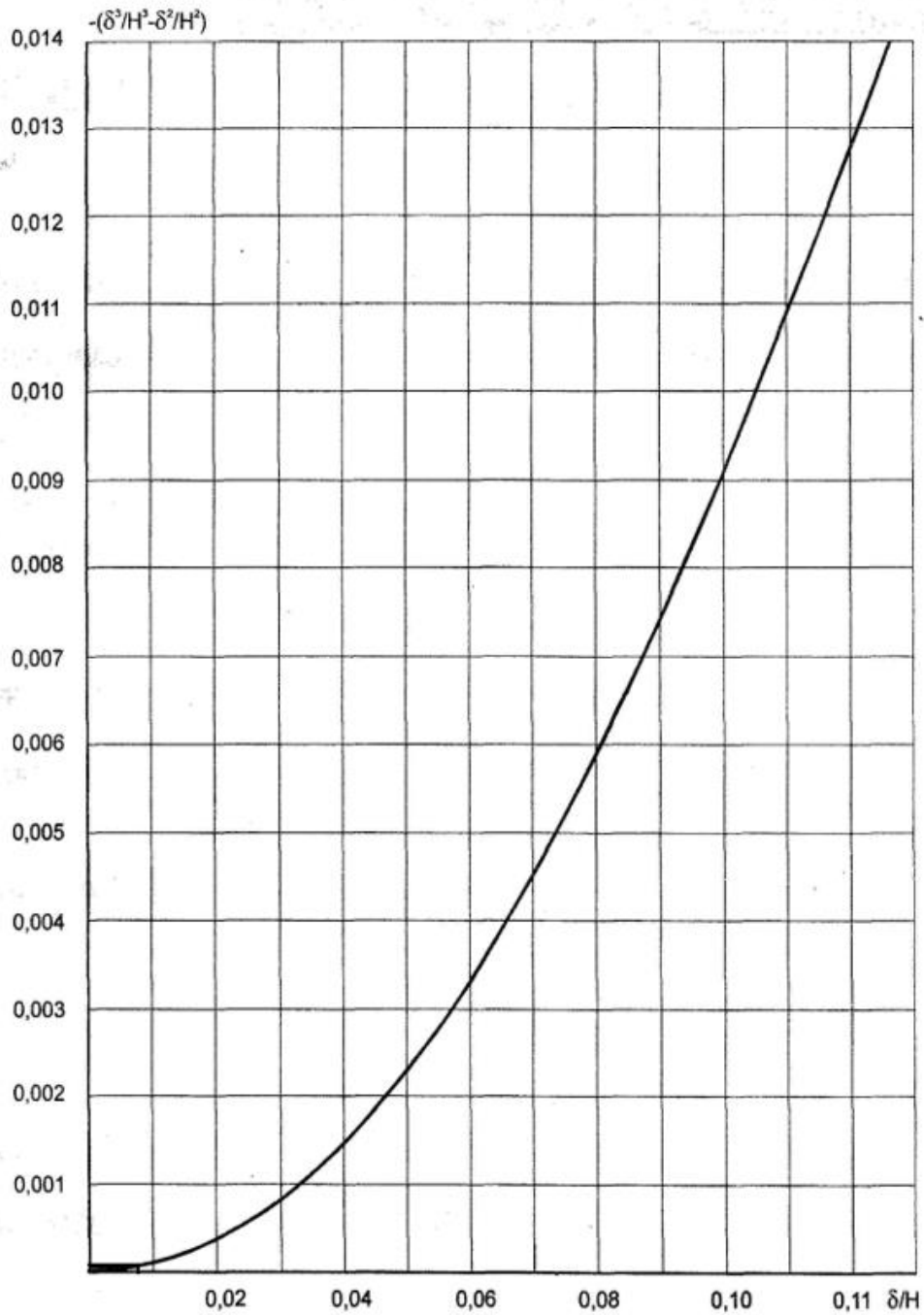


Рисунок 1.29 – Графічне визначення $\frac{\delta}{H}$ по правій частині рівняння для третього перерізу.

Переріз 1:

Для нижнього поясу лонжерона $\frac{\delta_H}{H} = 0,03$.

Для верхнього поясу лонжерона $\frac{\delta_H}{H} = 0,032$.

Переріз 2:

Для нижнього поясу лонжерона $\frac{\delta_H}{H} = 0,02$.

Для верхнього поясу лонжерона $\frac{\delta_H}{H} = 0,017$.

Переріз 3:

Для нижнього поясу лонжерона $\frac{\delta_H}{H} = 0,008$.

Для верхнього поясу лонжерона $\frac{\delta_B}{H} = 0,006$.

Так як H задано для 3-х перерізів, то наступним кроком визначаємо δ

Переріз 1:

$$\delta_H = 0,00795 \text{ м}, \delta_B = 0,00848 \text{ м.}$$

Переріз 2:

$$\delta_H = 0,0053 \text{ м}, \delta_B = 0,0045 \text{ м.}$$

Переріз 3:

$$\delta_H = 0,00212 \text{ м}, \delta_B = 0,00159 \text{ м.}$$

де δ_H і δ_B – товщини нижнього та верхнього поясів.

Знаходять ширину полиці b за попередніми розрахунками максимальних відношеннях $\frac{b}{\delta}$ для нижнього та верхнього поясів та отриманих для них значень товщин δ_H та δ_B [12].

Переріз 1.

Для нижнього поясу:

$$\frac{b_H}{0,00795} = 7,9;$$

$$b_H = 0,0628 \text{ м.}$$

Для верхнього поясу:

$$\frac{b_B}{0,00848} = 6,81;$$

$$b_B = 0,0577 \text{ м.}$$

Переріз 2.

Для нижнього поясу:

$$\frac{b_H}{0,0053} = 7,9;$$

$$b_H = 0,0419 \text{ м.}$$

Для верхнього поясу:

$$\frac{b_B}{0,0045} = 6,81;$$

$$b_B = 0,0306 \text{ м.}$$

Переріз 3.

Для нижнього поясу:

$$\frac{b_H}{0,00212} = 7,9;$$

$$b_H = 0,0167 \text{ м.}$$

Для верхнього поясу:

$$\frac{b_B}{0,00159} = 6,81;$$

$$b_B = 0,0108 \text{ м.}$$

Переріз 1:

$$435 \cdot 0,0016 \cdot 10^6 \geq 435 \cdot 0,0008 \cdot 10^6$$

$$0,696 \cdot 10^6 \geq 0,348 \cdot 10^6$$

Умова жорсткості нижнього поясу:

$$\left(\frac{0,00795}{\delta_L}\right)^2 \geq 6 \dots 8$$

$$7,95^2 \geq 6 \dots 8$$

$$63 \geq 6 \dots 8$$

Умова жорсткості верхнього поясу:

$$\left(\frac{0,00848}{\delta_L}\right)^2 \geq 6 \dots 8$$

$$8,48^2 \geq 6 \dots 8$$

$$71,91 \geq 6 \dots 8$$

Умова технологічності $\delta_L \geq 3.0$ мм для дюралюмінієвих сталей.

Переріз 2:

$$435 \cdot 0,0016 \cdot 10^6 \geq 435 \cdot 0,0008 \cdot 10^6$$

$$0,696 \cdot 10^6 \geq 0,348 \cdot 10^6$$

Умова жорсткості нижнього поясу:

$$\left(\frac{0,0053}{\delta_L}\right)^2 \geq 6 \dots 8$$

$$5,3^2 \geq 6 \dots 8$$

$$28,1 \geq 6 \dots 8$$

Умова жорсткості верхнього поясу:

$$\left(\frac{0,0045}{\delta_l}\right)^2 \geq 6 \dots 8$$

$$4,505^2 \geq 6 \dots 8$$

$$20,29 \geq 6 \dots 8$$

Умова технологічності $\delta_l \geq 3.0$ мм для дюралюмінієвих сталей.

3.5.2 Вибір основних параметрів стінок та стійок лонжерона

Знаходять положення центрів тяжкості верхнього та нижнього поясів. Відстань між ними визначить ефективну висоту балки $h_{\text{эф}}$.

Ефективна висота балки $h_{\text{эф}}$ розраховується за формулою 1.75:

$$h_{\text{эф}} = H - \left(\frac{\delta_B}{2} + \frac{\delta_H}{2}\right). \quad (1.64)$$

Переріз 1:

$$h_{\text{эф}} = 0,265 - \left(\frac{0,00848}{2} + \frac{0,00795}{2}\right) = 0,257 \text{ м.}$$

Переріз 2:

$$h_{\text{эф}} = 0,265 - \left(\frac{0,0045}{2} + \frac{0,0053}{2}\right) = 0,260 \text{ м.}$$

Переріз 3:

$$h_{\text{эф}} = 0,265 - \left(\frac{0,00159}{2} + \frac{0,00212}{2}\right) = 0,263 \text{ м.}$$

Знаходять параметр навантаження на балку за формулою 1.76:

$$\frac{\sqrt{Q}}{h_{\text{эф}}}. \quad (1.65)$$

Переріз 1:

$$\frac{\sqrt{Q_1}}{h_{\text{эф}1}} = \frac{\sqrt{20972,58}}{0,257} = 563,97 \sqrt{\text{Н}}/\text{м.}$$

Переріз 2:

$$\frac{\sqrt{Q_2}}{h_{\text{эф}2}} = \frac{\sqrt{21812,62}}{0,260} = 567,83 \sqrt{\text{Н}}/\text{м.}$$

Переріз 3:

$$\frac{\sqrt{Q_3}}{h_{\text{эф}3}} = \frac{\sqrt{3032,41}}{0,263} = 209,26 \sqrt{\text{Н}}/\text{м.}$$

Вибір основних параметрів стінок і стійок балочних лонжеронів базується на залежностях приведених на рисунку 1.35 – 1.37.

За рисунком 1.35 – 1.37 знаходять τ_p - максимальна корисна напруга зсуву, яку можливо отримати при даному параметрі навантаження у випадку рівномірної конструкції (стінка та стійка руйнуються одночасно) [12].

1 - матеріал Д16Т, $\sigma_B = 440$ МПа, 2 - матеріал В95Т, $\sigma_B = 505$ МПа.

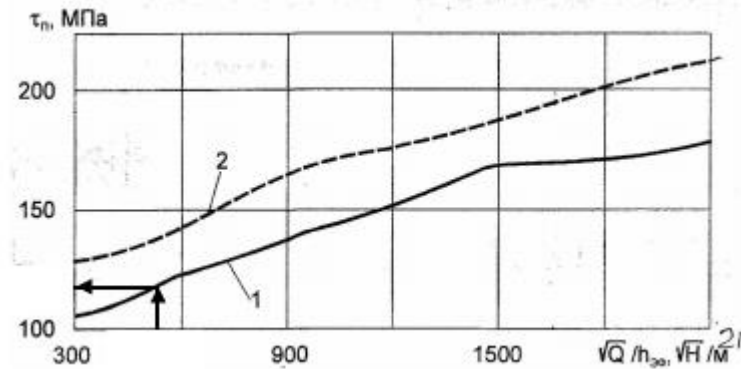


Рисунок 1.30 – Залежність максимальної корисної напруги зсуву від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (перший переріз)

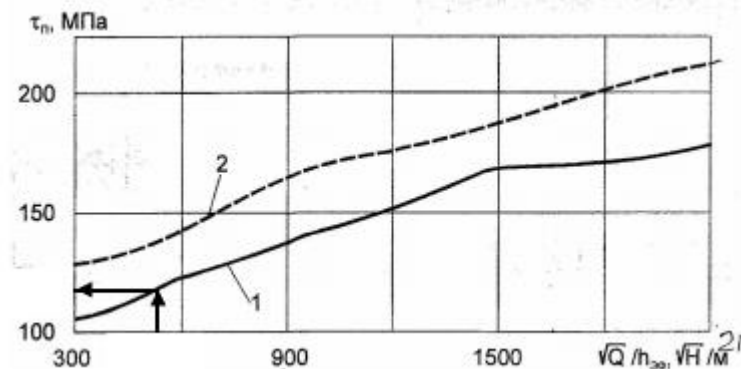


Рисунок 1.31 – Залежність максимальної корисної напруги зсуву від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (другий переріз)

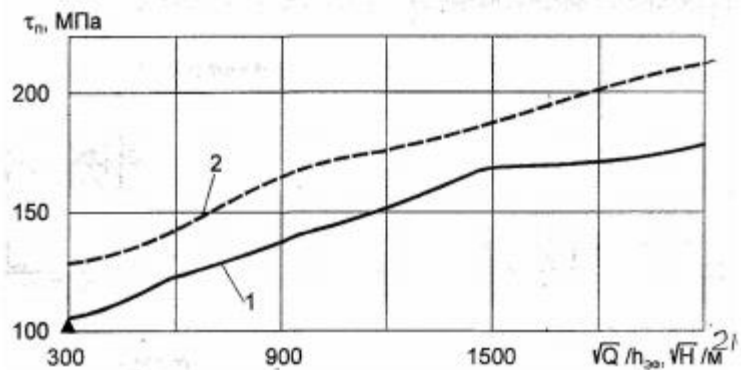


Рисунок 1.32 – Залежність максимальної корисної напруги зсуву від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (третій переріз)

$\tau_{п1}=117$ МПа; $\tau_{п2}=119$ МПа; $\tau_{п3}=105$ МПа.

За рисунком 1.38 – 1.40 знаходять відношення $\frac{h_{эф}}{\delta_{факт}}$, завдяки якому отримаємо максимальну потрібну товщину стінки [12].

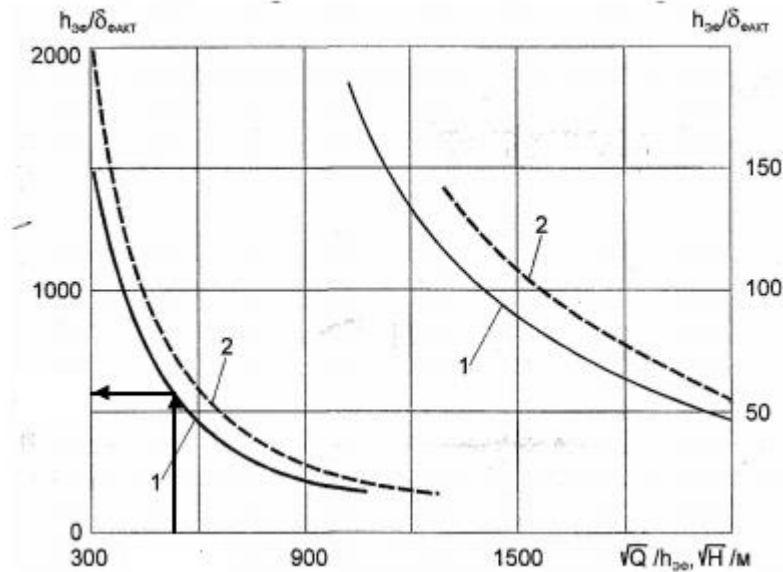


Рисунок 1.33 – Залежність відношення ефективної висоти балки від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (перший переріз)

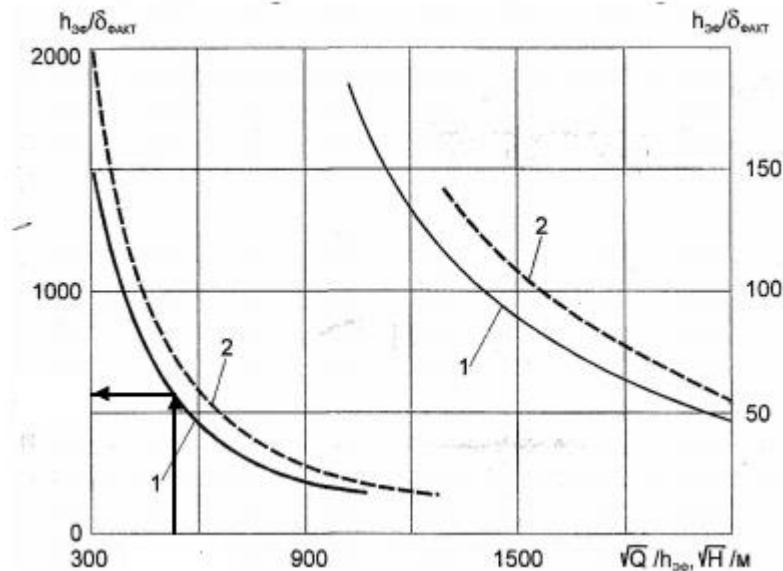


Рисунок 1.34 – Залежність відношення ефективної висоти балки від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (другий переріз)

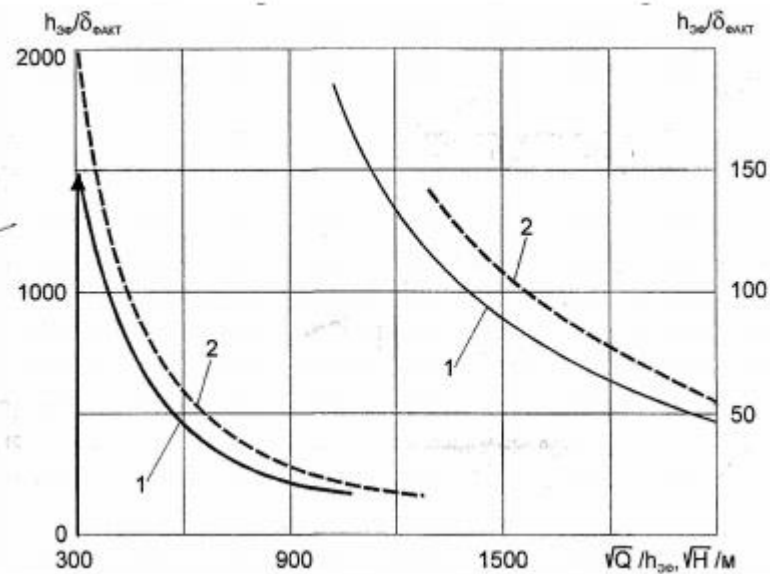


Рисунок 1.35 – Залежність відношення ефективної висоти балки від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (третій переріз)

$$\frac{h_{эф1}}{\delta_{факт1}} = 670; \delta_{факт1} = 0,383 \cdot 10^{-3} \text{ м} \approx 4 \text{ мм};$$

$$\frac{h_{эф2}}{\delta_{факт2}} = 670; \delta_{факт2} = 0,388 \cdot 10^{-3} \text{ м} \approx 4 \text{ мм};$$

$$\frac{h_{эф3}}{\delta_{факт3}} = 1500; \delta_{факт3} = 0,175 \cdot 10^{-3} \text{ м} \approx 3 \text{ мм}.$$

Мінімальна допустима товщина стінки дорівнює 8 мм, тому для всіх перерізів приймаємо $\delta_{факт} = 8 \text{ мм}$;

За рисунком 1.41 – 1.43 знаходять оптимальний шаг стійок $\frac{t}{h_{эф}}$:

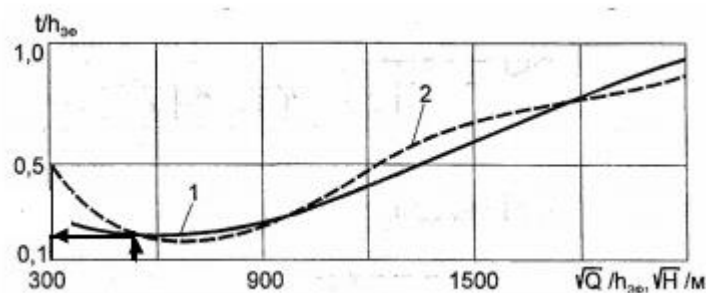


Рисунок 1.36 – Залежність відношення кроку стійок до ефективної висоти балки від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (перший переріз)

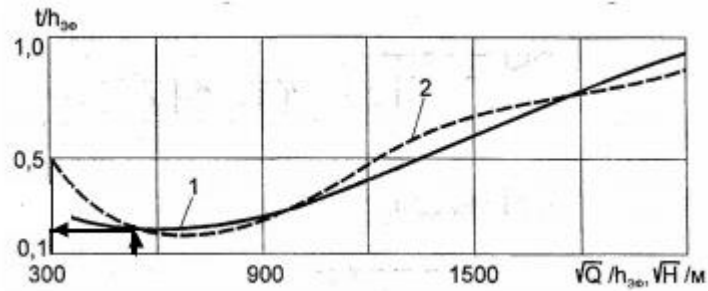


Рисунок 1.37 – Залежність відношення кроку стійок до ефективної висоти балки від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (другий переріз)

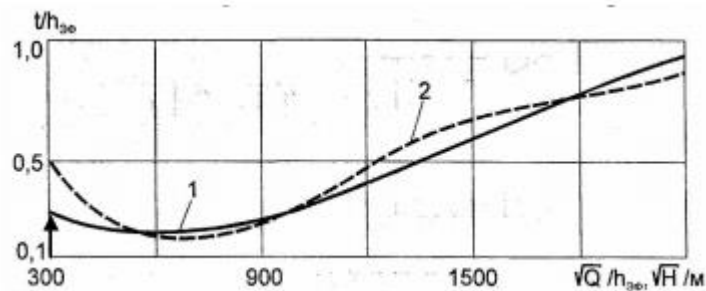


Рисунок 1.38 – Залежність відношення кроку стійок до ефективної висоти балки від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (третій переріз)

$$\frac{t_1}{h_{эф1}} = 0.17; t_1 = 0.17 \cdot 0,233 = 0.0436 \text{ м};$$

$$\frac{t_1}{h_{эф1}} = 0.17; t_1 = 0.17 \cdot 0,235 = 0.0442 \text{ м};$$

$$\frac{t_1}{h_{эф1}} = 0.25; t_1 = 0.25 \cdot 0,263 = 0.0657 \text{ м}.$$

За рисунком 1.44 - 1.46 знаходять значення відносної затрати матеріалу стійки на стінку $\alpha = \frac{F_{ст}}{t \cdot \delta_{факт}}$, а за нею – знаходять потрібну площу перерізу стійки за формулою 1.77 [12]:

$$F_{ст} = \alpha \cdot t \cdot \delta_{факт}. \quad (1.66)$$

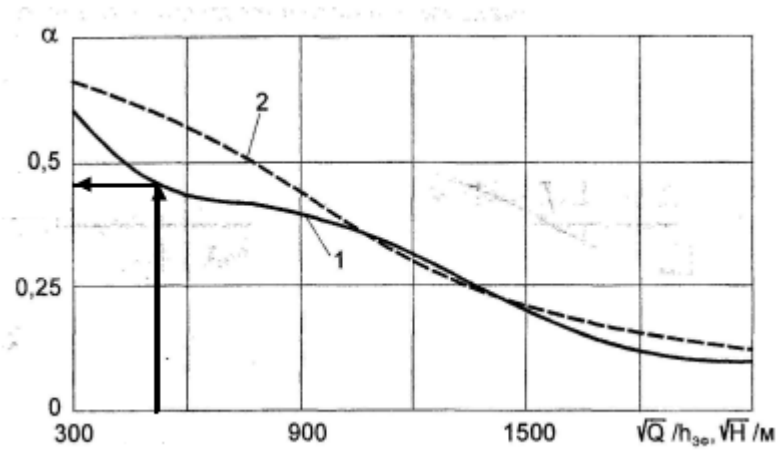


Рисунок 1.39 – Залежність оптимальної витрати матеріалу стійки на стінку від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (перший переріз)

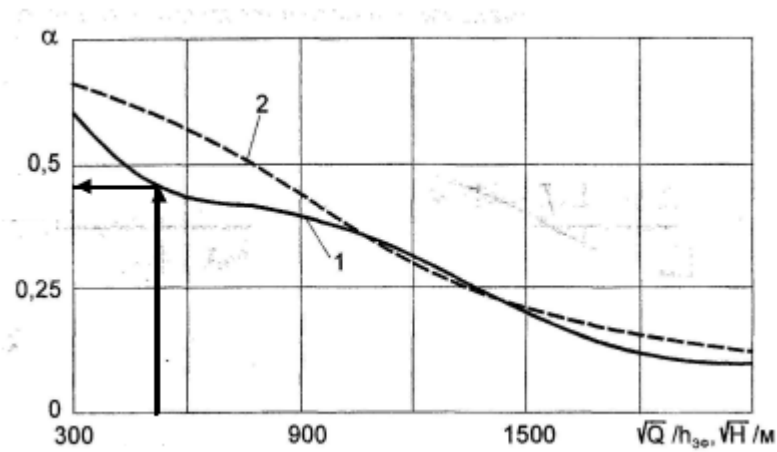


Рисунок 1.40 – Залежність оптимальної витрати матеріалу стійки на стінку від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (другий переріз)

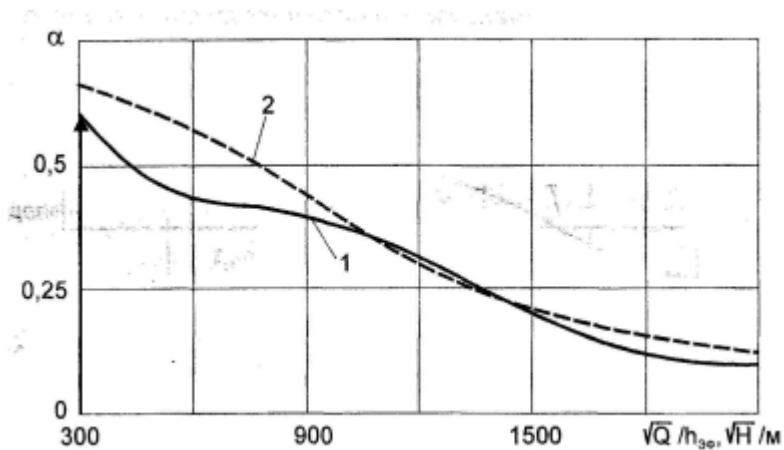


Рисунок 1.41 – Залежність оптимальної витрати матеріалу стійки на стінку від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (третій переріз)

$$\alpha_1 = 0.46; F_{\text{CT1}} = 0.46 \cdot 0,0436 \cdot 0,0008 = 16,06 \text{ мм}^2;$$

$$\alpha_2 = 0.46; F_{\text{CT2}} = 0.46 \cdot 0,0442 \cdot 0,0008 = 16,27 \text{ мм}^2;$$

$$\alpha_3 = 0.75; F_{\text{CT3}} = 0.75 \cdot 0.0657 \cdot 0,0008 = 39,47 \text{ мм}^2.$$

За рисунком 1.47 – 1.49 знаходять оптимальне значення відношення товщини лапки стойки до товщини стінки та визначають потрібне значення товщини лапки приєднаної до стінки δ_{CT} . Товщина полиці стійки перпендикулярної до стінки повинна бути $\delta_{\text{CT}} \geq 0.67\delta_{\text{CT}}$ [12].

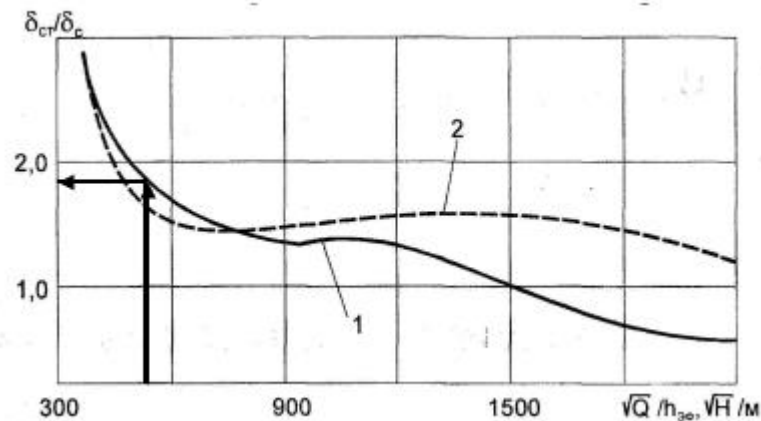


Рисунок 1.42 – Залежність оптимального відношення товщини стійки до товщини стінки від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (перший переріз)

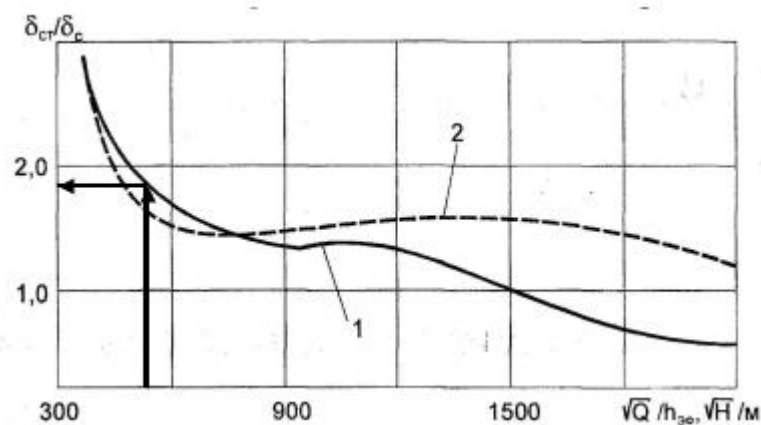


Рисунок 1.43 – Залежність оптимального відношення товщини стійки до товщини стінки від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (другий переріз)

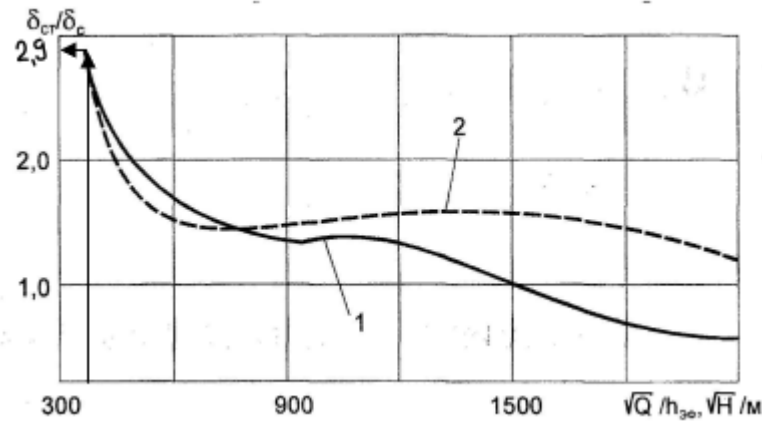


Рисунок 1.44 – Залежність оптимального відношення товщини стійки до товщини стінки від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (третій переріз)

$$\frac{\delta_{ст1}}{\delta_{c1}} = 1,95; \delta_{ст1} = 1,95 \cdot 0,0008 = 1,56 \cdot 10^{-3} \text{ м};$$

$$\delta'_{ст1} \geq 0,67 * 1,56 * 10^{-3} = 1,045 * 10^{-3} \text{ м};$$

$$\frac{\delta_{ст2}}{\delta_{c2}} = 1,95; \delta_{ст2} = 1,95 \cdot 0,0008 = 1,56 \cdot 10^{-3} \text{ м};$$

$$\delta'_{ст2} \geq 0,67 * 1,56 * 10^{-3} = 1,045 * 10^{-3} \text{ м};$$

$$\frac{\delta_{ст3}}{\delta_{c3}} = 2,9; \delta_{ст3} = 2,9 \cdot 0,0008 = 2,32 \cdot 10^{-3} \text{ м};$$

$$\delta'_{ст3} \geq 0,67 * 2,32 * 10^{-3} = 1,554 * 10^{-3} \text{ м}.$$

Знаючи потребуючі площини стійки $F_{ст}$ та її товщини $\delta_{ст}$, $\delta_{ст}$ вибирається нормаль профіля для кожного з перерізів. По сортаменту [1, с. 65] підбирається найближча в сторону збільшення.

Для перерізу 1: профіль Д16-Т-ПР100-1.

Характеристики $F = 23,4 \text{ мм}^2$; $H = B = 12 \text{ мм}$; $S = 1 \text{ мм}$.

Для перерізу 2: профіль Д16-Т-ПР100-1.

Характеристики $F = 23,4 \text{ мм}^2$; $H = B = 12 \text{ мм}$; $S = 1 \text{ мм}$.

Для перерізу 3: профіль Д16-Т-ПР100-1.

Характеристики $F = 23,4 \text{ мм}^2$; $H = B = 12 \text{ мм}$; $S = 1 \text{ мм}$.

Відповідно трохи більше розрахункових, площа та товщина полиці стійки, перпендикулярної до стінки. Товщина лапки стійки, що приєднується до стійки трохи менша розрахункової оскільки використання даних профілей є доцільним.

Після того як остаточно вибрана нормаль стійки, визначають фактичний шаг стійки 1.68:

$$t_{\text{факт}} = \frac{F_{\text{ст.факт}}}{\alpha \cdot \delta_{\text{факт}}}. \quad (1.67)$$

$$t_{\text{факт1}} = \frac{23,4}{0,46 \cdot 0,8} = 63,58 \text{ мм};$$

$$t_{\text{факт2}} = \frac{23,4}{0,46 \cdot 0,8} = 63,58 \text{ мм};$$

$$t_{\text{факт3}} = \frac{23,4}{0,75 \cdot 0,8} = 39 \text{ мм};$$

Такий вибір параметрів балки забезпечує стойку з прийнятним моментом інерції.

3.5.3 Проектування сполучних швів збірних лонжеронів

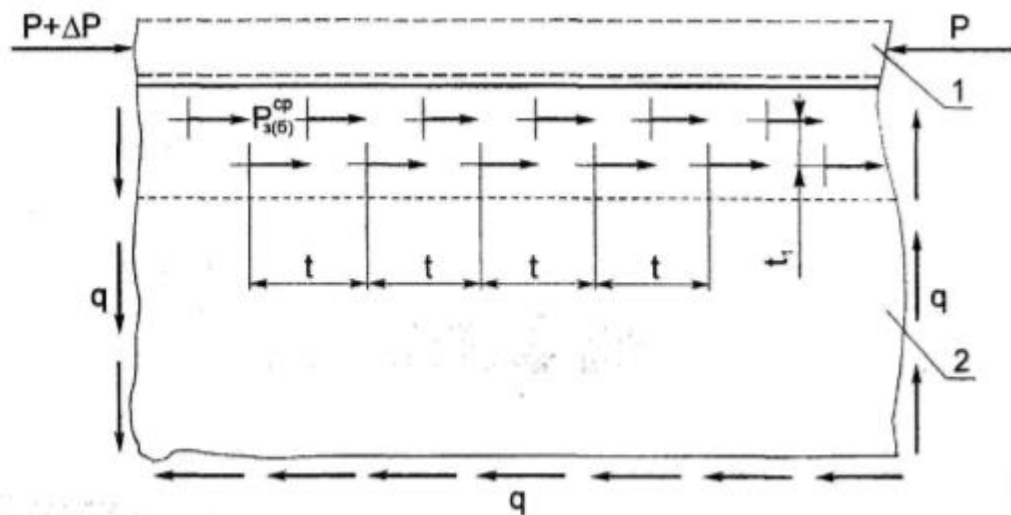


Рисунок 1.45 – Розрахункова схема заклепувального шва
(1 – пояс лонжерона; 2 – стінка)

З'єднання стінки з ребром поясу.

Зазвичай поясу лонжеронів з'єднують з стінками і обшивкою заклепками чи болтами. Величину дії зусилля на один кріпильний елемент по одній площині зрізу, визначаємо з умови рівноваги стінки за виразом 1.79 [12].

$$P_{з(б)}^{cp} = \beta \frac{Q \cdot t}{h_{эф} m}, \quad (1.68)$$

де m – число рядів кріпильних елементів; t – шаг кріпильних елементів; β – коефіцієнт нерівномірності розподілу дотичних зусиль в стінці, приймається рівному 1.1;

Оскільки Q , h і β – величини відомі, то задаючись шагом заклепок t та числом рядів заклепок m , потрібно визначити зусилля, що діє на один кріпильний

елемент і по ОСТ-1-34104-80 підібрати матеріал та діаметр кріпильного елемента.

Переріз 1:

$$P_{з(б)1}^{cp} = 1,1 \cdot \frac{20972,58 \cdot 0,02}{0,256 \cdot 2} = 898,41 \text{ Н.}$$

Приймаємо: заклепку $d = 3$ мм з матеріалу В65.

Приймається: Заклепка 3-6-Ан.Окс. - ОСТ 1 34040-79

Переріз 2:

$$P_{з(б)2}^{cp} = 1,1 \cdot \frac{21812,62 \cdot 0,02}{0,260 \cdot 2} = 922,49 \text{ Н.}$$

Приймаємо: заклепку $d = 3$ мм з матеріалу В65.

Приймається: Заклепка 3-6-Ан.Окс. - ОСТ 1 34040-79

Переріз 3:

$$P_{з(б)3}^{cp} = 1,1 \cdot \frac{3032,41 \cdot 0,02}{0,263 \cdot 2} = 126,76 \text{ Н.}$$

Приймаємо: заклепку $d = 3$ мм з матеріалу В65.

Приймається: Заклепка 3-6-Ан.Окс. - ОСТ 1 34040-79

При призначенні шагу t слід дотримати відношення та вибрати шаг з стандартних значень:

Переріз 1: шаг між рядами 12,5 мм;

Переріз 2: шаг між рядами 12,5 мм;

Переріз 3: шаг між рядами 12,5 мм;

Якщо кріпильні елементи розташовані в шаховому порядку, повинна виконуватися умова $\frac{t_1}{d} \geq 0,56 \frac{t}{d} + 0,28$.

3.5.4 З'єднання стійки з поясом

З'єднання стінки і поясу в зоні приєднання підкріплюючої стійки виявляється більш навантаженим. Тут знаходяться зусилля, що діють на стійку при її роботі в якості підкріплюючого елемента. Зусилля, що сприймається одним кріпильним елементом по одній площині зрізу в цьому з'єднанні, розраховуємо за емпіричною формулою 1.80 [12]:

$$P_{з(б)}^{cp} = \frac{0,1 \cdot t_{факт} \cdot \delta_{факт} \cdot Q}{m \cdot (0,4 \cdot F_{ст.факт} + t_{факт} \cdot \delta_{факт})}, \quad (1.69)$$

де t_1 – крок кріпильних елементів з'єднання; m – число рядів кріпильних елементів, що приєднують стійку до ребра поясу.

Переріз 1:

$$P_{з(б)}^{cp} = \frac{0,1 \cdot 0,0635 \cdot 0,0008 \cdot 20972,58}{2 \cdot (0,4 \cdot 23,4 \cdot 10^{-6} + 0,0635 \cdot 0,0008)} = 885,66 \text{ Н;}$$

Приймається: заклепка $d = 3$ мм з матеріалу В65.

Приймається: заклепка 3-5-Ан.Окс. - ОСТ 1 34040-79.

Переріз 2:

$$P_{з(б)}^{ср} = \frac{0.1 \cdot 0,0635 \cdot 0,0008 \cdot 21812,62}{2 \cdot (0.4 \cdot 23,4 \cdot 10^{-6} + 0,0635 \cdot 0,0008)} = 921,14 \text{ Н};$$

Приймається: заклепка $d = 3$ мм з матеріалу В65.

Приймається: заклепка 3-5-Ан.Окс. - ОСТ 1 34040-79.

Переріз 3:

$$P_{з(б)}^{ср} = \frac{0.1 \cdot 0,039 \cdot 0,0008 \cdot 3032,41}{2 \cdot (0.4 \cdot 23,4 \cdot 10^{-6} + 0.039 \cdot 0,0008)} = 116,63 \text{ Н};$$

Приймається: заклепка $d = 3$ мм з матеріалу В65.

Приймається: заклепка 3-5-Ан.Окс. - ОСТ 1 34040-79.

3.5.5 З'єднання підкріплюючої стійки зі стінкою

У з'єднанні підкріплюючої стінки зі стойкою частіш всього використовують заклепки, котрі розташовані в один ряд та навантажені зусиллям відриву. Зусилля котре сприймає одна заклепка в такому з'єднанні, знаходиться за формулою 1.81:

$$P_{з(б)}^{отр} = ct_1 \delta_{факт} \sigma_{в}, \quad (1.70)$$

де t_1 – крок кріпильних елементів з'єднання; c – коефіцієнт, який набуває значення 0,22 для односторонніх стоек; $\sigma_{в}$ – межа міцності матеріалу стінки.

Задаючись кроком кріпильних елементів, знаходимо зусилля відриву, що діє на одну заклепку

Переріз 1:

$$P_{з(б)}^{отр} = 0.22 \cdot 0.0125 \cdot 0,0008 \cdot 435 \cdot 10^6 = 957 \text{ Н};$$

Переріз 2:

$$P_{з(б)}^{отр} = 0.22 \cdot 0.0125 \cdot 0,0008 \cdot 435 \cdot 10^6 = 957 \text{ Н};$$

Переріз 3:

$$P_{з(б)}^{отр} = 0.22 \cdot 0.0125 \cdot 0,0008 \cdot 435 \cdot 10^6 = 957 \text{ Н};$$

Знаючи зусилля відриву, що діє на одну заклепку, знаходиться діаметр заклепки.

Відповідно до ОСТ 1 34040-79 обираються заклепки: $d1 = 3$ мм; $d2 = 3$ мм; $d3 = 3$ мм.

Приймається: заклепка 3-5-Ан.Окс. - ОСТ 1 34040-79.

3.6 Проектувальний розрахунок з'єднань і стиків агрегату з фюзеляжем

1) Вибирається конструкційний матеріал для болта і вушка 30ХГСА і записуються його характеристики:

$$\sigma_{ВБ} = \sigma_{ВПР} = \sigma_{В} = 1100 \text{ МПа}; \rho = 7850 \text{ кг/м}^3,$$

де ρ - об'ємна щільність.

Для сталі 30ХГСА $\tau_{В} = 0,63 * \sigma_{В}$.

Тоді для болта і вушка $\tau_{Б} = \tau_{ПР} = \tau_{В} = 0,63 * \sigma_{В} = 693 \text{ МПа}$.

Гранично допустимі напруги зминання болта та вушка.

$$\sigma_{см} = \sigma_{см ПР} = \sigma_{см Б} = 1..1,3; \sigma_{в} = 1100 \text{ МПа};$$

2) Кількість площин зрізу болтів кріплення вушок $n = 2$.

Співвідношення розмірів вибирається з діапазону $1,5...3p = l/d = 2,5$,

де l - відстань від осі болта до кореневої стойки; d - діаметр отвору вушка.

3) Задається відношення $d/b = 0,35; 0,4; 0,45; 0,5; 0,55; 0,6; 0,65$. З діапазону величини 1 до 1.6 приймається $y/x = 1,3$ [12].

4) Знаходиться b/d та заноситься до таблиці 2.

5) Розраховується коефіцієнт, що враховує перенапруження в ослабленому перетині вушка за формулою 1.82 та заноситься в таблицю 1.15.

$$k = 0.565 + 0.48 * \frac{y}{x} - 0.1 * \frac{b}{d}; \quad (1.71)$$

6) Обчислюється відносна маса вушка за формулою 1.83 та заноситься до таблиці 1.18.

$$\bar{m} = \frac{\frac{\pi}{8} + p \cdot \frac{d}{b}}{\left(1 - \frac{d}{b}\right) \cdot \left(\frac{d}{b} - 1,2 \cdot \sqrt{\frac{M}{H_{пр}^3} \cdot \frac{4}{n \cdot \pi \cdot \tau_{\sigma}}}\right) * k} \quad (1.72)$$

Таблиця 3.15 – Параметри з'єднання вушко-вилка

d/b	0,35	0,4	0,45	0,5	0,55	0,6	0,65
b/d	2,86	2,5	2,22	2	1,818	1,666	1,538
k	0,903	0,939	0,966	0,989	1,007	1,002	1,035
\bar{m}	6,45	6,25	6,25	6,42	6,74	7,233	7,93

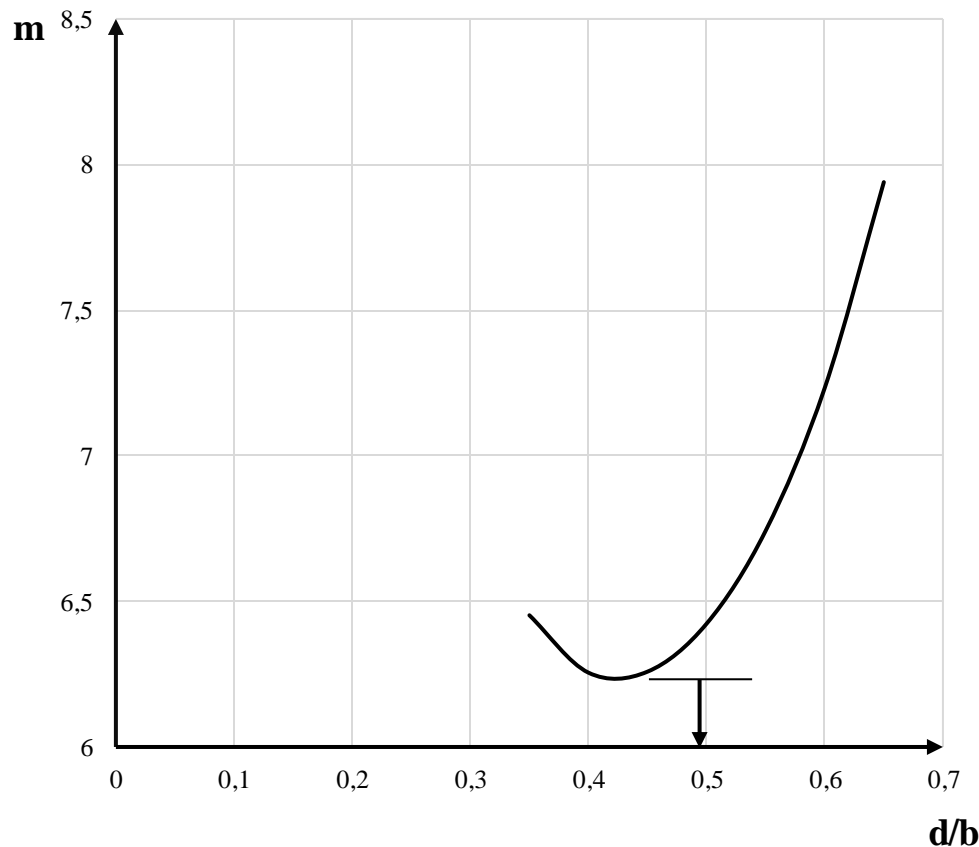


Рисунок 1.46 – Визначення оптимального відношення d/b

8) Знаходиться $(d/b) = 0,43$ та відповідне $m = 6,25$.

9) По залежності 1.74 обчислюється відношення $b/H_{\text{пр}}$.

$$\frac{b}{H_{\text{пр}}} = 1,2 * \sqrt{\frac{M}{H_{\text{пр}}^3} * \frac{4}{n * \pi * \tau_6 * \left(\frac{d}{b}\right)^2}}. \quad (1.73)$$

$$\frac{b}{H_{\text{пр}}} = 1,2 * \sqrt{\frac{43912,72}{0,24^3} * \frac{4}{2 * 3,14 * 693 * 10^6 * 0,43}} = 0,143.$$

10) Знаходиться ширина вушка:

$$b = 0,24 * 0,143 = 0,0344 \text{ м.}$$

11) Розраховується діаметр отвору вушка:

$$d = 0,43 * 0,0344 = 0,0147 \text{ м.}$$

Приймається $d = 15 \text{ мм.}$

12) Розраховується відстань від осі болта до кореневої стійки:

$$l = 2 * 15 = 30 \text{ мм.}$$

13) По формулі розраховується будівельна висота:

$$H = H_{\text{пр}} + b.$$

$$H = 0,24 + 0,0344 = 0,274 \text{ м.}$$

14) По формулі розраховується товщина вушка:

$$\delta = \frac{M}{\left(1 - \frac{b}{d}\right) * \left(\frac{H_{\text{пр}}}{b} - 1\right) * k * \sigma_{\text{В пр}} * b^2};$$

$$\delta = 0,00935 = 0,01 \text{ м.}$$

15) Знаходиться товщина вушка з умов забезпечення міцності при зминанні болта з використання формули 1.85 і вушка з використанням формули 1.86, а також зрізу вушка з використанням формули 1.87 [12].

$$\delta_{\text{см б}} = \frac{N}{d_{\text{б}} * \sigma_{\text{см б}}} \quad (1.74)$$

$$\delta_{\text{см пр}} = \frac{N}{d_{\text{б}} * \sigma_{\text{см пр}}} \quad (1.75)$$

$$\delta_{\text{ср пр}} = \frac{N}{d_{\text{б}} * \tau_{\text{пр}} * r} \quad (1.76)$$

де $N = M/H_{\text{пр}}$ - осьове навантаження; $r = 1,097$ – коефіцієнт нерівномірності напружень.

$$N = \frac{43912,72}{0,24} = 165238 \text{ Н.}$$

$$\delta_{\text{см б}} = \delta_{\text{см пр}} = \frac{165238}{0,015 * 1100 * 10^6} = 0,01001 \text{ м.}$$

$$\delta_{\text{ср пр}} = \frac{165238}{693 * 10^6 * 0,0344 * 1,097} = 0,00632 \text{ м.}$$

Приймається: $\delta_{\text{max}} = 10 \text{ мм.}$

3.7 Висновки

1. Розраховані навантаження, що діють на лонжерон.
2. Спроектвані пояси балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси та заданого ресурсу.
3. Спроектвані стінки та стойки лонжерона.
4. Спроектовано з'єднувальні шви збірних лонжеронів.

5. З'ясовані параметри ті розроблені конструкції з'єднувальних силових елементів лонжерона. Проведено розрахунок з'єднання стінки з ребром поясу, стійки з поясом, стійки з підкріплюючою стінкою.
6. Спроектовано стиковий вузол типу вухо вилка.
7. Розроблено збірне креслення лонжерону.
8. Розроблено специфікацію.

4 ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ Й КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ОДНІЄЇ З СИСТЕМ ЛІТАКА

4.1 Проектування і моделювання системи керування

4.1.1 Аналіз схем системи керування та конструктивних особливостей їх виконання на літаках заданого типу.

При проектуванні систем основного управління сучасного літака конструктору доводиться вирішувати цілий комплекс завдань, зв'язані з задоволенням різноманітних вимог пред'явлених до управління з точки зору його призначення, надійності і безпеки в роботі, експлуатації та виробництва.

Для проектування вибрані такі літаки-прототипи: Kitfox Series 7 STI, Just Superstol, XCub, Zenith STOL CH 750, Barrows Bearhawk, а голоним прототипом був обраний Zlin Savage Bober.

Розглянемо схеми систем керування рулем висоти обраних літаків.

Схема показує розташування елементів системи управління рулем висоти. При розробці необхідно враховувати розташування різних систем, агрегатів і відсіків (наприклад, основні і допоміжні стійки шасі, пасажирський і вантажний відсік фюзеляжу, допоміжна силова установка і ін.), крізь які немає можливості проводити проводку управління.

На всіх цих літаках, як і на проектному, система управління РВ складається з: штурвальної колонки або джойстика, проводки, качалок і рулевої поверхні (руль висоти).

Штурвальне управління – колонки управління служать для управління РВ неманеврених літаків відхиленням колонки управління "від себе" і "на себе" і елеронами - поворотом штурвала "вліво-вправо". Штурвал розташований в кабіні вище колін пілота і не вимагає при керуванні літаком такого великого простору між ногами льотчика, як ручка управління. Цей факт привів до поширення штурвалів в неманевреній та цивільній авіації.

Передача сигналів від пілота або автоматичної системи управління до елементів системи управління і, в кінцевому рахунку, до органів управління літака проводиться за допомогою механічної або електричної проводки управління.

Електрична проводка управління являє собою сукупність джерел живлення, електропроводки, комутаційних і інших пристроїв, що забезпечують передачу керуючих сигналів від пілота або автоматичної системи управління до органів управління. Раніше така проводка досить широко застосовувалася для управління триммерами і вмикання електромеханізмів різних агрегатів автоматики. Зараз її починають застосовувати в системі електро-дистанційного управління органами управління літака.

Механічна проводка управління являє собою сукупність елементів, які забезпечують дистанційну передачу сигналів від пілота або автоматичної системи управління до органів управління. У системах управління з гідропідсилювачами потужності (бустерами) ділянку механічної проводки

керування від РК до гідропідсилювача становить її несилову частину з відносно невеликим рівнем навантажень (сили тертя в проводці управління і сили від навантажувального механізму), а від гідропідсилювача до органу управління - силову частину з навантаженнями в десятки тисяч ньютонів. Механічна дистанційна передача сигналів в системі управління може здійснюватись гнучкою, жорсткою або змішаної проводкою.

Гнучка проводка забезпечує передачу сигналів за допомогою зворотно-поступальних переміщень тросів, сталених дротів, стрічок або ланцюгів. Така проводка для відхилення органів управління вгору або вниз, вліво або вправо складається з двох гілок з огляду на те, що кожна з них може працювати тільки на розтягування.

Жорстка проводка забезпечує передачу сигналів за допомогою зворотно-поступальних або обертальних рухів тяг. Тяги виконують у вигляді тонкостінних алюмінієвих, сталених або титанових труб не більше 2 метрів з накінечниками на кінцях.

Змішана проводка управління являє собою комбінації, як правило, гнучкою і жорсткою проводок або комбінації поступальної і обертальної проводок управління. Застосування комбінованих видів проводки, незважаючи на її ускладнення при цьому, виправдовується тим, що жорстка проводка за допомогою тяг забезпечує більшу простоту експлуатації та менше тертя при багаторазових змінах напрямку проводки, а гнучка тросова проводка має меншу масу і габарити, полегшуючи компоновку системи управління.

На літаках прототипах застосовується механічна гнучка проводка, яка володіє наступними перевагами:

1. Надійність;
2. Простота конструкції;
3. Простота в використанні;
4. Простота в ремонті;
5. Великий ресурс та інше.

На головному літаку прототипі, Zlin Savage Vober, застосовується стабілізатор з кермом напрямку, тому, такий же тип ВО буде застосований і на проектуваному літаку.

Так само в системах управління входять різні пристосування для кріплення проводки до силових елементів фюзеляжу, наприклад, ролики тощо.

Нижче, на рисунку 1.53, представлена загальна схема системи управління РН проектуваного літака.

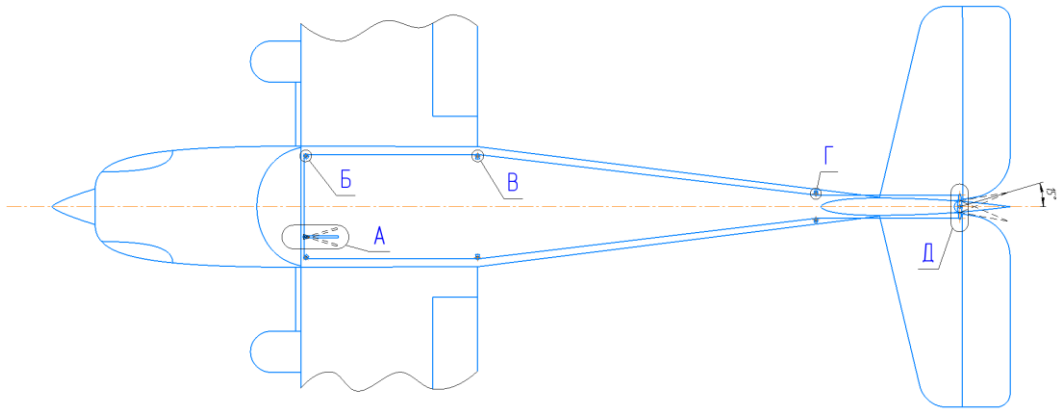


Рисунок 1.47 – Схема системи управління РН проектованого літака

4.1.2 Розробка трасування, розміщення і типу проводки системи управління, розробка її кінематичної схеми. Кінематичний розрахунок системи управління.

Досить важко в деяких випадках провести систему управління через елементи конструкції планера, так на шляху проводки можуть бути різні баки, центроплан, багажне відділення, бомбовідсік, елементи різних систем життєзабезпечення ЛА і тощо. Цей факт змушує застосовувати різні елементи і інструменти, які дозволяють по-різному розмістити проводку так, щоб вона нормально функціонувала в заданому обмеженому просторі. У той же час розміщення проводки не повинно нести загрозу для її працездатності при різних умовах і етапах польоту. З цього розміщення системи управління достатній складний процес, який вимагає уважності і хорошого конструкторського мислення.

На проектованому літаку зусилля, яке докладає пілот на штурвальну колонку, по кронштейну штурвальної колонки передається на проводку, яка проходить під підлогою кабіни і кріпиться до шпангоуту спеціальними роликами. А потім проводка проходить по хвосту, де так само кріпиться до шпангоутів і передає зусилля на вісь РН через качалку.

Як вже уточнювалось раніше на літаку буде застосовуватися механічна гнучка проводка.

Така проводка для відхилення органів управління вгору або вниз, вліво і вправо, складається з двох гілок з огляду на те, що кожна з них може працювати тільки на розтягування. На прямих ділянках гнучкою проводки троси можуть бути замінені на сталевий дріт або стрічки. Застосування в проводці тросів діаметром 2 ... 4 мм дозволяє за допомогою роликів вільніше змінювати напрямок проводки і вести її в зручних і безпечних місцях, наприклад, під підлогою, по борту.

Однією з найбільш важливих і трудомістких завдань проектування систем центрального управління літака є визначення її передавальних властивостей, що дозволяють встановити необхідну взаємозв'язок між переміщенням командного важеля (лінійним або кутовим) і переміщенням (зазвичай тільки кутовим)

рульової поверхні, а також забезпечення рекомендованих величин зусиль, яких докладають пілотом до командного важеля.

На передавальні властивості системи центрального управління найбільш суттєво впливають:

Передавальне відношення (коефіцієнт кінематичної передачі) всієї системи;
Механізми та пристрої, що включаються в проводку системи для поліпшення льотно-експлуатаційних характеристик управління;

Тертя в зчленуваннях рухомих ланок систем.

Знайдемо коефіцієнт кінематичної передачі для проектного літака

Застосувавши принцип можливих переміщень і прирівнявши нулю суму робіт всіх активних сил і моментів системи на своїх переміщеннях, при цьому прийнявши, що в проводці немає механізмів і пристроїв, через які на систему передаються додаткові, крім $P_{кр}$ і $M_{шрп}$, активні сили і моменти, а тертям в рухомих ланках управління можна знехтувати, отримаємо вираз:

$$P_{кр} \cdot dX_{кр} + M_{шрп} \cdot d\theta_{рп} = 0, \quad (1.77)$$

де $P_{кр}$ – зусилля що створюється льотчиком на командному важелі; $M_{шрп}$ – шарнірний момент на рульовій поверхні від аеродинамічних сил; $dX_{кр}$ – лінійне переміщення штурвальної колонки уздовж ліній дії сили $P_{кр}$; $d\theta_{рп}$ – кутове переміщення рульової поверхні.

Перетворюючи формулу 1.98, отримаємо 1.79:

$$\frac{P_{кр}}{M_{шрп}} = \frac{d\theta_{рп}}{dX_{кр}} = K_c, \quad (1.78)$$

де K_c – коефіцієнт кінематичної передачі.

Нижче, на рис 1.54, представлені основні геометричні параметри руху системи управління.

Повороту літака в польоті відповідають такі положення:

Рульова поверхня – 15° від початкового положення;

Штурвальна колонка – 15° від початкового положення.

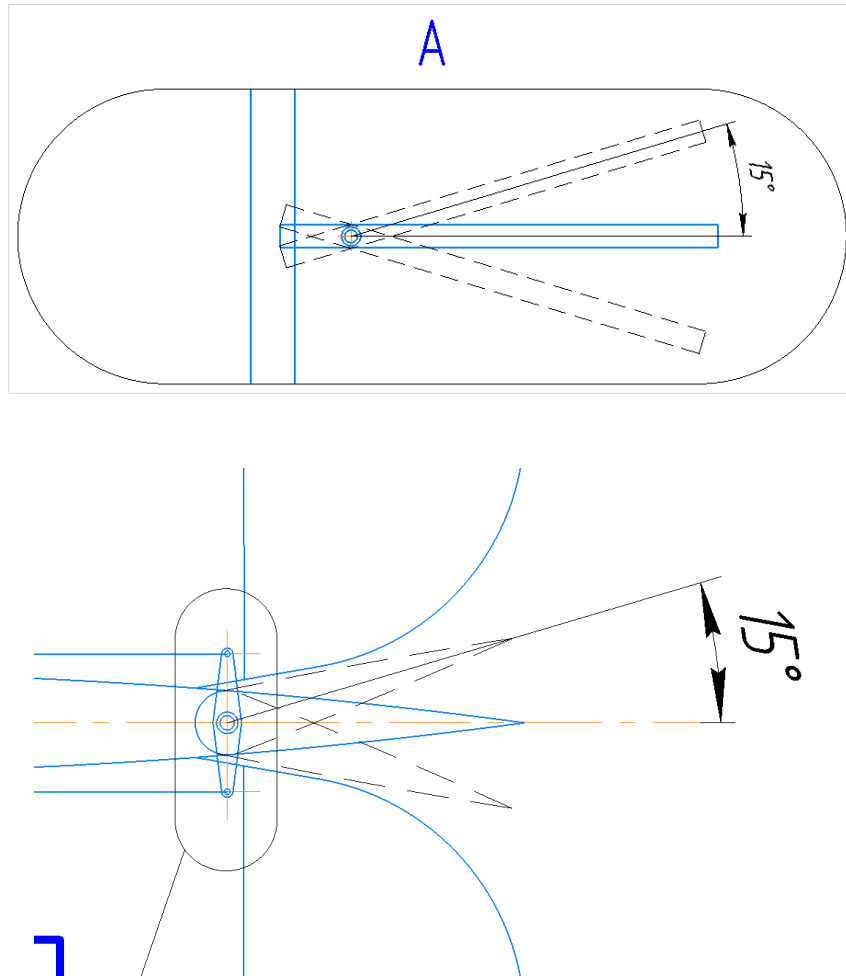


Рисунок 1.48 – Геометричні параметри руху системи управління РН

Для розрахунку коефіцієнту кінематичної передачі використовуємо положення рульової поверхні, при цьому $dX_{кр} = 150$ мм.; $d\theta_{рп} = \frac{20^{\circ} \cdot \pi}{180^{\circ}}$.

$$K_c = \frac{d\theta_{рп}}{dX_{кр}} = \frac{20^{\circ} \cdot \pi}{180^{\circ} \cdot 0,15} = 2,33 \text{ м}^{-1}. \quad (1.79)$$

Отриманий коефіцієнт відповідає рекомендаціям.

Передавальне відношення системи залежить від передавальних відношень усіх ланок системи:

$$K_c = K_{кр} \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot \dots \cdot K_n \cdot \frac{1}{R_{рп}}. \quad (1.80)$$

Спростимо формулу для нашої системи:

$$K_c = K_{кр} \cdot \frac{1}{R_{рп}}, \quad (1.81)$$

де $K_c = \frac{R_{ккр}}{R_{кр}}$ – передавальне відношення командного важеля; $R_{ккр} = 125$ мм. - довжина кронштейна командного важеля; $R_{кр} = 500$ мм. – довжина командного важеля; $R_{пр}$ – потрібна довжина плеча рульової поверхні.

Передавальне відношення командного важеля:

$$K_{кр} = \frac{R_{ккр}}{R_{кр}} = \frac{125}{500} = 0,25. \quad (1.82)$$

Знайдемо потрібну довжину плеча рульової поверхні:

$$R_{пр} = \frac{K_{кр}}{K_c} = \frac{0,25}{2,33} = 0,107 \text{ м.} \quad (1.83)$$

Визначення навантажень в тязі, гойдалках і командному важелі системи управління

Штурвальна колонка і кронштейн штурвальної колонки будуть працювати на вигин від сили $P_{кр}$: троси проводки системи управління працюватимуть тільки осьові зусилля розтягування; вал-вісь рульової поверхні буде працювати на кручення.

Зусилля, що прикладається льотчиком до штурвальної колонки відповідно норм льотної придатності: $R_{кр} = 1800$ Н.

Знайдемо згинальний момент, який виникає на штурвальній колонці:

$$M_{кр} = P_{кр} \cdot R_{кр} = 1800 \cdot 0,50 = 900 \text{ Н} \cdot \text{м.} \quad (1.84)$$

Знаходимо зусилля, яке виникає в тросовій проводці:

$$P_{тр} = \frac{P_{кр}}{K_{кр}} = \frac{1800}{0,25} = 7200 \text{ Н.} \quad (1.85)$$

Знайдемо згинальний момент на кронштейні:

$$M_{ккр} = P_{тр} \cdot R_{ккр} = 7200 \cdot 0,125 = 900 \text{ Н} \cdot \text{м.} \quad (1.86)$$

Знайдемо крутний момент, який виникає на осі-валу рульової поверхні:

$$M_{оси} = \frac{P_{кр}}{K_c} = \frac{1800}{2,33} = 773 \text{ Н} \cdot \text{м.} \quad (1.87)$$

4.1.3 Обґрунтування вибору конструкційних матеріалів та проектувальні розрахунки командного важеля, тяги та важеля системи управління. Розробка конструкції характерних перерізів та вузлів кріплення

Для тросової проводки в більшості застосовують сталеві канати, підбір яких проводять по руйнівному навантаженні, що розтягує.

У нашій конструкції максимальне зусилля, яке буде діяти в тросах рівна $P_{тр} = 7200$ Н.

Згідно ГОСТу 3066-80 проведемо підбір металевого троса.

Вибраний: Канат 3,5-Г-В-Н-Т-1570 ГОСТ 3066-80

4.1.4 Технічний опис елементів управління

Управління здійснюється пілотом за допомогою штурвальної колонки через гнучку механічну проводку. Відхилення колонки в напрямку «на ліво» відповідає відхиленню рульової поверхні вліво, та повороту вліво. Відхилення колонки у напрямку «на право» відповідає відхилення рульової поверхні вправо, тобто, повороту вправо.

За допомогою кронштейна зусилля передається на сталеву гнучку проводку, яка проходить під підлогою та кріпиться до силових елементів фюзеляжу за допомогою спеціальних роликів.

На кінцях тросів є спеціальні наконечники, які є елементами, що передають зусилля на качалку, а качалка вже передає зусилля для виконання повороту руля висоти.

4.1.5 Висновки

При виконанні розрахунково-графічної роботи було розроблено загальну схему та конструкцію окремих елементів системи управління РН для проектного літака.

Було розглянуто у загальному вигляді призначення системи управління, вимоги, що до неї пред'являються, а також види систем управління.

Вивчили системи управління на літаках прототипах, після чого на основі отриманих даних була побудована модульна система управління РН для літака, що проектується.

Вивчили системи управління на літаках прототипах, після чого на основі отриманих даних була побудована модульна система управління РН для літака, що проектується.

Було проведено аналіз системи проведення, розглянуто переваги та недоліки кожного виду, а також скористалися даними, отриманими при дослідженні літаків заданого типу, після чого дійшли висновку, що для літака, що проектується, оптимальною буде механічна гнучка проводка, яка має такі переваги:

1. Надійність;
2. Простота конструкції;
3. Простота в використанні;
4. Простота при ремонті;
5. Великий ресурс та ін.

Проведено кінематичний аналіз системи управління РН для літака, що проектується. Коефіцієнт кінематичної передачі системи становив $K_c = 2,33$.

Визначено зусилля у силових елементах системи керування, після чого виконано підбір конструкційних матеріалів.

4.2 Проектування і моделювання силової установки

4.2.1 Проектування паливної системи (визначення потрібного об'єму паливних баків, розташування палива на літаку, розробка схем розташування паливних баків, виробіток палива, перекачування палива, аварійного зливу, дозаправки, дренажу та наддуву, розрахунок висотності, дренажу й аварійного зливу).

Початкові дані:

Паливо Б-70 з $\rho_{45} = 735$ кг/м³;

Час польоту: $\tau = 5,25$ год;

Питома витрата палива: $C_{уд} = 0,3$ кг/кВт год

Коефіцієнт дроселювання: $\xi_{др} = 0,9$

Потужність: $N = 100$ кВт.

Сумарний обсяг баків, необхідний для розміщення палива в ЛА, можна так:

$$V_6 = V_L + V_{рез} + V_{нв} + V_{исп} + V_K + V_{св},$$

де $V_L = m_t / \rho_t$ - об'єм топлива для польета на заданную дальность, м³; m_t - масса топлива для польета на заданную дальность, кг; ρ_t - плотность топлива при температуре $t = 43...46$ °С для дозвуковой авиации, кг/ м³; $V_{рез} = m_{рез} / \rho_t$ - об'єм резервного запаса топлива, м³; $m_{рез}$ - масса резервного запаса палива, кг; $V_{нв}$ - об'єм непереработаного излишка, м³; $V_{исп}$ - об'єм топлива, которое расходуется на испарение в атмосферу, м³; V_K - об'єм баків, занятый конструктивными элементами, м³; $V_{св}$ - свободный об'єм баків, необходимый для размещения топлива при нагревании, м³.

Остаточно отримуємо необхідний обсяг ТБ на ЛА, м³:

$$V_6 = \frac{1 + 0,002\tau}{(0,945)} \left(\frac{m_t + m_{рез}}{\rho_{45}} \right).$$

Для однорежимних ЛА (пасажирських та транспортних) масу палива можна приблизно знайти спрощеною формулою:

$$(m_t + m_{рез}) \approx n_{дв} \xi_{др} C_{уд} (M, H) P(M, H) (\tau + 0.75),$$

де всі параметри відповідають крейсерському режиму польоту, а 0,75 години складає 45 хвилин польоту.

$$(m_t + m_{рез}) \approx 1 \cdot 0,9 \cdot 0,3 \cdot 100 \cdot (5,25 + 0.75) = 162 \text{ (кг)}.$$

$$V_6 = \frac{1+0,002 \cdot 5,25}{(0,945)} \left(\frac{162}{735} \right) = 0,236 \text{ (м}^3\text{)}.$$

У планері паливні баки розміщуються між переднім та заднім лонжероном, у консолях крила та центроплані (рисунок 1.55)

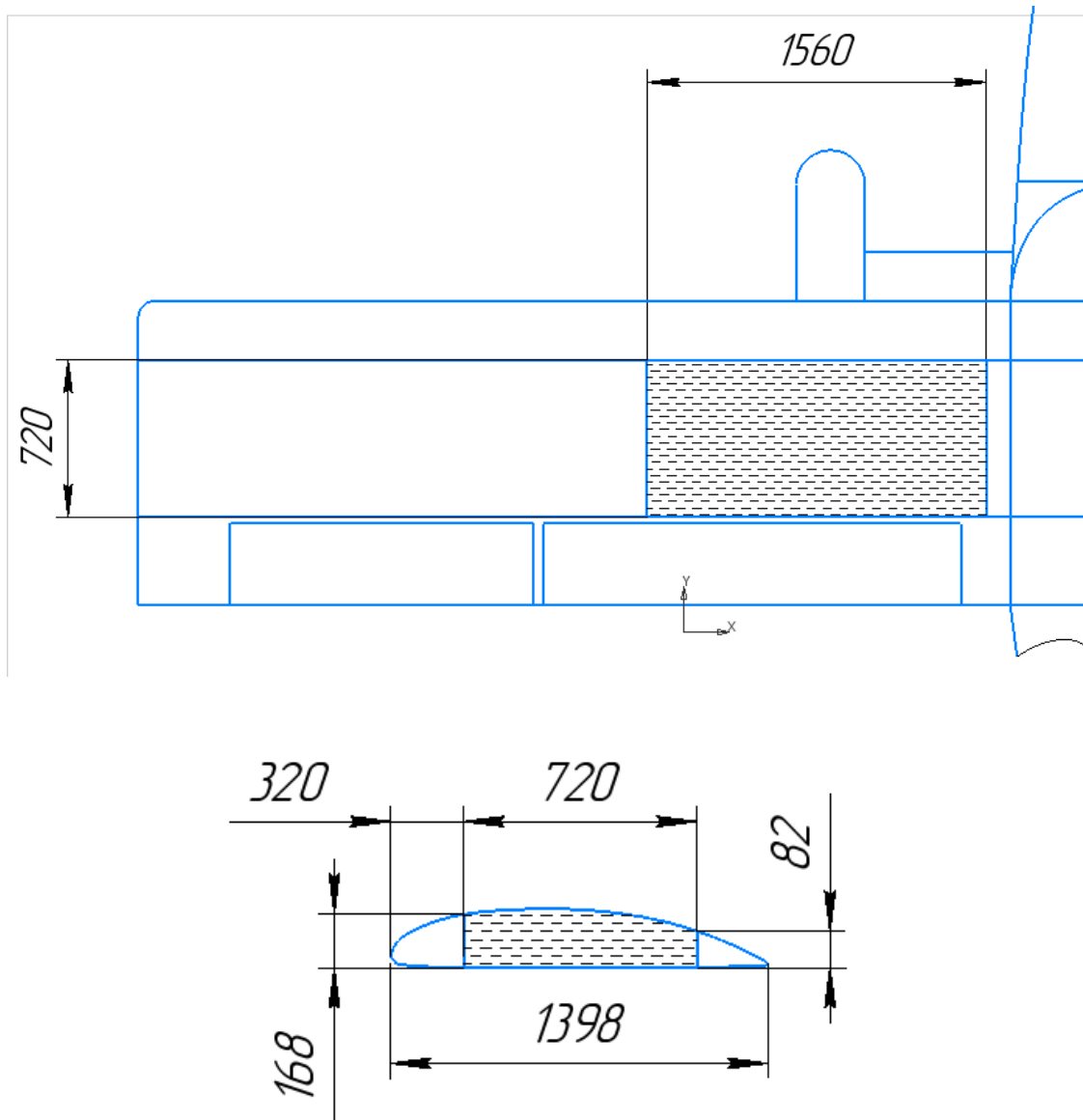


Рисунок 1.49 – Визначення обсягу паливного відсіку в несучому агрегаті

Для визначення обсягу паливного відсіку скористаємося відомою формулою елементарної стереометрії для обсягу призми:

$$V_k = (S \cdot h),$$

де h - висота призми, яка дорівнює довжині паливного відсіку (рисунок 1.55);
 S - площа основи.

$$S = \frac{0,082+0,168}{2} \cdot 0,72 = 0,09.$$

$$V_k = (S \cdot h) = 0,09 \cdot 1,56 = 0,1404 \text{ м}^3.$$

$$V_{\text{сумм}} = 2V_k = 2 \cdot 0,1404 = 0,2808 \text{ м}^3.$$

Для кожного бака встановлений зворотний клапан, після них фільтр відстійник, за ним встановлений насос двигуна, манометр та дросель. Після дроселя паливо потрапляє до карбюратора (рисунок 1.56).

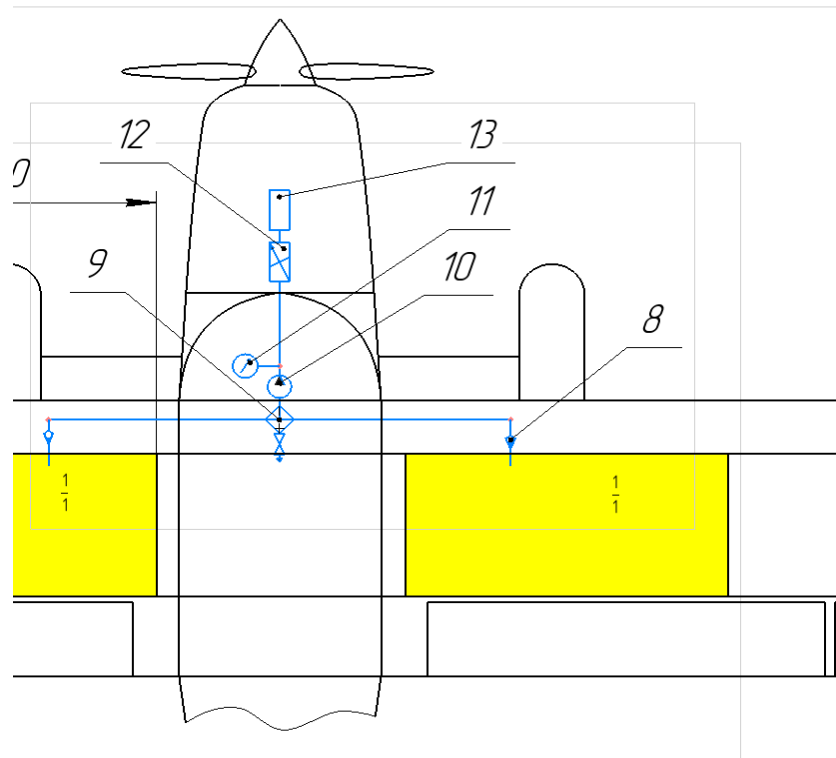


Рисунок 1.50 – Схема подачі палива

Для відкритої заправки є горловини з фільтрами. У кожному баку встановлено датчики рівня та сигналізатор верхнього рівня. У нижніх точках кожного паливного баку встановлені крани зливу, які являють собою запірні крани для зливу палива з водою та механічними домішками (рисунок 1.57).

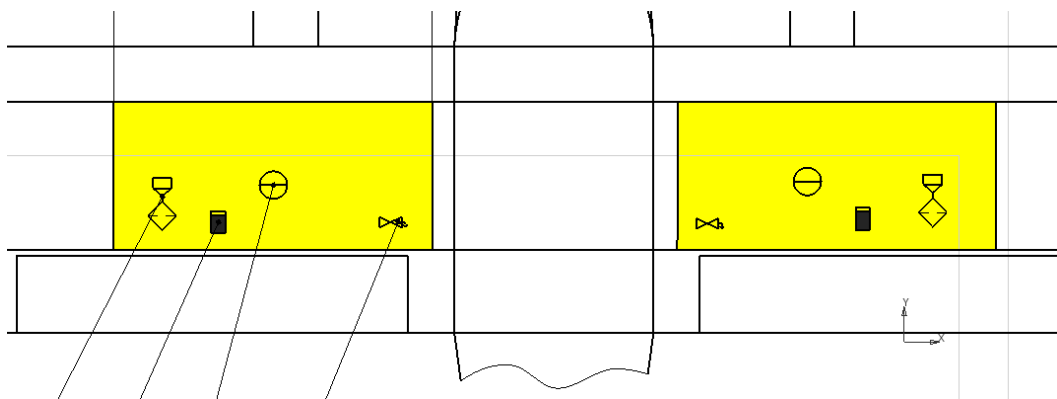


Рисунок 1.51 – Схема підсистеми заправки та зливу

Системи перекачування з бака в бак та аварійного зливу не передбачені в даному літальному апараті.

Використовується відкритий дренаж із повітрязабірником з атмосфери. Дренажний бак розташований у центроплані крила над фюзеляжем.

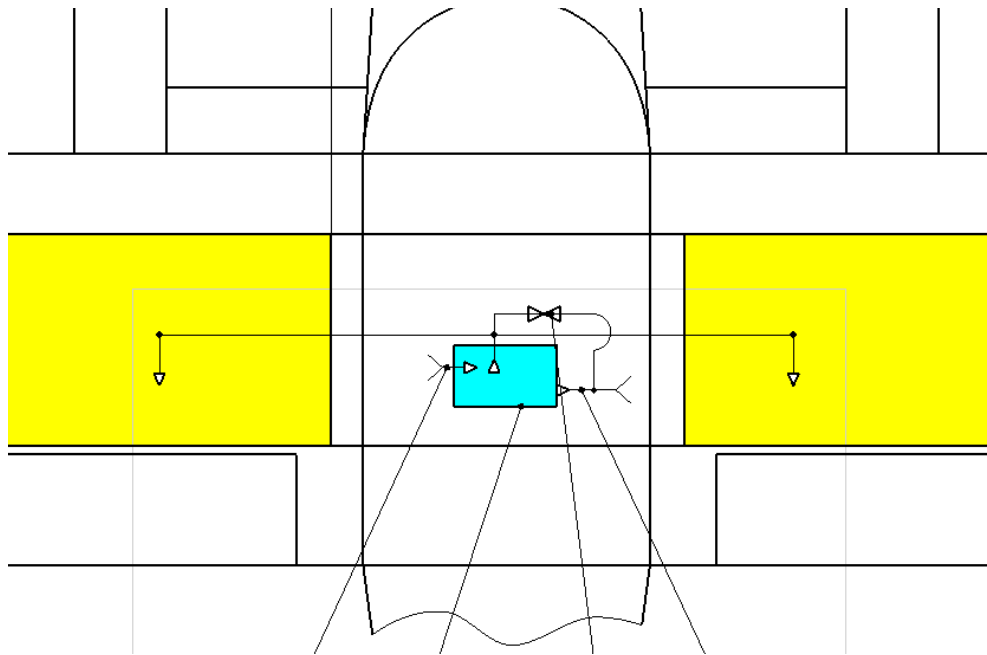


Рисунок 1.52 – Схема підсистеми дренажу

Розрахунок паливної системи на висотність виконується за допомогою програмного забезпечення і показаний на рисунку 1.59.

Розрахунок підсистеми дренажу паливних баків виконується за допомогою програмного забезпечення і показаний на рисунку 1.60.

Результаты расчёта топливной системы на высотность						
Имя пользователя			Крупинов А. Р.			
Академическая группа			140			
Наименование величин			разм.	значение		
Тип топлива				Б-70		
Тип двигателя				ПД		
Количество двигателей на самолете				1		
Мощность двигателя при Н = 0, М = 0			N0	кВт	100	
Удельный расход топлива при Н = 0, М = 0			Ce0	кг/кВт*ч	0.3	
Форсаж на двигателе				ОТСУТСТВУЕТ		
Крейсерский коэффициент дросселирования			dz	0.75		
Уровни относительно принятого начала отсчёта						
зеркала топлива в расходном баке			Уб	м	1.5	
ПНД 1			Уд1	м	1	
Коэффициенты местных сопротивлений между						
баком и ПНД			k		5	
ПНС, когда он установлен но выключен			k_пнс	Па*c2/м2	1.2e+009	
самотёчный клапан параллельно ПНС				ОТСУТСТВУЕТ		
Скорость топлива в трубопроводе (случай 1)			v	м/с	1.820884	
Диаметр трубопровода			d	м	0.003	
Избыточное давление, создаваемое ПНС			др_пнс	Па	100000	
Кавитационный запас ПНС			дркав_пнс	Па	20000	
Кавитационный запас ПНД			дркав_пнд	Па	8000	
Наддув бака от компрессора двигателя				ОТСУТСТВУЕТ		
Угол скоса заборника дренажа из атмосферы			fi	градусы	90	
Проекции/длина трубопроводов между, м			lx	ly	lz	l
баком и ПНД:			0.4	0.5	1.2	2.1
Расч. случай №	разм.	1	2	3	4	5
Высота полёта Н	м	4000	4500	0	2000	3700
Число Маха	М	0.21	0.2	0.15	0.2	0.19
Перегрузка	nx	0.3	0	0.3	0	0
Перегрузка	ny	3.8	1	3	1	1
Перегрузка	nz	0	0	1	0	0
Температура	tr	С	45	45	-60	45
Плотность	ro_t	кг/м3	730.5	730.5	825	730.5
Кин. вязкость		м2/с	5.57e-007	5.57e-007	3.2e-006	5.57e-007
Давление	pt_4/1	Па	37246.8	37246.8	7999.3	37246.8
Расход топлива		м3/с	0.000010	0.000010	0.000010	0.000011
Наддув в баке		Па	1.9e+003	1.6e+003	1.6e+003	2.2e+003
Высотность ПНД		м	100000	100000	100000	2103.94
Высотность ПНС		м	4822.11	4783.23	10023.9	0
р_вх_min	ПНД	Па	45246.8	45246.8	15999.3	45246.8
Расч. р_вх	ПНД	Па	118241	124916	133024	46266.9
р_вх_min	ПНС	Па	57246.8	57246.8	27999.3	57246.8
Расч. р_вх	ПНС	Па	63563.9	59369.6	102921	0

(C)Ruslan U. Tsukanov Силовая установка - V11.7 R4

Рисунок 1.53 – Результаты розрахунку паливної системи на висотність

Результаты расчёта дренажа топливной системы

Имя пользователя		Крупінов А. Р.	
Академическая группа		140	
Наименование величин		разм.	значение
Суммарная длина дренажного трубопровода	L	м	1.5
Суммарный коэффициент местных потерь	k _{др}		3.7
Избыточное давление в баке	$\bar{d}_{рб}$	Па	15000
Угол скоса заборника дренажа	fi _{др}	град.	90
Высота при заправке	Hз	м	1.5
Расход топлива при заправке	Qз	м3/с	0.025
Начальная высота пикирования	H	м	4000
Вертикальная скорость при пикировании	vy	м/с	12
Горизонтальная скорость при пикировании	vx	м/с	200
Полный объём бака	Vб	м3	0.2808
Коэффициент пустоты бака	k _б		0.75
Высота полёта при ав. сливе топлива	Hсл	м	3000
Полная скорость полёта при сливе топлива	vсл	м/с	150
Расход топлива при аварийном сливе	Qсл	м3/с	0.007
Коэффициент исп. скоростного напора	k _{fi}		1
Плотность воздуха при заправке	ro _з	кг/м3	1.22482
Кин. вязкость воздуха при заправке	nu _з	м2/с	1.461e-005
Ср. плотность воздуха при пикировании	ro _с	кг/м3	0.819865
Средняя кинематическая вязкость воздуха	nu _с	м2/с	2.026e-005
Расход воздуха при пикировании	Qпик	м3/с	0.00026629
Скоростной напор при пикировании	q _{пи}	Па	16456.3
Плотность воздуха при ав. сливе топлива	ro _с	кг/м3	0.909254
Кин. вязкость воздуха при ав. сливе	nu _с	м2/с	1.863e-005
Скоростной напор при ав. сливе топлива	q _{сл}	Па	10229.1
Диаметр трубопровода по условию заправки		м	0.0222333
Диаметр трубопровода по условию пикирования		м	0.00481017
Диаметр трубопровода по условию ав. слива		м	0
Расчётный диаметр трубопровода дренажа	ddр	м	0.0222333

Место для расчётной схемы и выводов:

Рисунок 1.54 – Результати розрахунку дренажу паливної системи

4.2.2 Проектування протипожежної системи силової установки

Системи пожежогасіння призначені для зберігання та подачі в зону пожежі або пожежонебезпечну зону вогнегасної рідини.

Системи пожежогасіння класифікують у різний спосіб.

1) За способом гасіння:

– Об'ємне гасіння – утворення вогнегасної концентрації у всьому обсязі відсіку. Використовуються у відсіках недосяжних у польоті членів екіпажу (двигуни, відсіки двигунів і ДСУ).

- Локальне гасіння - подача вогнегасної рідини в зону горіння, що в даний час забезпечується членами екіпажу за допомогою переносних вогнегасників. Використовується для відсіків доступних членам екіпажу в польоті (пасажирські та багажні відсіки). Проте вже на сучасному рівні можливе створення автоматичних систем локального пожежогасіння у недосяжних відсіках для екіпажу в польоті. Це дозволить більш ефективно використовувати наявний на борту запас вогнегасної рідини.

2) На вигляд використовуваної вогнегасної рідини:

– двооксид вуглецю з необхідною концентрацією – %; ...3530

– фреон із необхідною концентрацією – % від обсягу відсіку.

3) За конструкцією:

– Централізовані стаціонарні дозволяють спрямувати вогнегасну рідину з будь-якого балона до будь-якої пожежонебезпечної зони. Забезпечують найбільшу гнучкість використання рідини, проте мають найбільшу довжину трубопроводів та масу. Найбільш широко використовуються у вітавіації для гасіння пожежі у відсіках силової установки.

– Автономні стаціонарні дозволяють подавати вогнегасну рідину тільки в одну пожежну зону. Зазвичай розміщуються поруч із цією зоною, відрізняються малими розмірами та масою. Однак неможливо направити рідину в іншу зону. Така схема використовувалася для гасіння пожежі двигунах на ряді літаків минулих поколінь (Ту-114, Іл-86, Ан-24/26, МіГ-25). Ця схема використовується на великих пасажирських літаках (А-310, А-320, А-380) зниження маси.

– Змішані (централізовано-автономні) стаціонарні дозволяють направити рідину з однієї групи балонів в одну групу двигунів (наприклад, лівих або правих). Іноді застосовується на чотирирухових літаках (Boeing-707/747) для зниження загальної довжини трубопроводів та маси системи.

– Переносні використовуються для відсіків, до яких є доступ членів екіпажу у польоті.

4) За призначенням:

– Для гасіння пожежі у двигунах. Такі системи зазвичай автономні стаціонарні та використовують фреон або двоокис вуглецю.

– для гасіння пожежі у відсіках двигунів чи ДСУ. Такі системи спочатку централізовані, змішані або автономні стаціонарні та використовують фреон або двооксид вуглецю.

5) За способом включення:

– З автоматичним увімкненням від виконавчого блоку системи виявлення пожежі. Дозволяють знизити навантаження на екіпаж у момент появи пожежі використовуються у вітчизняній авіації для першої черги пожежогасіння.

– З ручним включенням із кабіни екіпажу. Виключають автоматичну зупинку справного двигуна у разі помилкового спрацьовування системи виявлення пожежі. Використовуються в закордонній авіації, а також для другої та третьої черги пожежогасіння на вітчизняних ЛА.

Проектований літак не має протипожежної системи безпосередньо в зоні, де розташований двигун, оскільки це літак з поршневим двигуном та пожежна система в таких легких літаках не передбачена.

Але в кабіні літака буде ручний вогнегасник.

Щоб усунути можливість пожежі, потрібно дотримуватись пасивних методів боротьби:

1. Дотримання суворих правил безпеки при заправці та обслуговуванні паливної, мастильної, гідравлічної та кисневої систем ЛА;

2. Своєчасний контроль та усунення витоків у зазначених системах;

3. Контроль стану електричного та електронного обладнання;

4. Спеціальна обробка палива перед або під час заправки (знегаджування та насичення азотом);

5. Утворення вільних від палива сухих відсіків на відстані 500 мм від кінцівок крила у разі ураження блискавкою;

6. Установка дренажних трубопроводів для видалення течі займистої рідини за межі мотогондоли або відсіку;

4.2.3 Проектування повітрозабірника

Так як на літаку встановлено поршневий двигун, повітрозабірник має вигляд обтічника, який схематично зображений нижче.

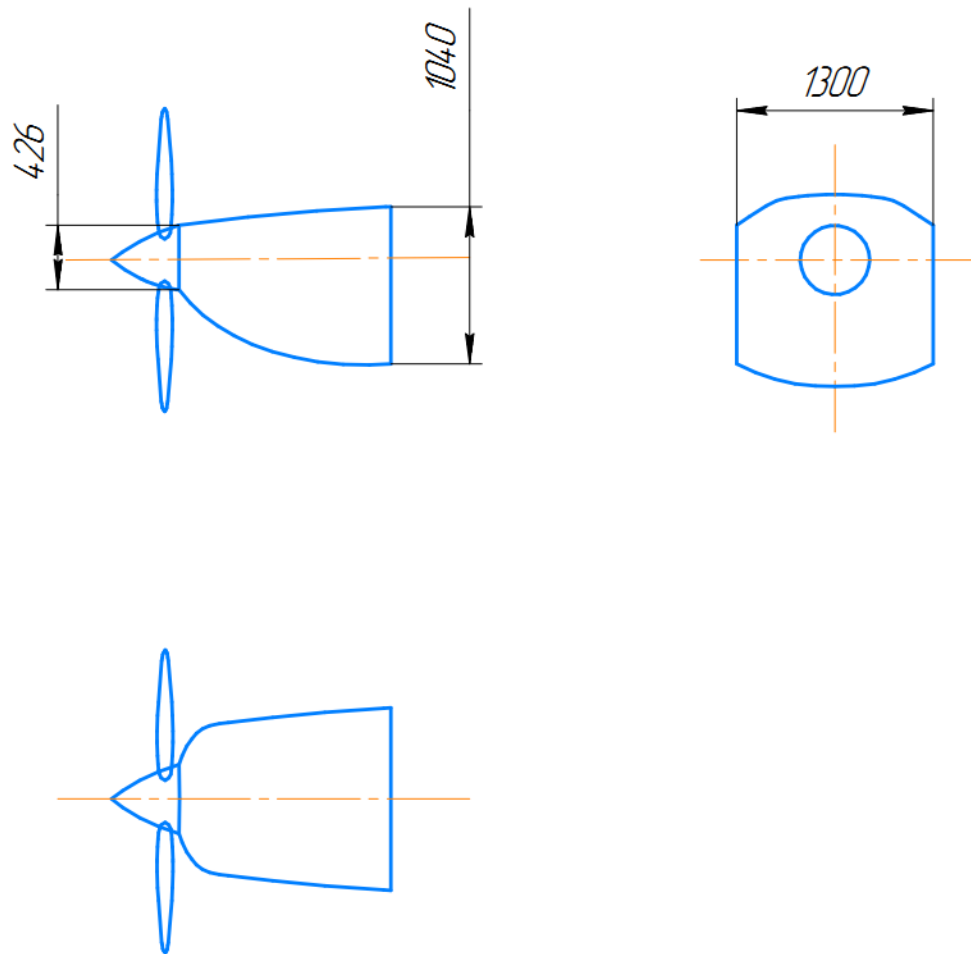


Рисунок 1.55 – Схема повітрозабірника з трьох сторін

Повітря до двигуна поставляється з передньої частини двигуна через отвори обтічника, що є одним із факторів його охолодження.

4.2.4 Проектування масляної системи

У літаку використовується зворотна схема МС. При зворотній схемі МС циркуляція мастила відбувається так: мастильний бак 11 – теплообмінник, 5 – двигун, 1 – мастило.

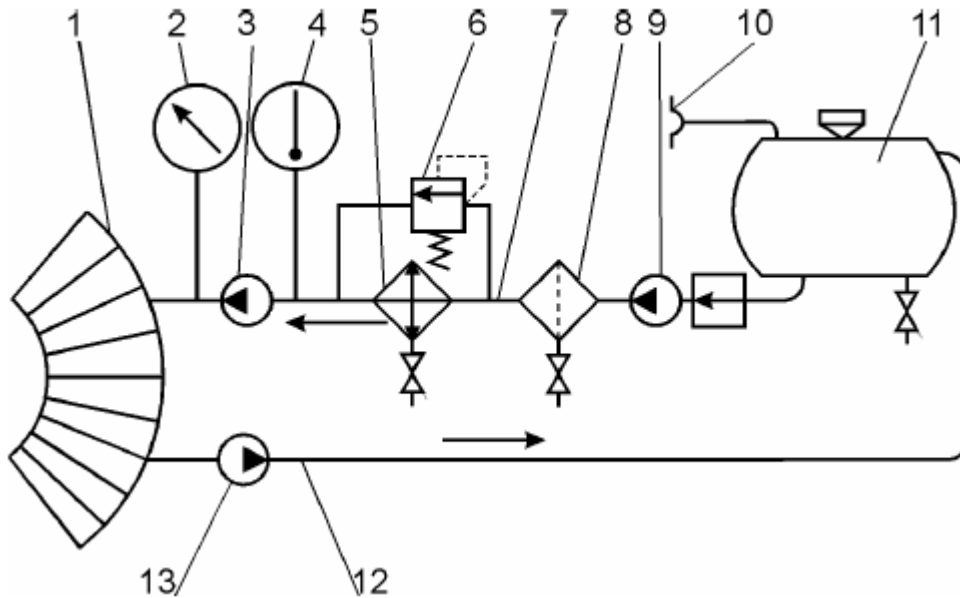


Рисунок 1.56 – Обратна схема масляної системи

1 – двигун; 2 - манометр; 3 - нагнітальний насос; 4 – термометр;
5 – теплообмінник; 6 – перепускний клапан; 7 – магістраль всмоктування;
8 – фільтр; 9 — підсосний насос; 10 - дренаж; 11 - маслбак; 12 — магістраль
викачування; 13 - насос, що викачує.

Гаряче мастило, не охолоджене в теплообміннику, потрапляє безпосередньо в мастило. В'язкість мастила значно зменшується. Швидкість відокремлення повітря збільшується. Крім того, через відсутність теплообмінника бульбашки не подрібнюються і зберігають досить великий діаметр, що також сприяє швидкому повітровиділення.

Оскільки мастило, що протікає через теплообмінник, очищене від повітря, тепловіддача теплообміннику збільшується. Оскільки мастило з теплообмінника безпосередньо надходить у нагнітальний насос, система швидше реагує на регулювання охолодження.

Гойдання масла через теплообмінник не може бути забезпечене нагнітальним насосом, тому зворотна схема МС вимагає встановлення додаткового насоса 9 на ділянці бак теплообмінник двигун. Це нестача зворотної схеми. Висотність ТЗ зворотної схеми становить 10...12 км, що повністю задовольняє нашим вимогам.

5 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

5.1 Розрахунок дослідно-конструкторського бюро (ДКБ)

Попереднє укрупнене визначення витрат визначається на етапі аванпроекту. Тому окремі витрати – аванпроект, ескізне та робоче проектування – доцільно об'єднати, в один етап – проектування. Витратами на етапі передачі документації на серійний завод можна знехтувати. Отже розрахунок витрат ведеться окремо по етапах:

- проектування;
 - виготовлення дослідних зразків;
 - витрати на випробування та корегування конструкторських креслень ЛА.
- Сумарні витрати на проектування конструкції ЛА визначаються формулою:

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot m_{\text{пл}}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma_{(M+1)}}{\alpha^{(M+1)}}, \quad (3.1)$$

де $V_{\text{проект}}$ – витрати на проектування, тис. дол.; $m_{\text{пл}}^{0,1}$ – маса планера літака з обладнанням, включаючи масу службового навантаження та екіпажу без маси силових установок в тонах; $\Gamma_{(M+1)}$ – гама функція; M – максимальна швидкість проектуємого літака в числах M ; $\alpha^{(M+1)}$ – параметр, який характеризує вірогідне відхилення або міру розсіяння випадкової величини \square .

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot 0,848^{0,1} \cdot \frac{0,92373}{0,004467^{1,179}} = 806,37 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на виготовлення дослідних зразків ЛА визначаються за формулою:

$$V_{N \text{ виг}} = 1,5 \cdot m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699} \cdot N^{0,2}, \quad (3.2)$$

де $V_{N \text{ виг}}$ – вартість виготовлення n -го дослідного зразка, тис. дол., V_{max} – максимальна швидкість літака, км/год., N – порядковий номер дослідного зразка.

$$V_{N \text{ виг}} = 1,5 \cdot 0,848^{1,237} \cdot 220^{0,699} \cdot 1^{0,2} = 53,073 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на випробування ЛА та корегування конструкторських креслень ЛА визначаються за формулою:

$$V_{\text{вип}} = 1,5 \cdot n_{\text{зр}}^{-0,9} \cdot 10^4 \cdot K_3 \cdot [1 + 0,01(n_{\text{зр}} - 1)], \quad (3.3)$$

де $n_{\text{зр}}$ – кількість льотних зразків; K_3 – коефіцієнт, залежний від довжини злітної смуги, $L_{\text{взл}} < 1$ км, $K_3 = 1$.

$$V_{\text{вип}} = 1,5 \cdot 3^{-0,9} \cdot 10^4 \cdot 1 \cdot [1 + 0,01(3 - 1)] = 5,692 \text{ тис. дол.}$$

Сумарні витрати ДКБ та ціна проекту ЛА визначається за формулами:

$$V_{\text{ДКБ}} = V_{\text{проект}} + V_{\text{N виг}} + V_{\text{вип.}} \quad (3.4)$$

$$V_{\text{ДКБ}} = 806,37 + 53,073 + 5,692 = 6,552 \text{ тис. дол.};$$

$$Ц_{\text{ДКБ}} = V_{\text{ДКБ}} + П_{\text{ДКБ}}; \quad (3.5)$$

$$Ц_{\text{ДКБ}} = 6551,67 + 982,75 = 7,534 \text{ тис. дол.},$$

де $П_{\text{ДКБ}}$ - плановий прибуток ДКБ 20%.

5.2 Розрахунок виробничої вартості ЛА

Виробнича середня собівартість одного літака із річної програми випуску в N штук визначається наступним чином, дол.:

$$C_{\text{вир}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{ПВ}} + V_{\text{СО}} + V_{\text{пост}} + V_{\text{ЗП}} + V_{\text{ЕСВ}} + V_{\text{ЗВ}}, \quad (3.6)$$

де $V_{\text{мат}}$ - вартість основних матеріалів, сировини, докупних напівфабрикатів (поковок, штамповок, лиття); $V_{\text{ПВ}}$ - вартість покупних виробів (приладів, бортового обладнання та установок, за винятком двигунів); $V_{\text{СО}}$ - витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки; $V_{\text{пост}}$ - постановочні витрати на розробку технологічних, серійних технологічних процесів, їх обробку. Розраховуються в відсотковому співвідношенні від витрат на виготовлення технологічної оснастки ($V_{\text{СО}}$); $V_{\text{ЗП}}$ - витрати на заробітну плату (основна та додаткова) виробничих робочих; $V_{\text{ЕСВ}}$ - відрахування на соціальні заходи; $V_{\text{ЗВ}}$ - загальновиробничі витрати.

Витрати на основні матеріали, сировину та покупні напівфабрикати (поковок, штамповок, лиття) обчислюється:

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{пл}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg N}, \quad (3.7)$$

де N - річна програма випуску ЛА.

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 0,848^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg 15} = 11,790 \text{ тис. дол.}$$

Вартість покупних виробів (приладів, бортового обладнання та установок, за винятком двигунів) визначається:

$$V_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (0,02 \cdot V_{\text{max}} + 18,37 \cdot m_{\text{пл}} - 37,7) \cdot N^{-0,09}; \quad (3.8)$$

$$V_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (0,02 \cdot 220 + 18,37 \cdot 0,848 - 37,7) \cdot 10^{-0,09} = 28,091 \text{ тис. дол.}$$

Загальні витрати на виготовлення, ремонт та відновлення спеціальної технологічної оснастки, визначається за формулою:

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{к}} \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5, \quad (3.10)$$

де $T_{\text{к}}$ - трудомісткість виготовлення комплексу технологічної оснастки, млн. нормо-год; K_1 - коефіцієнт враховуючий об'єм випуску; K_2 - коефіцієнт, який враховує рівень використання нормалізованого оснащення; K_3 -

коефіцієнт, який враховує рівень наступності створеної конструкції; K_4 – коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення; K_5 – коефіцієнт, що враховує тип літака вертикального зльоту та посадки з горизонтальним положенням фюзеляжу.

Тоді

$$T_k = 0,87 \cdot 1,03^n \cdot m_{пл}; \quad (3.11)$$

де n - кількість двигунів на ЛА;

$$T_k = 0,87 \cdot 1,03^1 \cdot 0,848 = 0,759 \text{ млн. нормо – год};$$

$$K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 10 + 0,64 = 0,662;$$

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

$$K_3 = 1, \text{ поскільки } X = 0;$$

де X – відсоток деталей, що перейшли з минулої виробничої на цьому виробництві конструкції.

Для класу легких літаків: $K_4 = 1,48$;

Для усіх типів ЛВВП: $K_5 = 1$;

$$T_{осн} = 0,759 \cdot 0,662 \cdot 1,075 \cdot 1 \cdot 1,48 \cdot 1 = 0,801 \text{ млн. нормо – год};$$

Витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки визначаються:

$$CO = T_{осн} \cdot \bar{C}; \quad (3.9)$$

де \bar{C} - вартість виробництва одного нормо-часу виробництва спеціальної технологічної оснастки, що дорівнює 2,5 – 2,7 дол.;

$$CO = 2,6 \cdot 0,801 = 2,083 \text{ млн. дол.};$$

Тоді витрати на виготовлення технологічної оснастки, що припадають на один літак, розраховують за формулою:

$$B_{CO} = \frac{CO}{N_1 + N_2}; \quad (3.12)$$

$$B_{CO} = \frac{2,083}{10+15} = 83,32 \text{ тис. дол.};$$

Величину постановочних витрат визначають у відсотках від витрат на спеціальну технологічну оснастку:

$$B_{пост} = 0,43 \cdot 83,32 = 35,83 \text{ тис. дол.};$$

Витрати на заробітну плату (основна та додаткова) виробничих робочих визначаються як:

$$B_{зп} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot 3,013 \cdot m_{пл}^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{пр}, \quad (3.13)$$

де $K_{пр}$ – коефіцієнт враховуючий підвищення продуктивності праці робочих при освоєнні виробництва ЛА на протязі 7 років ($K_{пр}=1,08^{-t}$); $t = 5$ для легких літаків.

$$V_{зп} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot 3,013 \cdot 0,843^{0,903} \cdot 0,18^{0,42} \cdot 10^{-0,32} \cdot 0,68^{-5} = 6,167 \text{ тис. дол.}$$

Сума обов'язкових соціальних внесків (ЄСВ) від витрат на оплату праці робітників всіх категорій промислово-виробничого персоналу на річну програму випуску, визначається як:

$$V_{ЄСВ} = \frac{I_{ЄСВ} \cdot V_{зп} \cdot N}{100}, \quad (3.14)$$

де $I_{ЄСВ}$ - відрахування на соціальні заходи (згідно діючого законодавства є обов'язковою, т ставка ЄСВ дорівнює 22% для усіх категорій платників);

$$V_{ЄСВ} = \frac{22 \cdot 6,167 \cdot 10}{100} = 13,568 \text{ тис. дол.}$$

Загальновиробничі витрати на організацію виробництва та управління цехами, дільницями, відділеннями та іншими підрозділами основного й допоміжного виробництва а також витрати на утримання та експлуатацію машин і обладнання, укрупнено обчислюються:

$$V_{зв} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot V_{зп} \cdot N^{-0,359}; \quad (3.15)$$

$$V_{зв} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot 6,167 \cdot 10^{-0,359} = 19,174 \text{ тис. дол.}$$

Сума всіх вищезначених витрат буде складати середню виробничу вартість ЛА.

$$C_{вир} = V_{мат} + V_{пв} + V_{со} + V_{пост} + V_{зп} + V_{ЄСВ} + V_{зв},$$

$$\begin{aligned} C_{вир} &= 11,79 + 28,09 + 83,32 + 35,82 + 6,167 + 13,56 + 19,174 \\ &= 197,945 \text{ тис. дол.} \end{aligned}$$

5.3 Розрахунок собівартості літака

Витрати на збут включають такі витрати, що пов'язані з реалізацією продукції.

Витрати на збут, укрупнено можна планувати в розмірі 1,5% від виробничої собівартості:

$$V_{збут} = C_{вир} \cdot 0,015; \quad (3.16)$$

$$V_{збут} = 197,945 \cdot 0,015 = 2,969 \text{ тис. дол.}$$

Тоді повна собівартість літака із річної програми випуску в N штук, складає:

$$C_{пов} = C_{вир} + V_{збут}; \quad (3.17)$$

$$C_{пов} = 197,945 + 2,969 = 200,914 \text{ тис. дол.}$$

5.4 Розрахунок прибутку і ціни літака без двигунів

Розрахунковий прибуток від одного літака без вартості двигунів може бути визначений по коефіцієнту, планує мого прибутку (рентабельності) наступним чином:

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{K_R \cdot C_{\text{пов}}}{100}, \quad (3.18)$$

де K_R - коефіцієнт рентабельності (рекомендований для реалізації на ринках чистої конкуренції, дорівнює 20%)

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{25 \cdot 200,914}{100} = 50,228 \text{ тис. дол.}$$

Розрахункова середня ціна літака без двигунів визначається:

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{пов}} + P_{\text{ЛА}} + \text{ПДВ}; \quad (3.19)$$

де ПДВ – податок на додану вартість ЛА (держподаток в бюджет держави), ПДВ = 20% і розраховується як:

$$\text{ПДВ} = (C_{\text{пов}} + P_{\text{ЛА}}) \cdot \frac{20}{100} = 0,2 \cdot (50,228 + 200,914) = 50,228 \text{ тис. дол.}$$

$$C_{\text{ЛА}} = 200,914 + 50,228 + 50,228 = 301,37 \text{ тис. дол.}$$

5.5 Розрахунок вартості літака з двигунами

При оцінці вартісних показників двигуна його було розглянуто, як самостійний об'єкт обраний на основі льотно-технічних та вартісних показників літака. Для розроблюваного літака найбільш ефективні та економічні поршневі двигуни, які також застосовуються на літаках-прототипах.

За статистичними даними вартість ПД типу Continental GTSIO – 520 – L, який використовується на даному літаку дорівнює 105 тис.дол., а комплект гвинтів з усіма додатковими деталями коштує 35 тис. дол.

Тоді розрахункова середня ціна одного літака з двигунами буде складати:

$$C_{\text{сдв}} = C_{\text{ла}} + C_{\text{дв}} + C_{\text{гв}} = 301,37 + 57,73 + 17,2 = 376,602 \text{ тис. дол.}$$

5.6 Висновки

В даному розділі було розраховано собівартість ЛА та його повну ціну:

- виробнича собівартість одного літака складає 197,945 тис. дол.;
- повна собівартість одного літака складає 200,914 тис. дол.;
- розрахункова середня ціна літака, без врахування вартості двигуна

складає 301,37 тис. дол.;

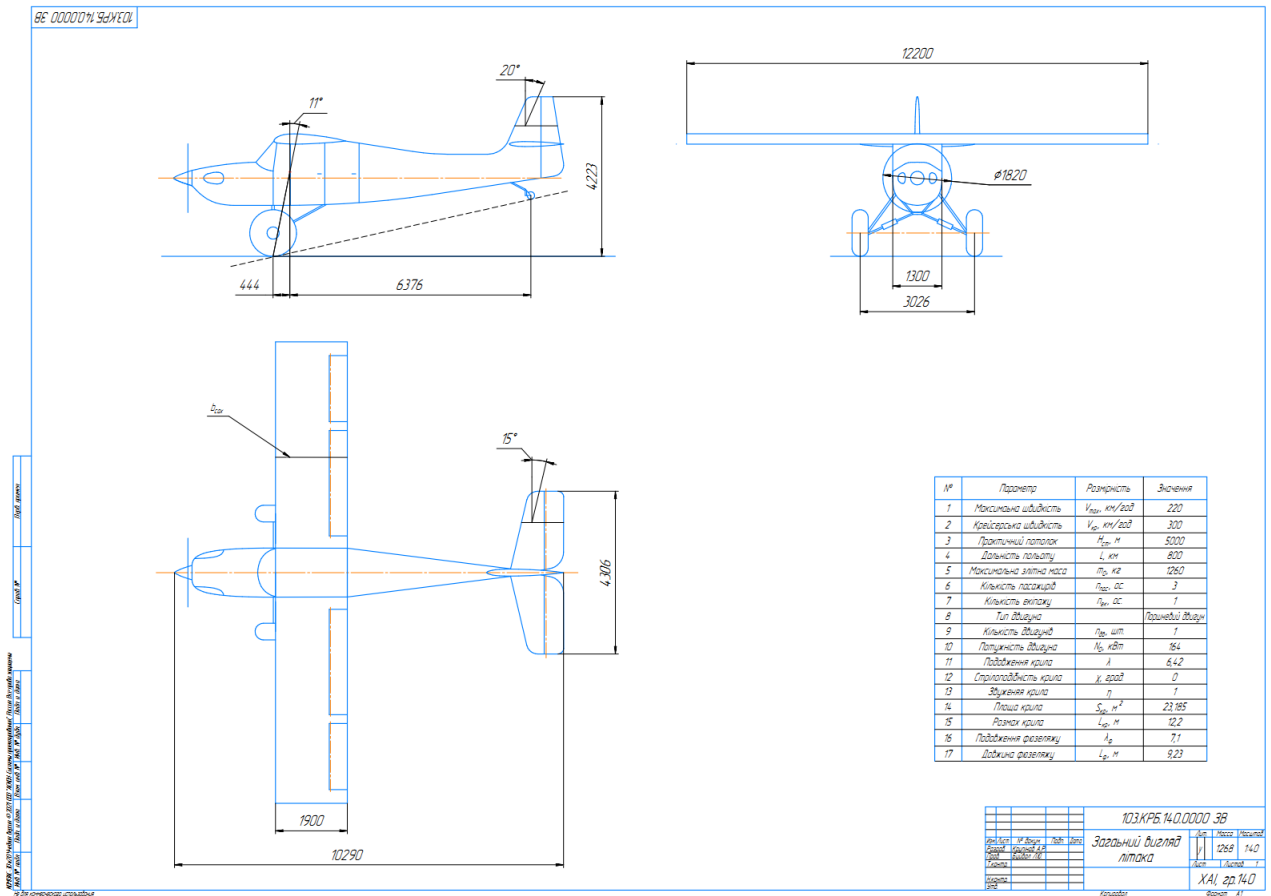
– розрахункова середня ціна літака, враховуючи вартість комплекту двигунів та гвинтів складає 376,602 тис. дол.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

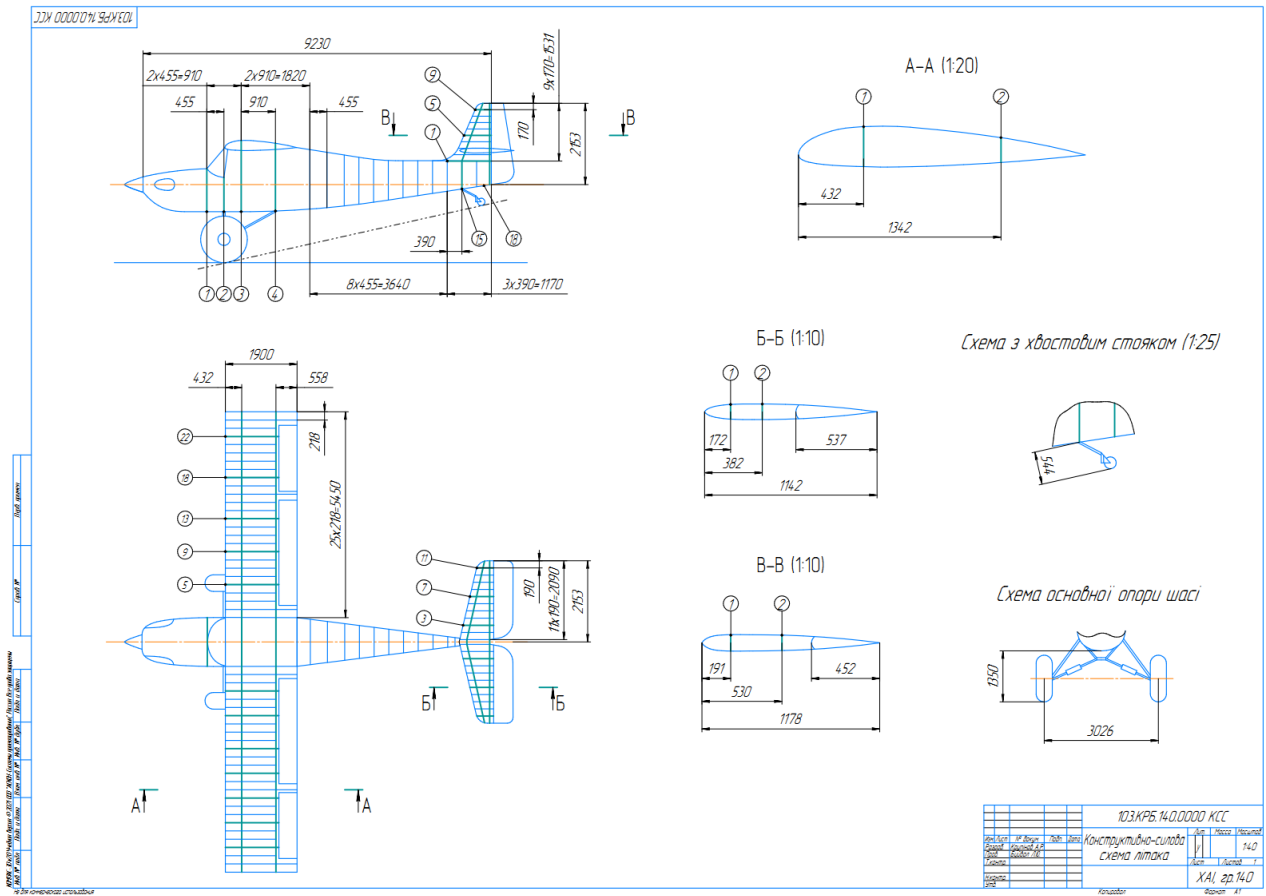
1. Разработка аванпроекта самолета [Текст]: учеб. пособие / А.К. Мялица, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребенников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 233 с.
2. Kitfox Series 7 STI [Электронный ресурс] URL: <https://kitfoxaircraft.com/aircraft-kits/>.
3. Just SuperSTOL [Электронный ресурс] URL: <https://justaircraft.com/superstol/>.
4. XCub [Электронный ресурс] URL: <https://cubcrafters.com/xcub>
5. Zenith STOL CN 750 [Электронный ресурс] URL: <https://zenithair.net/introduction-750-stol/>.
6. Zlin Savage Bober [Электронный ресурс] URL: <https://www.zlinaero.com/prodotti.php?id=6&lang=2>.
7. Barrows Bearhawk [Электронный ресурс] URL: <https://bearhawkaircraft.com/bearhawk-kits/>.
8. Авиационные правила. Ч. 23. Нормы летной годности самолетов легкой категории. – МАК, 2013.\
9. Буйвал Л. Ю., Гуменный А. М. Аванпроект гражданского легкого многоцелевого самолета // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2014. Вып. 63. С. 197–211.
10. Continental 360 Series AvGas Engine[Электронный ресурс] URL: <https://www.continental.aero/engines/300.aspx>.
11. Расчет на прочность самолета [Электронный ресурс] : консп. лекций / П. А. Фомичев, А. В. Заруцкий, С. Ф. Мандзюк. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2017. – Ч. 1. – 165 с.

12. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛОНЖЕРОНОВ КРЫЛА САМОЛЕТА [Текст] /Л.В. Капитанова, В.Н. Николаенко, А.А. Редько, В.И. Рябков, С.В. Трубаев, Т.П. Цепляева – Учеб. пособие для студентов специальности «Самолеты и вертолеты». Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – 72 с.
13. Отраслевой стандарт ОСТ 1 31100-80. Болты, винты, шпильки. Разрушающие нагрузки.
14. Технологія виробництва літальних апаратів (курсове проектування)/ За заг. Ред. В.Г, Кононенко. - К .:Вища школа 1974.-224.
15. Романовський В.П. Довідник по холодному штампуванню. – Л.: Машинобудування, 1979 – 520с.
16. Довідник конструктора штампів: Листове штампування /За заг. Ред Л.І. Рудман.- М: Машинобудування, 1988.-486 с.
17. Вибір режимів різання при обробці деталей ЛА на верстатах із ЧПК [Текст] : навч. посіб. до курс. і дипл. проектування / В.В. Воронько, Ю.В. Д'яченко, С.Д.Проскурін та ін. - Х. Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харк. авиац. ін-т», 2011. - 72 с.
18. Справочник технолога-машиностроителя: В 2-х томах. / Под ред. Косиловой А.Г. и Мещерякова Р.К. -М.: Машиностроение, 1985. Т.1 - 656 с., Т. 2-496 С.
19. Проектирование специальных станочных приспособлений /В.В. Воронько, Ю.В. Дьяченко, С.Д. Проскурин, В.Т. Сикульский. - Учеб. пособие по курсовому и дипломному проектированию. - Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т
20. «Харьк. авиац. ин-т», 2006. - 66 с.
21. Порядок оформления учебных документов [Текст]: учеб. пособие/ В.Н. Павленко, В.В. Воронько, Ю.А. Сысоев, И.М. Тараненко. - Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2013. - 76 с.

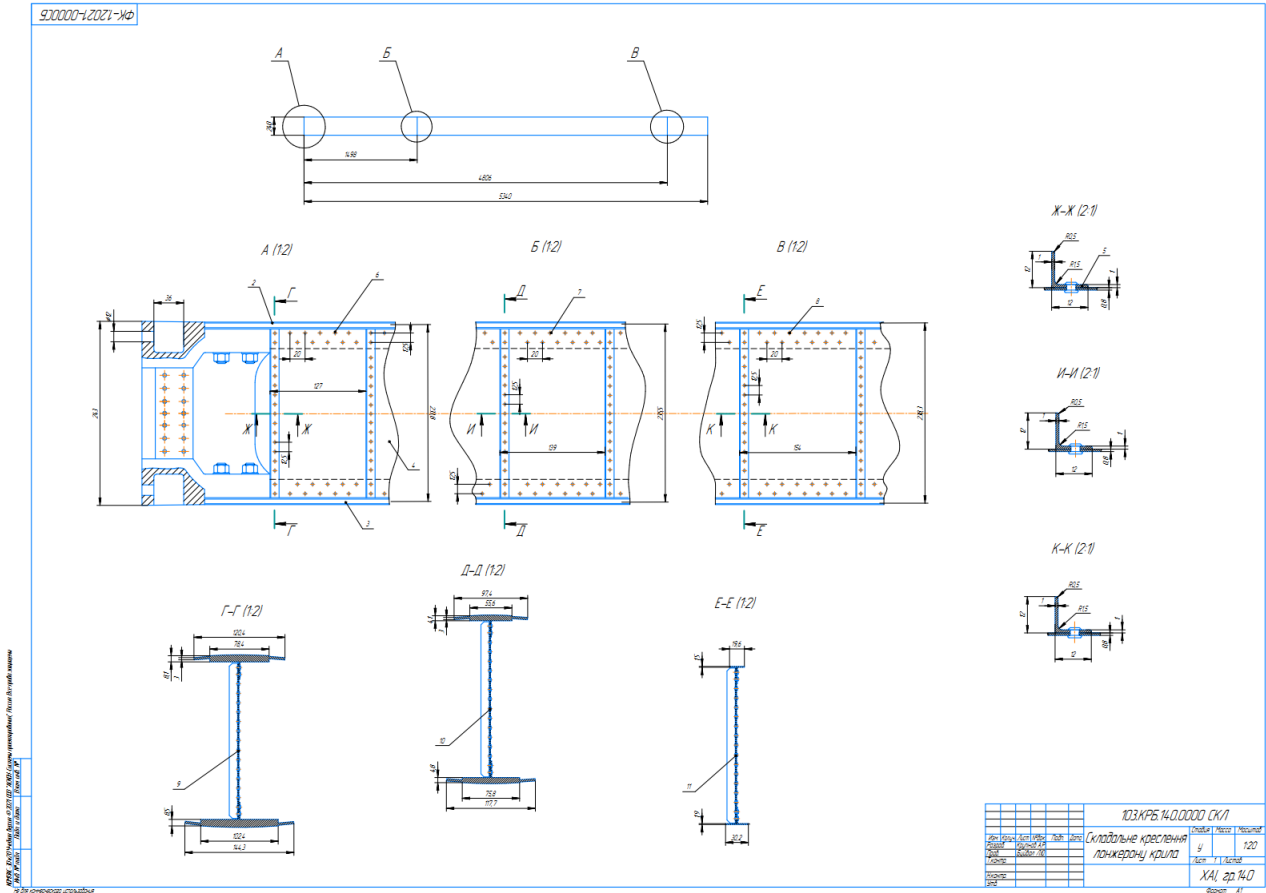
ДОДАТОК А (ЗАГАЛЬНИЙ ВИГЛЯД ЛІТАКА)



ДОДАТОК Б (КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВА СХЕМА ЛІТАКА)



ДОДАТОК В (ЛОНЖЕРОН КРИЛА ЛІТАКА)



Инв. № подл.		Подп. и дата		Взам. инв. №		Инв. № дубл.		Подп. и дата		Справ. №		Перв. примен.		
Формат	Знак	Поз	Обозначение			Наименование			Кол	Масса	Материал		Примечание	
						<u>Документація</u>								
4			ФК-1.2021-0000.ПЗ			Пояснювальна записка			1					
1			ФК-1.2021-0000.СБ			Складальне креслення			1					
						<u>Складальні одиниці</u>								
		1				Вушко стикового вузла			1		ЗОХГСА			
		2				Пояс верхній			1		Д16Т			
		3				Пояс нижній			1		Д16Т			
		4				Стінка			1		Д16Т			
		5				Профіль Д16-Т-ПР100-1					Д16Т			
						<u>Стандартні вироби</u>								
		6				Заклепка 3-6-АнОкс.-ОСТ 1 34040-79					В65			
		7				Заклепка 3-6-АнОкс.-ОСТ 1 34040-79					В65			
		8				Заклепка 3-6-АнОкс.-ОСТ 1 34040-79					В65			

КІРМІС-2012-20 Українська інженерно-конструкторська фірма "Інженерні рішення"

					103.КРБ.14.0.0000 СК/1				
Ізм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	Специфікація				
Разроб.	Крипінюв А.Р.								
Проб.	Бучівал І.Ю.								
Нконтр.					ХАІ, гр. 130				
Утв.									

Не для коммерческого использования

Копіював

Формат А4

