

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи

(тип кваліфікаційної роботи)

магістра

(освітній ступінь)

другий (магістерський)

(освітній ступінь)

На тему: «Інтегроване проектування горизонтального оперення
чотиримісного літака укороченого зльоту і посадки»

ХАІ.103.160.220.134.1701028 ПЗ

Виконав: здобувач 2го курсу магістратури групи
№160н Медвідь Анатолій Васильович

Галузь знань: 13 «Механічна інженерія»

Спеціальність: 134 «Авіаційна та ракетно-космічна
техніка»

Освітня програма: «Літаки та вертольоти»

Керівник: Капітанова Людмила Валеріївна

Рецензент: Костенко Олександр Іванович

Харків – 2023

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

Факультет	<i>Літакобудування</i>
Кафедра	<i>103 «Проектування літаків і вертольотів»</i>
Рівень вищої освіти	<i>Другий (магістрський)</i>
Галузь знань	<i>13 «Механічна інженерія»</i>
Спеціальність	<i>134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»</i>
Освітня програма	<i>«Літаки і вертольоти»</i>

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доц. Андрій ГУМЕННИЙ

“ _____ ” _____ 2023 року

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Медвідя Анатолія Васильовича

(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи **«Інтегроване проектування горизонтального оперення літака укороченого зльоту і посадки»**

керівник кваліфікаційної роботи д.т.н. доц. каф. 103 Капітанова Л.В.

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

затверджені наказом Університету № _____ уч від « _____ » _____ 2023 року

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 15.05.2023

3. Вихідні дані до роботи $M_{cr} = 0,24$; $M_{max} = 0,24$; $H_{cr} = 2,8$ км; $L = 1,6$ км; $L_p = 330$ м;
 $L_{np} = 260$ м; $n_{ек} = 1$; $n_{пас} = 3$; $N = 80,000$; $K_{max} = 17$; $\chi_{1/4} = 0^\circ$; $\chi_{ГО} = 0^\circ$; $\chi_{ВО} = 38^\circ$; $\eta = 1$;
 $\lambda = 8,4$; $\lambda_\phi = 6$.

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

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Вступ, постановка мети й задач проектування

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

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

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

1.2.3 Вибір і обґрунтування схеми літака та типу його силової установки

1.2.4 Визначення злітної маси літака, що проектується у нульовому, другому та третьому наближеннях

1.2.4.1 Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні та визначення масових характеристик агрегатів проектного літака

1.2.4.2 Визначення злітної маси літака у другому наближенні

1.2.4.3 Визначення злітної маси літака у третьому наближенні

1.2.5 Дослідження залежностей аеродинамічних та масових характеристик ЛА від геометричних параметрів планера

1.2.6 Вибір двигуна та його характеристик

1.2.7 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду

1.2.8 Вибір, обґрунтування, розробка й ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака

1.3 Визначення геометричних характеристик елементів перетину регулярної зони горизонтально оперення з умов забезпечення їхньої статичної міцності

1.3.1 Розрахунок повітряних і масових навантажень, діючих на горизонтальне оперення, побудова епюр поперечних сил, згинальних і крутильних моментів

1.3.2 Вибір аеродинамічного профілю для горизонтального оперення

1.3.3 Розробка конструкції переднього балочного лонжерону ГО

1.3.3.1 Вибір матеріалу та конструктивного виконання лонжерону

1.3.3.2 Проектування поясів балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси і заданого ресурсу

- 1.3.3.3 Проектування стінки балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси і заданого ресурсу
- 1.3.3.4 Проектування сполучних швів збірного лонжерону
- 1.3.4 Розробка конструкції заднього лонжерону ГО
 - 1.3.4.1 Вибір матеріалу та конструктивного виконання лонжерону
 - 1.3.4.2 Проектування поясів заднього лонжерону ГО
 - 1.3.4.3 Проектування стінки заднього лонжерону ГО
- 1.3.5 Розробка та проектування обшивки ГО
 - 1.3.5.1 Вибір матеріалу та конструктивного виконання обшивки ГО
 - 1.3.5.2 Проектування обшивки горизонтального оперення
- 1.3.6 Розробка конструкції посиленої нервюри ГО
 - 1.3.6.1 Вибір матеріалу та конструктивного виконання нервюри
 - 1.3.6.2 Проектування посиленої нервюри горизонтального оперення
- 1.3.7 Розробка конструкції валу ГО
 - 1.3.7.1 Вибір матеріалу та конструктивного виконання валу
 - 1.3.7.2 Проектування валу горизонтального оперення
- 1.4 Розробка конструкції силових елементів і вузлів механічного каналу системи керування рулем висоти
 - 1.4.1 Аналіз схем системи керування та конструктивних особливостей їх виконання на літаках заданого типу
 - 1.4.2 Розробка трасування, розміщення та типу проводки системи керування, розробка її кінематичної схеми. Кінематичний розрахунок системи керування
 - 1.4.3 Визначення навантажень в тягах, качалках і командному важелі системи керування
 - 1.4.4 Обґрунтування вибору конструкційних матеріалів і проектувальні розрахунки командного важеля, тяги та качалки системи керування. Розробка конструкції характерних перерізів і вузлів кріплення
 - 1.4.5 Технічний опис силових елементів системи керування

2 НАУКОВИЙ РОЗДІЛ

- 2.1 Аналіз найчастіших причин виникнення аварійних ситуацій при зльоті та посадці на аеродромах різних класів та ЗПС різних типів
 - 2.1.1 Збір статистичних даних про аварійні інциденти, що трапились при зльоті та посадці
 - 2.1.2 Аналіз статистичних даних
- 2.2 Умови базування проектного літака та його прохідність по ЗПС різних типів
 - 2.2.1 Базування ЛА та класи аеродромів

2.2.2 Прохідність літального апарату

2.3 Розрахунок основних характеристик прохідності для легкого багатоцільового літака по ЗПС різних типів

2.3.1 Визначення глибини колії й коефіцієнта опору ґрунту котінню коліс легкого літака під час проходження ЗПС із ґрунтовим покриттям

2.3.2 Визначення прохідності заданого легкого багатоцільового літака по ЗПС із штучним покриттям

2.3.3 Висновки

3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

3.1 Конкурентні переваги проектового літака й оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту

3.1.1 Характеристика тактико-економічних показників проектового пасажирського легкого літака, як товарного продукту

3.2 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літального апарату

3.2.1 Дані для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро

3.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака

3.3 Розрахунок техніко-економічних показників проектування і виробництва літального апарату

3.3.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро

3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво

3.4 Оцінка ефективності виробництва літака в залежності від обсягів їх реалізації на ринках збуту

3.4.1 Визначення точки беззбитковості

3.5 Висновки по економічній частині

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

- майстер-геометрія поверхні літака,
 - креслення загального вигляду (формат А1);
 - конструктивно-силове компонування літака (формат А1).
-
- майстер-геометрія агрегату;
 - модель розподілу простору агрегату.

Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1. Конструкторський розділ	д.т.н. доц. каф. 103 Капітанова Л.В.	10.02.23	15.04.23
2. Науковий розділ	д.т.н. доц. каф. 103 Капітанова Л.В.	10.02.23	31.04.23
3. Економічний розділ	д.н.д.у. зав. каф. 601 Ковальчук В.Г.	10.02.23	15.05.23

Нормоконтроль _____ Капітанова Людмила «15» травня 2023 р.
(підпис) (ім'я та прізвище)

Дата видачі завдання «10» січня 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1	Конструкторський розділ	15.04.2023	
2	Науковий розділ	31.04.2023	
3	Економічний розділ	15.05.2023	

Здобувач

Медвідь
(підпис)Медвідь Анатолій
(ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

_____ (підпис)

Капітанова Людмила
(ім'я та прізвище)

РЕФЕРАТ

Кваліфікаційна робота (далі Дипломний проект) магістра складається із: 131 сторінок, 69 рисунків, 22 таблиць, 2 додатки, 16 джерел.

Об'єкт дослідження – чотиримісний літак укороченого зльоту та посадки.

Мета роботи – метою даної роботи є проектування чотиримісного літака укороченого зльоту та посадки, включаючи визначення злітної маси у трьох наближеннях, визначення геометричних параметрів планера, розробку конструктивно-силової схеми, обрання двигуна, розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик. Окрім цього, метою даної роботи є проведення визначення повітряних навантажень, що діють на горизонтальне оперення даного літака, та спроектовано конструкцію горизонтального оперення.

Методи дослідження: статистичний, розрахунковий, аналітичні методи розрахунку аеродинамічних характеристик, методи будівельної механіки, розрахунку літака на міцність, програмне забезпечення, розроблене на кафедрах 101, 102, 103.

В результаті виконання роботи отримані наступні результати:

- визначені масові параметри, та маси агрегатів літака, у трьох наближеннях, серед яких злітна маса літака $m_0=1465$ кг;
- визначені геометричні параметри літака, серед яких: площа крила $S_{кр}=14,32$ м²; розмах крила $L_{кр}=10,97$ м; діаметр фюзеляжу: $d_{ф}=1,39$ м;
- розраховані повітряні й масові навантаження, діючі на горизонтальне оперення;
- спроектовано цільноповоротне горизонтальне оперення літака;
- проведено аналіз прохідності проектованого літака укороченого зльоту та посадки на аеродромах із різним покриттям;
- розраховані економічні показники виробництва літака.

Рекомендації по використанню результатів роботи: результати кваліфікаційної роботи магістра будуть використовуватись при подальшій розробці літака, його систем і агрегатів.

ЛЕГКИЙ ПАСАЖИРСЬКИЙ ЛІТАК, КОРИСНЕ НАВАНТАЖЕННЯ, НИЗЬКОКОПЛАН, ЛОНЖЕРОН, ГОРИЗОНТАЛЬНЕ ОПЕРЕННЯ, СОБІВАРТІСТЬ, РУЛЬ ВИСОТИ, ВАЛ, ПОРШНЕВИЙ ДВИГУН, ПРОХІДНІСТЬ, АЕРОДРОМ, ЗЛІТНО-ПОСАДКОВА СМУГА, НЕРВЮРА, ЕЛЕРОН.

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	Вступ, постановка мети й задач проектування.....	11
1.2	Розробка концепції створення проектованого літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	12
1.2.1	Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.....	12
1.2.2	Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.....	15
1.2.3	Вибір і обґрунтування схеми літака та типу його силової установки... ..	22
1.2.4	Визначення злітної маси літака, що проектується у нульовому, другому та третьому наближеннях.....	23
1.2.4.1	Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні та визначення масових характеристик агрегатів проектованого літака.....	23
1.2.4.2	Визначення злітної маси літака у другому наближенні.....	25
1.2.4.3	Визначення злітної маси літака у третьому наближенні.....	27
1.2.5	Дослідження залежностей аеродинамічних та масових характеристик ЛА від геометричних параметрів планера.....	29
1.2.6	Вибір двигуна та його характеристик.....	34
1.2.7	Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду.....	35
1.2.8	Вибір, обґрунтування, розробка й ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака.....	39
1.3	Визначення геометричних характеристик елементів перетину регулярної зони горизонтально оперення з умов забезпечення їхньої статичної міцності....	44
1.3.1	Розрахунок повітряних і масових навантажень, діючих на горизонтальне оперення, побудова епюр поперечних сил, згинальних і крутильних моментів	44
1.3.2	Вибір аеродинамічного профілю для горизонтального оперення.....	48
1.3.3	Розробка конструкції переднього балочного лонжерону ГО.....	50
1.3.3.1	Вибір матеріалу та конструктивного виконання лонжерону.....	50
1.3.3.2	Проектування поясів балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси і заданого ресурсу.....	51

1.3.3.3	Проектування стінки балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси і заданого ресурсу	56
1.3.3.4	Проектування сполучних швів збірного лонжерону.....	61
1.3.4	Розробка конструкції заднього лонжерону ГО.....	65
1.3.4.1	Вибір матеріалу та конструктивного виконання лонжерону	65
1.3.4.2	Проектування поясів заднього лонжерону ГО	65
1.3.4.3	Проектування стінки заднього лонжерону ГО	68
1.3.5	Розробка та проектування обшивки ГО	71
1.3.5.1	Вибір матеріалу та конструктивного виконання обшивки ГО	71
1.3.5.2	Проектування обшивки горизонтального оперення	71
1.3.6	Розробка конструкції посиленої нервюри ГО.....	73
1.3.6.1	Вибір матеріалу та конструктивного виконання нервюри.....	73
1.3.6.2	Проектування посиленої нервюри горизонтального оперення.....	73
1.3.7	Розробка конструкції валу ГО	77
1.3.7.1	Вибір матеріалу та конструктивного виконання валу	77
1.3.7.2	Проектування валу горизонтального оперення	78
1.4	Розробка конструкції силових елементів і вузлів механічного каналу системи керування рулем висоти	80
1.4.1	Аналіз схем системи керування та конструктивних особливостей їх виконання на літаках заданого типу	80
1.4.2	Розробка трасування, розміщення та типу проводки системи керування, розробка її кінематичної схеми. Кінематичний розрахунок системи керування	82
1.4.3	Визначення навантажень в тягах, качалках і командному важелі системи керування	85
1.4.4	Обґрунтування вибору конструкційних матеріалів і проектувальні розрахунки командного важеля, тяги та качалки системи керування. Розробка конструкції характерних перерізів і вузлів кріплення	85
1.4.5	Технічний опис силових елементів системи керування	86
2	НАУКОВИЙ РОЗДІЛ	88
2.1	Аналіз найчастіших причин виникнення аварійних ситуацій при зльоті та посадці на аеродромах різних класів та ЗПС різних типів	88
2.1.1	Збір статистичних даних про аварійні інциденти, що трапились при зльоті та посадці	88
2.1.2	Аналіз статистичних даних.....	88
2.2	Умови базування проектного літака та його прохідність по ЗПС різних типів	89

2.2.1	Базування ЛА та класи аеродромів	89
2.2.2	Прохідність літального апарату	92
2.3	Розрахунок основних характеристик прохідності для легкого багатоцільового літака по ЗПС різних типів	94
2.3.1	Визначення глибини колії й коефіцієнта опору ґрунту котінню коліс легкого літака під час проходження ЗПС із ґрунтовим покриттям	95
2.3.2	Визначення прохідності заданого легкого багатоцільового літака по ЗПС із штучним покриттям	98
2.3.3	Висновки	99
3	ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	100
3.1	Конкурентні переваги проектового літака й оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту	100
3.1.1	Характеристика тактико-економічних показників проектового пасажирського легкого літака, як товарного продукту	100
3.2	Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літального апарату	105
3.2.1	Дані для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро	105
3.2.2	Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака	105
3.3	Розрахунок техніко-економічних показників проектування і виробництва літального апарату	106
3.3.1	Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро	106
3.3.2	Розрахунок витрат на серійне виробництво	108
3.4	Оцінка ефективності виробництва літака в залежності від обсягів їх реалізації на ринках збуту	112
3.4.1	Визначення точки беззбитковості	113
3.5	Висновки по економічній частині	114
	БІБЛОГРАФІЧНИЙ СПИСОК	115
	ДОДАТОК А	118
	ДОДАТОК Б	131

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Вступ, постановка мети й задач проектування

У сучасному світі над створенням нового виду літального апарату (ЛА) працює ціла низка різнонаправлених команд, які у кооперації намагаються спроектувати літак, який максимально буде відповідати початковим заданим параметрам. Це складна робота, яка вимагає постійної взаємодії кількох інженерних підрозділів, для досягнення поставлених цілей.

На відміну від процесу проектування літака на початку минулого століття, у останні кілька десятиліть створення нових типів ЛА більш автоматизоване та менш затратне по часу. Це стало можливим завдяки прогресу комп'ютерних технологій. Проте, це призвело до того, що від сучасного інженера вимагається знання не лише конструкції літака, елементарні знання з міцності та аеродинаміки, а й навички користування цілим пакетом інтегрованих систем та різного роду програмним забезпеченням. Ці технології дозволяють значно пришвидшити процеси оптимізації та коригування. Тому метою даної роботи було показати не лише знання теорії, а й вміння користуватися різним програмним забезпеченням для модулювання конструкції, її оптимізації та редагування в процесі розробки.

В даній роботі метою проектування літака виступає задоволення вимоги забезпечення регламентованої довговічності літака в цілому та його збірних конструкцій на усіх етапах життєвого циклу. Це досягається шляхом розробки інтегрованого проектування збірних конструкцій за допомогою спеціального програмного забезпечення. Вирішення цілого комплексу методологічних та науково-технічних завдань, допоможе у досягненні зазначеної мети.

По-перше, необхідно розробити концепцію та наукову основу методології інтегрованого проектування й досягнення необхідної, заданої регламентом, довговічності для збірних конструкцій літака.

По-друге, треба створити метод інтегрованого проектування збірних конструкцій. Опісля необхідно впровадити розроблені методи проектування а також конструктивно-технологічні рішення в теорію і практику створення збірних конструкцій літака за допомогою інтегрованих систем CAD/CAM/CAE.

У кінцевому результаті ми повинні отримати літак, який спроектований за сучасними технологіями та методологією, в розробці якого були задіяні різного роду комп'ютерні програми, які дозволяють не лише за наявними параметрами отримати певні характеристики ЛА чи отримати візуальне відображення цих параметрів, а й спростити методи та процеси оптимізації літака та приведення його

поточних параметрів до бажаних льотно-технічних характеристик. Продемонструвати набуті під час навчання навички я хочу на прикладі інтегрованого проектування горизонтального оперення чотиримісного літака укороченого зльоту і посадки.

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

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

Основним критерієм, який лежить в основі сучасних методів проектування авіаційних конструкцій, є вимога створення надійної, безпечно-пошкоджуваної конструкції з мінімальною масою та із заданим ресурсом. При цьому, повинна забезпечуватись спроможність виявлення можливих пошкоджень конструкції до досягнення ними допустимих критичних розмірів, а також повинна зберігатися достатня залишкова міцність цієї конструкції.

Створення безпечно пошкоджуваної конструкції передбачено «Нормами міцності» і «Авіаційними правилами». При цьому, створення авіаційної конструкції, яка буде задовольняти вимоги мінімуму маси та безпеки експлуатації на заданий ресурс, є складним процесом, який вимагає залучення великої кількості спеціалістів та розробки нових методик.

Сучасні умови експлуатації та умови ринку збуту авіаційної техніки вимагають створення авіаційної техніки, що відрізняється:

- сучасним технічним і експлуатаційним рівнем розвитку, що перевищує досягнутий;
- відповідністю сучасним Нормам льотної придатності і Авіаційним правилам, гармонізованим за структурою і вимогам з FAR (JAR), стандартам якості і перспективним екологічним стандартам;
- високим ступенем конструктивно-технологічної та експлуатаційної уніфікації і спадкоємності з сучасними літаками;
- економічною ефективністю, яка безпосередньо полягає у меншій, ніж у конкурентів, ціною аналогічних літаків при порівнянних експлуатаційних показниках, заданим проектним ресурсом 80000 льотних годин (40000 польотів), проектним терміном служби (30 років) і повним призначеним ресурсом двигуна 30000 годин (15000 циклів);
- застосуванням стратегії технічної експлуатації по стану;

– впровадженням інтегрованих технологій проектування, підготовки виробництва, інженерного аналізу, випробувань, сертифікації, інформаційної підтримки життєвого циклу авіаційних комплексів за допомогою систем CAD / CAM / CAE / PLM і ERP.

Метою розробки є створення 4-місного легкого пасажирського літака укороченого злету та посадки, який задовольнятиме усі сучасні вимоги загального проектування ЛА, а також буде конкурентоспроможним на ринку літаків даного класу. При проектуванні нового зразку літального апарату, окрім забезпечення вимог, які накладає авіаційний ринок, також потрібно виконати загальні вимоги, які постають перед проектантом.

1. Аеродинамічні вимоги. Для літака повинні бути визначені оптимальні форми, параметри і взаємне розташування агрегатів, що забезпечують отримання заданих льотних і злітно-посадочних характеристик. Літак має бути досить стійкий і мати хорошу керованість на всіх режимах польоту; повинна бути забезпечена повна безпека зльоту і посадки.

2. Вимоги міцності. Всі силові елементи і вузли повинні витримувати всі види навантажень відповідно до вимог норм міцності, які передбачають різні випадки навантаження агрегатів в польоті, а також при зльоті, посадці і русі по аеродрому.

3. Вимоги жорсткості. Необхідно забезпечити збереження заданої форми агрегатів, не допускати надмірних деформацій конструкції в польоті (прогинів і кутів крутки, які можуть привести до виникнення небезпечних вібрацій конструкції) і залишкових деформацій. Недостатня жорсткість конструкції може привести до її передчасного руйнування.

4. Вимога найменшої ваги (маси). При вибраних параметрах агрегатів необхідно раціонально визначити їх конструктивно-силові схеми, причому слід прагнути до ефективного використання посиленних елементів поздовжнього і поперечного наборів крила, фюзеляжу і оперення. Мала вага (маса) конструкції агрегатів літака є одним з основних показників її досконалості.

5. Вимоги живучості. Під живучістю конструкції агрегатів літака розуміється здатність її виконувати свої функції (витримувати навантаження), не перериваючи польоту, при частковому руйнуванні. Застосування конструкцій з працюючою обшивкою при вигині і крученні істотно підвищує її живучість.

6. Експлуатаційні вимоги задовольняються цілим комплексом якостей конструкцій агрегатів і літака в цілому. До такого комплексу відносяться: а) надійність, т. е. здатність літака виконувати поставлені перед ним завдання зі збереженням своїх льотних і експлуатаційних показників в заданих межах протягом заданого проміжку часу; б) хороший доступ до всіх частин і деталей, що підлягають поточному та періодичному огляду та надання послуг; можливість

ремонті конструкції; можливість зберігання літака під відкритим небом і експлуатації його в різних метеорологічних умовах; в) відповідність конструювання літака особливостям його призначення, можливість швидко проводити його завантаження і розвантаження; г) можливість заміни основних агрегатів і вузлів конструкції в процесі експлуатації літака.

Проектований літак призначений для перевезення пасажирів. Також він повинен відповідати таким вимогам:

- широкий діапазон по швидкості, дальності, комфорту;
- висока паливна ефективність;
- меншою вартістю в порівнянні з аналогами;
- можливість використання різних варіантів комплектації обладнання (зарубіжна або вітчизняна авіоніка і обладнання).

Літак, все його обладнання, комплектуючі, двигун, а також і розроблена документація повинні відповідати:

- заданому технічному завданню (ТЗ);
- авіаційним правилам АП-25;
- допоміжна силова установка (ЗСУ) – авіаційним правилам АП-ВД (норми льотної придатності допоміжних двигунів повітряних суден);
- двигун – авіаційним правилам АП-33 (Норми льотної придатності двигунів повітряних суден).

Літак повинен бути спроектований за принципом «безпечної пошкоджуваності». Літак, обладнання та системи, двигуни повинні експлуатуватися не більше призначеного ресурсу. Літак повинен забезпечити польоти:

- в різний час доби (вночі і вдень);
- в складних і простих метеоумовах;
- над водним (моря і океани) простором;
- над гірською, горбистій і рівнинною місцевістю.

Чистота рідини гідросистеми повинна контролюватися засобами фільтрації (бортовими). Конструкція гідросистеми повинна допускати можливість демонтажу агрегатів і фільтрів, що мають менший ресурс, ніж відповідні ресурси планера, без зливу рідини. Під час всього польоту в кабіні літака повинна підтримуватися температура повітря в межах 18...25 °С. Дані температури повинні бути отримані не більш як через 25 хвилин після зльоту. Конструкція планера літака повинна допускати установку інших аналогічних двигунів. Паливна система не повинна допускати можливості накопичення забруднень у елементах подачі палива і в паливних баках. Повинні бути передбачені засоби, що забезпечують під час пожежі на двигуні, живучість силової установки, а також захист конструкції від вогню.

Відповідно до вимог на борту літака повинні бути передбачені і обладнані місця для розміщення аптечки медичної допомоги. По шуму літак не повинен порушувати вимоги 4-го розділу міжнародних стандартів «Охорона навколишнього середовища» та вимогам АП-36.

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

Проведено збір статистичних даних для літаків, які мають схожі льотно-технічні характеристики. Ці дані необхідні для наступних цілей:

- отримати необхідну інформацію про компоновку, льотні та експлуатаційні характеристики ЛА, аналогічних до такого, який проектується;
- розглянути тенденції у розвитку літаків у даному сегменті авіації;
- порівняти усі переваги та недоліки існуючих ЛА даного класу;
- виділити основні задачі, які виконують літаки-аналоги.

Нижче представлені п'ять літаків-аналогів, що мають схожі характеристики, до тих які закладаються при проектуванні ЛА «Проект 12».

Socata TB-20 Trinidad – легкий багатоцільовий літак, розроблений французькою літакобудівною компанією Socata. Даний ЛА є низькопланом із прямим крилом, класичної аеродинамічної схеми. Оперення палубного типу представлено кілем із рулем повороту та цільноповоротним стабілізатором, на якому розміщений тример. TB-20 Trinidad обладнаний поршнеvim двигуном Lycoming IO-540-C4D5D. Шасі літака трьох опорне із носовою стойкою. Основні стойки шасі та додаткова носова під час польоту ховаються у фюзеляж, для покращення аеродинаміки [28].

Нижче, на рисунку 1.1 представлений загальний вигляд літака Socata TB-20 Trinidad.

Cirrus SR22 – легкий багатоцільовий літак, розроблений американською літакобудівною компанією Cirrus. Даний ЛА є низькопланом із прямим крилом, класичної аеродинамічної схеми. Оперення палубного типу представлено кілем із рулем повороту та стабілізатором із рулем висоти. Cirrus SR22 обладнаний поршнеvim двигуном Continental IO-550-N [22]. Шасі літака трьох опорне із носовою стойкою. Основні стойки шасі та додаткова носова під час польоту не ховаються у фюзеляж, тому вони обладнані спеціальними аеродинамічними обтікачами [24].

Нижче, на рисунку 1.2 представлений загальний вигляд літака Cirrus SR22.

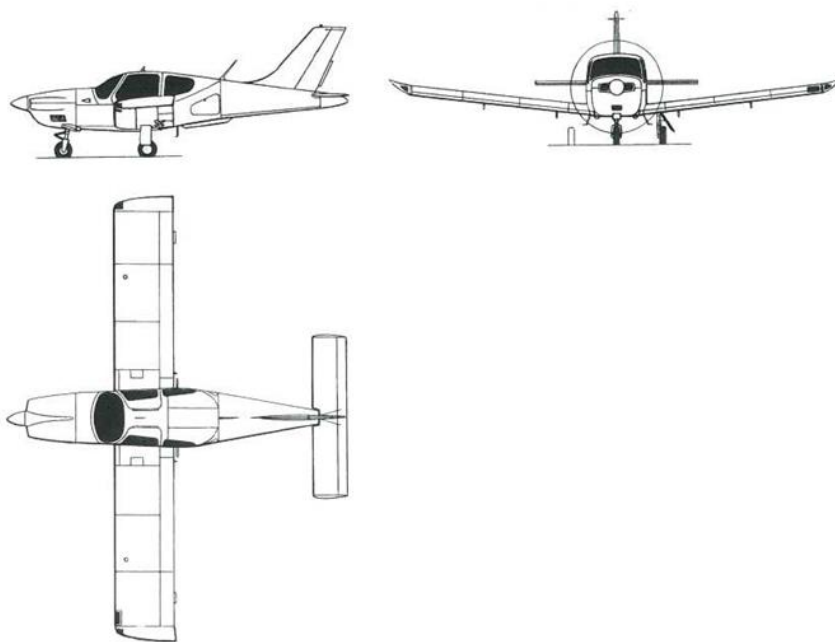


Рисунок 1.1 – Загальний вигляд літака Socata TB-20 Trinidad

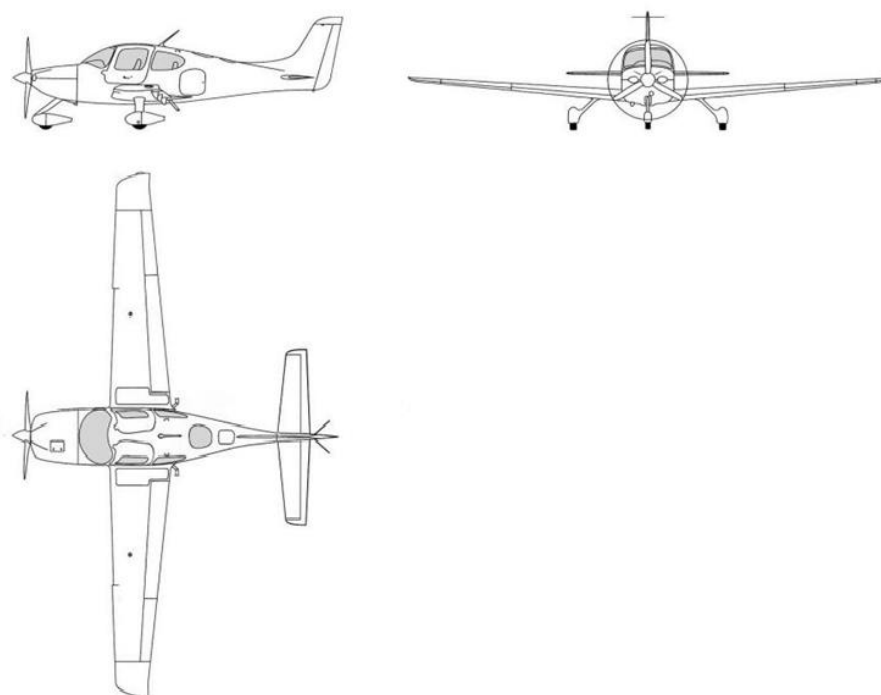


Рисунок 1.2 – Загальний вигляд літака Cirrus SR22

Piper Archer LX – легкий багатоцільовий літак, розроблений американською літакобудівною компанією Piper. Даний ЛА є низькопланом із прямим крилом, класичної аеродинамічної схеми. Оперення палубного типу представлено кілем із рулем повороту та цільноповоротним стабілізатором із тримером. Archer LX обладнаний поршневим двигуном Lycoming O-360-A4. Шасі літака трьох опорне із носовою стойкою. Основні стойки шасі та додаткова носова під час польоту не

ховаються у фюзеляж, тому вони обладнані спеціальними аеродинамічними обтікачами [25].

Нижче, на рисунку 1.3 представлений загальний вигляд літака Piper Archer LX.

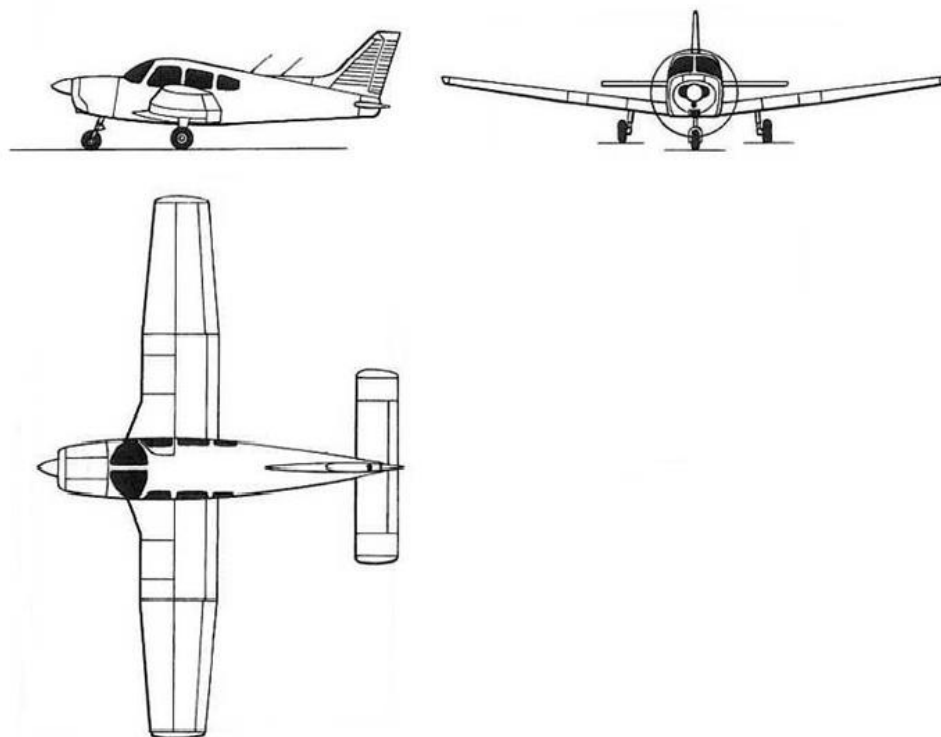


Рисунок 1.3 – Загальний вигляд літака Piper Archer LX

Grumman American AG-5B Tiger – легкий багатоцільовий літак, розроблений американською літакобудівною компанією Grumman. Даний ЛА є низькопланом із прямим крилом, класичної аеродинамічної схеми [26]. Оперення палубного типу представлено кілем із рулем повороту та стабілізатором із рулем висоти, на якому розташований тример. AG-5B Tiger обладнаний поршневим двигуном Lycoming O-360. Шасі літака трьох опорне із носовою стойкою. Основні стойки шасі та додаткова носова під час польоту не ховаються у фюзеляж, тому вони обладнані спеціальними аеродинамічними обтікачами [27].

Нижче, на рисунку 1.4 представлений загальний вигляд літака Grumman American AG-5B Tiger.

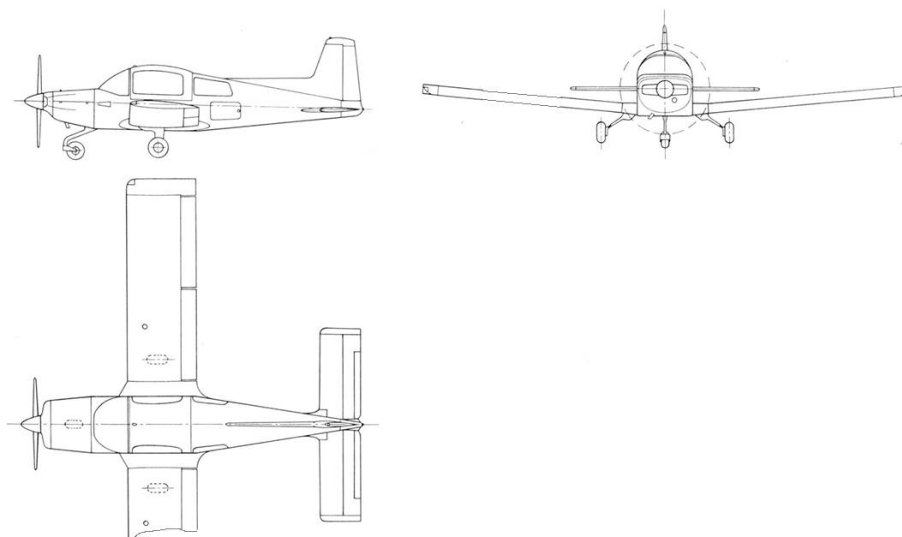


Рисунок 1.4 – Загальний вигляд літака Grumman American AG-5B Tiger

Robin DR401-180LR – легкий багатоцільовий літак, розроблений американською літакобудівною компанією Robin. Даний ЛА є низькопланом із прямим крилом, класичної аеродинамічної схеми. Оперення палубного типу представлено кілем із рулем повороту та цільноповоротним стабілізатором із тримером. DR401 обладнаний поршнеvim двигуном Lycoming 180-LR. Шасі літака трьох опорне із носовою стойкою. Основні стойки шасі та додаткова носова під час польоту не ховаються у фюзеляж, тому вони обладнані спеціальними аеродинамічними обтікачами [22].

Нижче, на рисунку 1.5 представлений загальний вигляд літака Robin DR401-180LR.

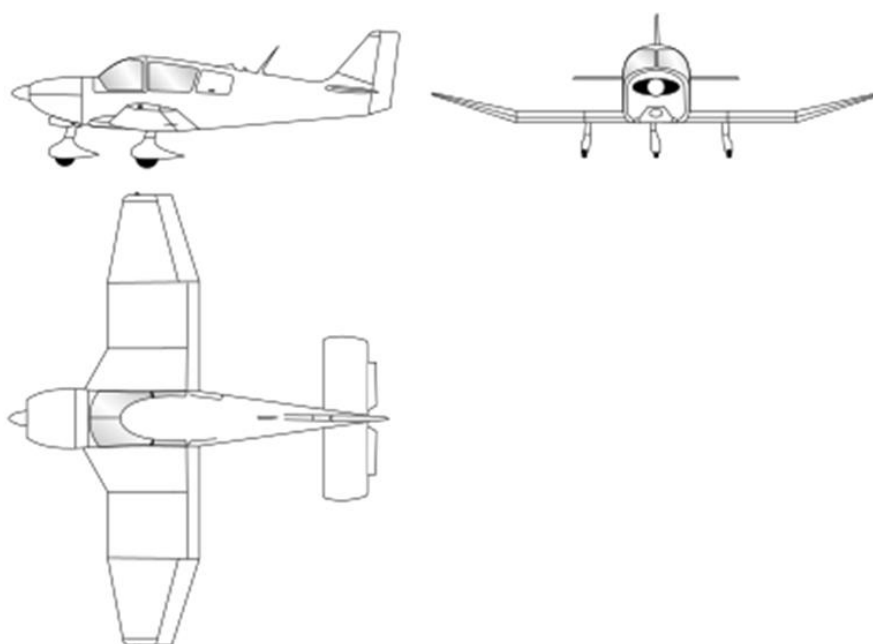


Рисунок 1.5 – Загальний вигляд літака Robin DR401-180LR

Результати обробки статистичних [1] даних літаків-аналогів наведено нижче у таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 – Статистичні дані по літаках-аналогах

Назва літака	SOCATA TB-20 Trinidad	CIRRUS SR22	PIPER Archer LX	GRUMMAN American AG-5B Tiger	ROBIN DR401-180LR	Літак, що проектується
Польотні характеристики						
V_{\max} , км/год	325	370	265	275	258	325
H_{cr} , м	2600	3500	3500	2600	2600	2800
V_{cr} , км/Г	300	345	233	267	250	300
$V_{\text{пос}}$, км/Г	109	109	83	104	100	–
$V_{\text{зл}}$, км/Г	125	125	100	112	110	–
L , км	1460	2170	967	1100	1525	1600
L_p , м	365	330	235	263	250	330
1	2	3	4	5	6	7
$L_{\text{зл}}$, м	595	569	490	473	610	570
$L_{\text{пр}}$, м	230	359	237	125	250	260
$L_{\text{пос}}$, м	535	–	420	340	530	480
Масові характеристики						
m_{\max} , кг	1400	1540	1160	1088	1000	–
m_p , кг	230	210	170	160	200	–
$m_{\text{пос}}$, кг	1200	1250	940	920	820	–
$m_{\text{пус}}$, кг	750	1008	766	680	620	–
$n_{\text{пас}}$, чол	3	3	3	3	3	3

Продовження таблиці 1.1

$n_{ек}$, чол	1	1	1	1	1	1
$m_{цн}$, кг	320	320	320	320	320	320
Характеристики силової установки						
Число і тип двигуна	1 ПД Lycoming IO-540-C4 D5D	1 ПД Continental IO-550-N	1 ПД Lycoming O-360-A4M	1 ПД Lycoming O-360	1 ПД Lycoming 180 LR	1 ПД
N_0 , кВт	186	228	132	132	132	–
$m_{дв}$, кг	150	196	154	156	154	–
Геометричні характеристики						
$S_{кр}$, м ²	11,9	13,3	15,14	13	14,20	–
$L_{кр}$, м	9,77	11,68	10,8	9,60	8,20	–
$\chi_{пк}$, град	0	2,2	4,5	0	4,5	0
$\chi_{1/4}$, град	0	1,7	3,2	0	2,7	0
$\lambda_{кр}$	8,0	10,3	7,4	7,4	7,3	8,4
$\eta_{кр}$	1	2	1,67	1	2,3	1
L_{ϕ} , м	7,70	7,92	7,30	6,70	7,10	–
D_{ϕ} , м	1,36	1,30	1,32	1,40	1,31	–
λ_{ϕ}	5,7	6,1	5,5	5	5,41	6
$S_{ГО}$, м ²	2,78	2,34	2,92	2,84	2,84	–
$S_{ВО}$, м ²	1,51	1,32	1,2	1,00	1,11	–

Продовження таблиці 1.1

η_{BO}	1,53	1,74	2,4	1,86	2,45	1,7
$\eta_{ГО}$	1	1,5	1	1	1	1
$\chi_{1/4}^{ГО}$, град	0	3,5	0	0	0	0
$\chi_{1/4}^{BO}$, град	37,2	31	38,1	15	35	38
$\overline{S_{ГО}}$	0,23	0,18	0,19	0,22	0,16	0,2
$\overline{S_{BO}}$	0,13	0,1	0,08	0,08	0,08	0,12
$\overline{S_{ел}}$	0,069	0,071	0,085	0,09	0,9	0,085
Похідні величини						
$p_0 = \frac{m_0 \cdot g}{10S}$	109,64	113,59	75,11	82,10	69,01	100
$t_0 = \frac{N_0}{m_0 \cdot g}$	0,14	0,15	0,12	0,13	0,14	–

За результатами збору статистичних даних пов'язаних із польотними характеристиками, геометричними та масовими параметрами літаків-аналогів, а також із характеристиками двигунів, які установлені на літаках-прототипах, складені тактико-технічні вимоги (ТТВ) до літака, що проектується [1].

Окрім цього, при проектуванні літака, я задався значенням циклів експлуатації 80000 та максимальною аеродинамічною якістю 17.

На основі обробки статистичних даних вибрані ТТВ приведені нижче у таблиці 1.2.

Таблиця 1.2 – Тактико-технічні вимоги, до проектного літака

M_{cr}	M_{max}	V_{cr} , км/год	V_{max} , км/год	H_{cr} , км	L , км	L_p , м	$L_{пр}$, м	$n_{пас}$, чол	$m_{цн}$, кг
0,24	0,26	300	325	2,8	1,6	330	260	3	320

Опісля аналізу статистичних даних по літаках-аналогах, було вибрано основні геометричні характеристики агрегатів судна, що проектується, які наведені нижче в таблиці 1.3.

Дані обрані параметри будуть застосовуватись у подальшому аналізі та розрахунках, а головною метою даної роботи, є приведення польотних та масових характеристик проектного літака, до заданих ТТВ, за допомогою корегування та модифікації вибраних геометричних параметрів.

Таблиця 1.3 – Основні геометричні характеристики літака

$\chi_{пк}$	$\chi_{1/4}$	$\lambda_{кр}$	$\eta_{кр}$	λ_{ϕ}	$\overline{S}_{ГО}$
0	0	8,4	1	6	0,2
$\overline{S}_{ВО}$	$\chi_{1/4}^{ГО}$	$\chi_{1/4}^{ВО}$	$\eta_{ГО}$	$\eta_{ВО}$	$\overline{S}_{ел}$
0,12	0	38	1	1,7	0,085

1.2.3 Вибір і обґрунтування схеми літака та типу його силової установки

За результатами проведеного аналізу статистичних даних було обрано аеродинамічну схему літака, що проектується, компоновання його агрегатів, а також види механізації і шасі, які будуть установлені.

Літак буде мати класичну аеродинамічну схему, тобто одне, низько розташоване крило, яке знаходиться перед оперенням. Така компоновка забезпечує статичну стійкість літака при впливі збурень зовнішнього середовища або впливів льотчика, тобто літак після припинення впливів повертається у вихідне положення. Крило знаходиться не в збуреному потоці повітря. Носова частина фюзеляжу коротка і не створює дестабілізуючого моменту.

Оперення палубного виду з одним кілем, на якому знаходиться руль напрямку та цільноповоротним стабілізатором.

Крило літака буде прямим і на ньому будуть розміщені елерони – поверхні управління літаком по крену, а також односекційні одноцилінні закрилки.

Схема літака із низько розташованим крилом має такі переваги:

- простіше обслуговування крила;
- стійки шасі при такому розташуванні крила значно легші через їх малу висоту, а також їх можна зробити досить міцними для використання ЛА на невідготовлених аеродромах;
- конструкція планера літака в цілому легша за схему із високим розташуванням крила;
- виникає екранний ефект на етапах зльоту і посадки;
- при аварійній посадці без випущених шасі основне навантаження сприймається конструкцією крила, в той же час при високому розташуванні крила необхідно усилювати нижню частину фюзеляжу;

– у випадку аварійної посадки на поверхню води кесон крила забезпечує плавучість літака за рахунок вбудованих баків.

Використання прямого крила має такі переваги:

– зрив потоку починається у кореневій частині крила, при цьому елерони залишаються в зоні нормального аеродинамічного обдуву і літак зберігає поперечну стійкість і керованість;

– швидкість потоку, що омиває поверхню крила, не розкладається на кілька складових;

– конструкція такого крила досить проста як з технологічної точки зору, так і з точки зору розрахунку зовнішніх та внутрішніх сил.

Шасі ЛА буде трьохопорним з носовою стійкою. Передня стійка одноколійна, прибирається в фюзеляж вперед по польоту. Основні стійки також одноколійні і прибираються в фюзеляж в напрямку до осі симетрії літака. Обрана схема шасі володіє такими перевагами:

– менша ймовірність козління, порівняно із схемою з хвостовою додатковою опорою;

– менша ймовірність капотування, порівняно із схемою з хвостовою додатковою опорою;

– висока керованість і стійкість шляхова при розбігу і пробігу;

– хороші характеристики завантажування-розвантажування;

– чудова видимість ВПС для пілотів.

В носу фюзеляжу буде встановлено один поршневий двигун.

1.2.4 Визначення злітної маси літака, що проектується у нульовому, другому та третьому наближеннях

1.2.4.1 Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні та визначення масових характеристик агрегатів проектного літака

Злітну масу літака в нульовому наближенні визначаємо за формулою 1.1:

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

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, кг;

$\bar{m}_{кон} = 0,26$ – відносна маса конструкції;

$\bar{m}_{су} = 0,1$ – відносна маса силової установки;

$\bar{m}_{об.упр} = 0,08$ – відносна маса обладнання;

$\bar{m}_{п}$ – відносна маса палива.

Маса комерційного навантаження:

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

де $m_{пас} = 80$ кг – стандартизована маса одного пасажера;

$n_{пас} = 3$ – кількість пасажирів.

Маса спорядження і службового навантаження:

$$m_{сп} = m_{ек} \cdot n_{ек} + \Delta m_{сп} = 80 \cdot 1 + 100 = 180 \text{ кг},$$

де $m_{ек} = 80$ кг – стандартизована маса однієї людини на борту літака;

$n_{ек} = 1$ – кількість людей у складі екіпажу літака;

$\Delta m_{сп} = 100$ кг – стандартизоване значення додаткового обладнання для літаків даного типу та класу.

Відносне значення маси палива на борту, знайдемо за допомогою формули 1.2, яка приведена нижче:

$$\bar{m}_п = \alpha + \frac{\beta \cdot L}{v} \quad (1.2)$$

де $L = 1600$ км – дальність польоту проектного ЛА;

$v_{ср} = 300$ км/год – крейсерська швидкість польоту ЛА;

$\alpha = 0,04$ і $\beta = 0,05$ – вибрані константи для даного типу ЛА.

Підставивши числові значення, отримаємо наступну величину відносної маси палива на борту ЛА:

$$\bar{m}_п = 0,04 + \frac{0,05 \cdot 1600}{300} = 0,3.$$

Підставивши числові значення у формулу 1.1, отримаємо розраховану злітну масу проектного ЛА у нульовому наближенні:

$$m_0 = \frac{240 + 180}{1 - (0,26 + 0,1 + 0,3 + 0,08)} = 1400 \text{ кг}.$$

Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та керування проведемо з урахуванням обраних коефіцієнтів відносних мас агрегатів, а також розрахованої злітної маси літального апарату.

Виходячи із отриманого значення злітної маси ЛА, визначимо маси основних агрегатів літака.

Маса конструкції літака дорівнює:

$$m_{кон} = m_0 \cdot \bar{m}_{кон} = 1400 \cdot 0,26 = 365 \text{ кг}.$$

Маса силової установки становить:

$$m_{су} = m_0 \cdot \bar{m}_{су} = 1400 \cdot 0,1 = 140 \text{ кг}.$$

Маса палива на борту становить:

$$m_п = m_0 \cdot \bar{m}_п = 1400 \cdot 0,3 = 420 \text{ кг}.$$

Маса обладнання складає:

$$m_{\text{об.кер}} = m_0 \cdot \bar{m}_{\text{об.кер}} = 1400 \cdot 0,08 = 110 \text{ кг.}$$

Визначимо маси основних агрегатів планера літака. Маса крила складає:

$$m_{\text{кр}} = m_{\text{кон}} \cdot \bar{m}_{\text{кр}} = 365 \cdot 0,38 = 139 \text{ кг.}$$

Маса фюзеляжу дорівнює:

$$m_{\text{фюз}} = m_{\text{кон}} \cdot \bar{m}_{\text{фюз}} = 365 \cdot 0,35 = 128 \text{ кг.}$$

Маса оперення складає:

$$m_{\text{оп}} = m_{\text{кон}} \cdot \bar{m}_{\text{оп}} = 365 \cdot 0,1 = 36,5 \text{ кг.}$$

Маса шасі становить:

$$m_{\text{ш}} = m_{\text{кон}} \cdot \bar{m}_{\text{ш}} = 365 \cdot 0,17 = 61,5 \text{ кг.}$$

Усі розраховані значення мас основних агрегатів планера, палива на борту та обладнання і систем, наведені нижче в таблиці 1.4.

Таблиця 1.4 – Масові характеристики літака

m_0 , кг	$m_{\text{пас}}$, кг	$m_{\text{ц.н}}$, кг	$m_{\text{сп}}$, кг	$m_{\text{кон}}$, кг	$m_{\text{су}}$, кг
1400	80	240	180	365	140
$m_{\text{п}}$, кг	$m_{\text{об.кер}}$, кг	$m_{\text{кр}}$, кг	$m_{\text{фюз}}$, кг	$m_{\text{оп}}$, кг	$m_{\text{ш}}$, кг
420	110	139	128	36,5	61,5

1.2.4.2 *Визначення злітної маси літака у другому наближенні*

Суть визначення злітної маси проектного ЛА у другому наближенні, відрізняється від нульового наближення лише достовірнішим уточненням маси конструкції планера, за рахунок, кращих та точніших методик розрахунку мас окремих агрегатів планера. Злітну масу літака в другому наближенні визначаємо за формулою 1.3:

$$m_{0_II} = \frac{m_{\text{ц.н}} + m_{\text{сп}} + m_{\text{об.кер}} + m_{\text{кон}}}{1 - (\bar{m}_{\text{су}} + \bar{m}_{\text{п}})}, \quad (1.3)$$

де m_{0_II} – злітна маса літака в другому наближенні, кг;

$m_{\text{ц.н}} = 240$ кг – маса цільового комерційного навантаження, значення узяті із розрахунку злітної маси у нульовому наближенні;

$m_{\text{сп}} = 180$ кг – маса спорядження і службового навантаження, значення узяті із розрахунку злітної маси у нульовому наближенні;

$m_{\text{об.кер}} = 110$ кг – маса обладнання, значення узяті із розрахунку злітної маси у нульовому наближенні;

$\bar{m}_{\text{су}} = 0,1$ – відносна маса силової установки;

$\bar{m}_\Pi = 0,3$ – відносна маса палива, значення узяті із розрахунку злітної маси у нульовому наближенні.

Для розрахунку злітної маси проектного ЛА у другому наближенні необхідно вирахувати масу конструкції планера. Для цього визначимо маси окремих агрегатів планера.

Масу крила у другому наближенні, можна розрахувати за формулою 1.4:

$$m_{\text{кр}_\Pi} = 1,14 \cdot 10^{-4} \cdot k_{\text{мех}} \cdot k_{\text{кон}} \cdot k_{\text{н.м}} \cdot \Phi_2 \cdot n_p \cdot \frac{\lambda_{\text{кр}}}{\cos^{1,5} \chi_{1/4}} \cdot \sqrt{\frac{m_0^3}{p \cdot \bar{C}_0 \cdot \theta}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\mu + 3}\right), \quad (1.4)$$

де $m_{\text{кр}_\Pi}$ – маса крила літака в другому наближенні, кг;

$k_{\text{мех}} = 1$; $k_{\text{кон}} = 1$; $k_{\text{н.м}} = 1$ – стандартизовані коефіцієнти (нові матеріали застосовуються обмежено);

$\lambda_{\text{кр}} = 8,4$ – подовження крила;

$\chi_{1/4} = 0^\circ$ – стрілоподібність проектного крила по $1/4$ хорди крила;

$\eta = 1$ – звуження проектного крила;

$m_0 = 1400$ кг – злітна маса проектного літака, значення узяті із розрахунку злітної маси у нульовому наближенні;

\bar{C}_0 – відносна товщина профілю крила у місці бортової хорди;

\bar{C}_k – відносна товщина профілю крила у місці кінцевої хорди;

$\mu = \bar{C}_0 / \bar{C}_k = 1$ – коефіцієнт, що враховує вплив конусності на масу крила;

$\theta = 0,9$ – для дволонжеронного крила;

p – питоме навантаження на крило, даН/м²;

Φ_2 – коефіцієнт розвантаження крила.

Коефіцієнт розвантаження крила знайдемо за формулою 1.5:

$$\Phi_2 = 0,93 - 0,014 \cdot k_{\text{су}} - 6,3 \cdot 10^{-3} \cdot k_{\text{ш.кр}} - \bar{m}_{\text{гр.кр}} \cdot \bar{z}_{\text{гр.кр}}^2, \quad (1.5)$$

де $k_{\text{су}} = 0$ – двигун розташований у фюзеляжі;

$k_{\text{ш.кр}} = 0$ – шасі розташовані у фюзеляжі.

Масу фюзеляжу у другому наближенні, можна розрахувати за формулою 1.6:

$$m_{\text{фюз}_\Pi} = 0,003 \cdot \lambda_{\text{фюз}} \cdot m_0 + 10d_{\text{фюз.екв}}^2 \cdot \lambda_{\text{фюз}} + 8d_{\text{фюз.екв}}^3 + 150M_{\text{кр}} + 300 + 0,03k_{\text{ш.фюз}} \cdot m_0, \quad (1.6)$$

де $m_{\text{фюз}_\Pi}$ – маса фюзеляжу літака в другому наближенні, кг;

$k_{\text{ш.кр}} = 1$ – шасі розташовані у фюзеляжі;

$\lambda_{\text{фюз}} = 6,0$ – подовження фюзеляжу;

$m_0 = 1400$ кг – злітна маса проектного літака, значення узяті із розрахунку злітної маси у нульовому наближенні;

$M_{\text{кр}} = 0,24$ – крейсерська швидкість польоту у числах Маха;

$d_{\text{фюз.екв}} = 1,36$ м – еквівалентний діаметр фюзеляжу.

Масу оперення у другому наближенні, можна розрахувати за формулою 1.7:

$$m_{оп_II} = (0,946 + 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot v_{сг}) \cdot (4,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot m_0) \cdot (\bar{S}_{го} + \bar{S}_{во}) \cdot \frac{m_0}{p}, \quad (1.7)$$

де $m_{оп_II}$ – маса оперення літака в другому наближенні, кг;

$m_0 = 1400$ кг – злітна маса проектованого літака, значення узяті із розрахунку злітної маси у нульовому наближенні;

$v_{сг} = 0,300$ км/год – крейсерська швидкість польоту;

p – питоме навантаження на оперення, даН/м²;

$\bar{S}_{го} = 0,2$ – відносна площа горизонтального оперення;

$\bar{S}_{во} = 0,12$ – відносна площа вертикального оперення.

Масу шасі у другому наближенні, можна розрахувати за формулою 1.8:

$$m_{ш_II} = 0,032 \cdot m_0 \cdot (m_0 \cdot 10^{-3} + 359) / (m_0 \cdot 10^{-3} + 249), \quad (1.8)$$

де $m_{ш_II}$ – маса шасі літака в другому наближенні, кг;

$m_0 = 1400$ кг – злітна маса проектованого літака, значення узяті із розрахунку злітної маси у нульовому наближенні.

Розрахунок мас агрегатів планера проектованого літака проведено з використанням вище зазначених формул та програми розрахунку електронних таблиць MS Excel. Результати розрахунків приведені у таблиці 1.5.

Таблиця 1.5 – Результати розрахунків мас агрегатів планера

$m_{кр_II}$, кг	$m_{фюз_II}$, кг	$m_{оп_II}$, кг	$m_{ш_II}$, кг	$m_{кон}$, кг
136	131	33,5	64,5	365

З урахуванням отриманих значень мас окремих агрегатів планера, за допомогою формули 1.3, вирахуємо значення злітної маси проектованого літака у другому наближенні:

$$m_{0_II} = \frac{240 + 180 + 110 + 365}{1 - (0,1 + 0,3)} = 1490 \text{ кг.}$$

1.2.4.3 *Визначення злітної маси літака у третьому наближенні*

Суть визначення злітної маси проектованого ЛА у третьому наближенні, відрізняється від другого наближення використанням порохованих мас потрібного палива та маси силової установки, замість відповідних відносних величин, а також уточнено масу необхідного обладнання. Злітну масу літака в третьому наближенні визначаємо за формулою 1.9:

$$m_{0_III} = m_{ц.н} + m_{сп} + m_{об.кер_III} + m_{кон} + m_{су_III} + m_{п_III}, \quad (1.9)$$

де m_{0_III} – злітна маса літака в третьому наближенні, кг;

$m_{ц.н} = 240$ кг – маса цільового комерційного навантаження, значення узяті із розрахунку злітної маси у нульовому наближенні;

$m_{сп} = 180$ кг – маса спорядження і службового навантаження, значення узяті із розрахунку злітної маси у нульовому наближенні;

$m_{кон} = 365$ кг – маса конструкції планера, значення узяті із розрахунку злітної маси у другому наближенні;

$m_{об.кер_III}$ – маса обладнання, кг;

$m_{су_III}$ – маса силової установки, кг;

$m_{п_III}$ – маса палива, кг.

Оновлену масу обладнання у третьому наближенні, можна розрахувати за формулою 1.10:

$$m_{об.кер_III} = k_c k_{об}^{cx} \left[500 + 0,12m_{0_II} + 0,04m_{0_II} \sqrt{\frac{n_{пас} + n_{ек}}{100}} - 0,0011m_{0_II}^{1,333} \right], \quad (1.10)$$

де $m_{об.кер_III}$ – маса обладнання літака в третьому наближенні, кг;

$k_c = 1 - 0,015 \cdot \Delta t = 0,925$ – коефіцієнт вагової досконалості обладнання (з плином часу обладнання вдосконалюється, в тому числі і по масі);

$\Delta t = 5$ р – розглянутий період перспективи;

$k_{об}^{cx} = 0,95$ – для літаків із двигунами, розташованими у фюзеляжі;

$m_{0_II} = 1490$ кг – злітна маса проектного літака, значення узяті із розрахунку злітної маси у другому наближенні;

$n_{ек} = 1$ – кількість членів екіпажу;

$n_{пас} = 3$ – кількість пасажирів.

Підставивши числові значення, отримали нове значення маси обладнання, яке буде установлене на проєктований літак – $m_{об.кер_III} = 85$ кг.

Масу силової установки, яка буде у проєктованому літаку, у третьому наближенні, можна розрахувати за формулою 1.11:

$$m_{су_III} = R \cdot m_{дв} \cdot n_{дв} \quad (1.11)$$

де $m_{су_III}$ – маса силової установки літака в третьому наближенні, кг;

$m_{дв} = 105$ кг – маса обраного двигуна;

$n_{дв} = 1$ – кількість двигунів, установлених на проєктований ЛА;

$R = 1,577$ – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки в порівнянні із масою двигуна.

Підставивши числові значення, отримали масу силової установки, яка буде установлена на проєктований літак – $m_{су_III} = 165$ кг.

Масу необхідного палива у третьому наближенні, можна розрахувати за формулою 1.12:

$$m_{п_III} = m_{0_II} \cdot \bar{m}_{п_III}, \quad (1.12)$$

де $m_{п_III}$ – маса палива літака в третьому наближенні, кг;

$m_{0_II} = 1490$ кг – злітна маса проектованого літака, значення узяті із розрахунку злітної маси у другому наближенні;

$\bar{m}_{п_III}$ – відносна маса палива.

Відносну масу палива необхідного літаку, у третьому наближенні, можна розрахувати за формулою 1.13:

$$\bar{m}_{п_III} = \bar{m}_{п_н.в} + \bar{m}_{п_з.п} + \bar{m}_{п_крейс} + \bar{m}_{п_н.з} + \bar{m}_{п_в.итр}, \quad (1.13)$$

де $\bar{m}_{п_н.в}$ – відносна маса палива, необхідного для злету та набір висоти;

$\bar{m}_{п_з.п}$ – відносна маса палива, необхідного для зниження та посадки;

$\bar{m}_{п_крейс}$ – відносна маса палива, необхідного для виконання крейсерського польоту;

$\bar{m}_{п_н.з}$ – відносна маса палива, необхідного для навігаційного запасу;

$\bar{m}_{п_в.итр} = 0,006$ – відносна маса неврахованих витрат палива.

Розрахунок відносних мас палива необхідного для виконання польоту проектованого літака проведено з використанням програми розрахунку електронних таблиць MS Excel. Результати розрахунків приведені у таблиці 1.6.

Таблиця 1.6 – Результати розрахунків мас агрегатів планера

$\bar{m}_{п_н.в}$	$\bar{m}_{п_з.п}$	$\bar{m}_{п_крейс}$	$\bar{m}_{п_н.з}$	$\bar{m}_{п_в.итр}$	$\bar{m}_{п_III}$
0,05	0,025	0,19	0,02	0,006	0,291

Використовуючи формулу 1.12, знайдемо значення маси палива необхідного для виконання польоту проектованого літака – $m_{п_III} = 430$ кг.

З урахуванням отриманих значень мас палива, силової установки та обладнання, за допомогою формули 1.11, вирахуємо значення злітної маси проектованого літака у третьому наближенні:

$$m_{0_III} = 240 + 180 + 85 + 365 + 430 + 165 = 1465 \text{ кг.}$$

1.2.5 Дослідження залежностей аеродинамічних та масових характеристик ЛА від геометричних параметрів планера

При виборі основних геометричних параметрів планера проектованого літака, потрібно розуміти, що кожен із них фактично впливає на аеродинамічні та масові характеристики даного ЛА. Тому необхідно провести аналіз, як впливають зміни деяких геометричних показників, на аеродинаміку та масу літака.

Дослідимо вплив подовження крила на коефіцієнт підйомної сили та якість літака в момент відриву. Аналіз проведений за допомогою відповідного програмного забезпечення та програми розрахунку електронних таблиць MS Excel.

Для визначення коефіцієнтів підйомної сили і опору при зльоті літака скористаємося формулами:

$$C_{y \text{ від}} = C_{y \text{ кр}}^{\text{від}} \left(1 + \Delta \overline{C}_y \frac{\delta_{z, \text{взл}} \bar{b}_z}{\delta_{z, \text{табл}} \bar{b}_{z, \text{табл}}} \bar{S}_{\text{мех}}^{\text{від}} \cos^2 \chi_{0,75} \right), \quad (1.14)$$

$$C_{x \text{ від}} = 0,012 + 1,1 C_{x0 \text{ від}} + \Delta C_{x \text{ закр}} + A_{\text{зем}} C_{y \text{ від}}^2, \quad (1.15)$$

$$K = \frac{C_{y \text{ від}}}{C_{x \text{ від}}}. \quad (1.16)$$

Результати розрахунку:

Вплив подовження крила на коеф. підйомної сили і якість при відриві.

Lk	2.00	4.00	6.00	8.00	10.00	12.00	14.00	16.00	18.00	20.00	22.00
C _y	1.23	1.65	1.74	1.78	1.80	1.81	1.82	1.83	1.83	1.83	1.84
P, [Дан / м²]											
Котр											
100.0	4.28	8.32	10.92	12.88	14.46	15.76	16.85	17.77	18.56	19.24	19.83
200.0	4.04	7.91	10.41	12.27	13.77	15.00	16.02	16.88	17.61	18.24	18.79
300.0	3.86	7.60	10.00	11.78	13.21	14.37	15.33	16.13	16.82	17.41	17.92
400.0	3.73	7.34	9.65	11.35	12.71	13.81	14.72	15.47	16.12	16.67	17.14
500.0	3.61	7.11	9.33	10.97	12.26	13.31	14.16	14.88	15.48	16.00	16.44
600.0	3.51	6.90	9.05	10.62	11.86	12.85	13.66	14.34	14.91	15.39	15.81
700.0	3.41	6.71	8.79	10.30	11.48	12.43	13.20	13.84	14.37	14.83	15.22
800.0	3.33	6.54	8.55	10.00	11.13	12.04	12.77	13.38	13.88	14.32	14.69
900.0	3.26	6.38	8.33	9.73	10.81	11.68	12.37	12.95	13.43	13.84	14.19

За результатами розрахунку побудовані графіки залежностей коефіцієнту підйомної сили від подовження крила (рисунок 1.6) та якості літака від питомого навантаження на крило при різних подовженнях крила (рисунок 1.7).

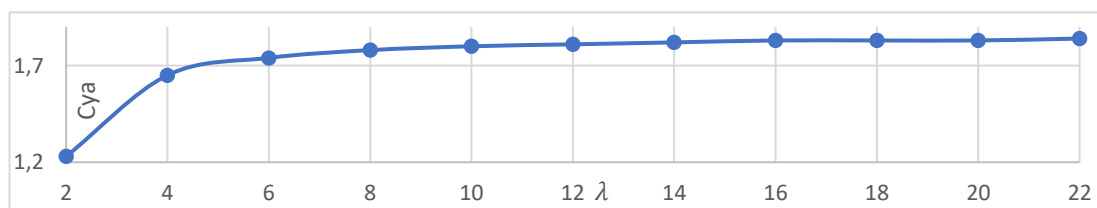


Рисунок 1.6 – Залежність коефіцієнта підйомної сили від подовження крила

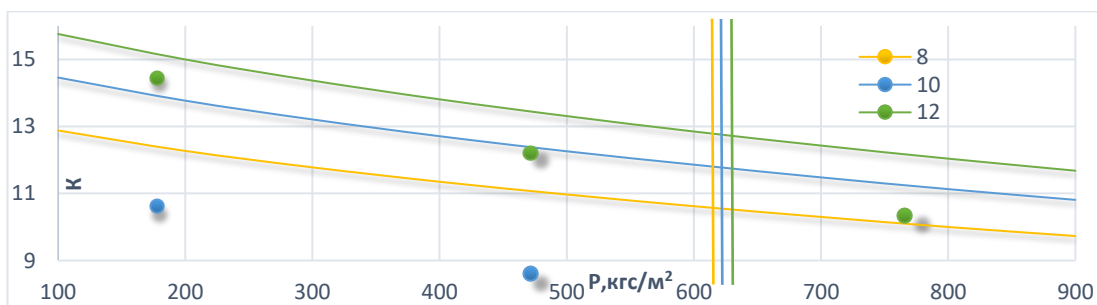


Рисунок 1.7 – Залежність якості літака від питомого навантаження на крило при різних подовженнях крила

Як висновок можна сказати, що зі збільшенням подовження крила коефіцієнт підйомної сили збільшується разом зі злітною якістю літака. Проте, для літаків-аналогів подовження становить від 8 до 10.

Дослідимо вплив подовження крила на величину стартової тягоозброєності літака, що проектується. Аналіз проведений за допомогою відповідного програмного забезпечення та програми розрахунку електронних таблиць MS Excel.

Для дослідження впливу подовження крила на тягоозброєність скористаємося формулами:

$$t_{0 \text{ крейс}} = \frac{0,933\rho_{\text{H}}M_{\text{крейс}}^2}{\xi_{\text{крейс}}} \left(\frac{F_1}{\rho} + F_2 \right), \quad (1.17)$$

$$t_{0 \text{ взл}} = \frac{1}{\xi_{\text{взл}}} \left(\frac{0,832\rho}{C_{y \text{ отр}}L_{\text{разб}}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{отр}}} + 2f \right) \right), \quad (1.18)$$

$$t_{0 \text{ без}} = \frac{n_{\text{дв}}}{\xi_{\text{взл}}(n_{\text{дв}} - 1)} \left(\frac{1}{K_{\text{отр}}} + \text{tg}(\theta_3) \right). \quad (1.19)$$

Результати розрахунку:

Стартова тягоозброєність, яка визначається довжиною розбігу.

Лк 2.00 4.00 6.00 8.00 10.00 12.00 14.00 16.00 18.00 20.00 22.00

P, [Дан / м²] TOW

100.0	0.207	0.134	0.118	0.111	0.106	0.103	0.101	0.100	0.098	0.097	0.097
200.0	0.296	0.199	0.179	0.170	0.165	0.161	0.159	0.157	0.156	0.154	0.154
300.0	0.384	0.263	0.239	0.229	0.223	0.219	0.216	0.214	0.213	0.211	0.210
400.0	0.471	0.328	0.300	0.288	0.281	0.277	0.274	0.271	0.270	0.268	0.267
500.0	0.558	0.392	0.360	0.347	0.339	0.335	0.331	0.329	0.327	0.325	0.324
600.0	0.645	0.456	0.420	0.406	0.397	0.392	0.389	0.386	0.384	0.382	0.381
700.0	0.731	0.519	0.480	0.464	0.456	0.450	0.446	0.443	0.441	0.439	0.438
800.0	0.818	0.583	0.540	0.523	0.514	0.508	0.503	0.500	0.498	0.496	0.495
900.0	0.904	0.647	0.601	0.582	0.572	0.565	0.561	0.558	0.555	0.553	0.551

Стартова тягоозброєність, що визначається безпекою зльоту.

Лк 2.00 4.00 6.00 8.00 10.00 12.00 14.00 16.00 18.00 20.00 22.00

P, [Дан / м²] TOB

100.0	0.698	0.391	0.313	0.275	0.252	0.237	0.226	0.217	0.211	0.206	0.202
200.0	0.736	0.407	0.325	0.286	0.262	0.245	0.234	0.225	0.219	0.213	0.209
300.0	0.766	0.421	0.336	0.295	0.270	0.253	0.242	0.233	0.226	0.221	0.216
400.0	0.792	0.434	0.346	0.304	0.278	0.261	0.249	0.240	0.233	0.227	0.223
500.0	0.815	0.446	0.355	0.312	0.286	0.268	0.256	0.247	0.240	0.234	0.230
600.0	0.837	0.457	0.364	0.320	0.293	0.276	0.263	0.254	0.247	0.241	0.236
700.0	0.858	0.468	0.373	0.328	0.301	0.283	0.270	0.261	0.253	0.248	0.243
800.0	0.877	0.479	0.382	0.336	0.308	0.290	0.277	0.267	0.260	0.254	0.249
900.0	0.896	0.489	0.390	0.343	0.315	0.297	0.284	0.274	0.267	0.261	0.256

Стартова тягоозброєність, що визначається крейсерською швидкістю польоту

Лк 2.00 4.00 6.00 8.00 10.00 12.00 14.00 16.00 18.00 20.00 22.00

P, [Дан / м²] ТОК

100.0	0.539	0.570	0.588	0.600	0.610	0.618	0.624	0.630	0.635	0.639	0.643
200.0	0.341	0.360	0.371	0.378	0.384	0.389	0.392	0.396	0.398	0.401	0.403
300.0	0.275	0.289	0.297	0.302	0.307	0.310	0.313	0.315	0.317	0.319	0.321
400.0	0.242	0.253	0.260	0.264	0.267	0.270	0.272	0.274	0.276	0.277	0.279
500.0	0.221	0.231	0.237	0.241	0.243	0.246	0.248	0.249	0.251	0.252	0.253
600.0	0.208	0.217	0.222	0.225	0.227	0.229	0.231	0.233	0.234	0.235	0.236
700.0	0.199	0.206	0.211	0.214	0.216	0.218	0.219	0.221	0.222	0.223	0.224
800.0	0.192	0.199	0.203	0.205	0.207	0.209	0.210	0.211	0.212	0.213	0.214
900.0	0.186	0.193	0.196	0.199	0.201	0.202	0.203	0.204	0.205	0.206	0.207

За результатами розрахунку побудовані графіки залежностей startової тягоозброєності літака від питомого навантаження на крило при різних подовженнях крила та умовах розрахунку (рисунки 1.8, 1.9 та 1.10).

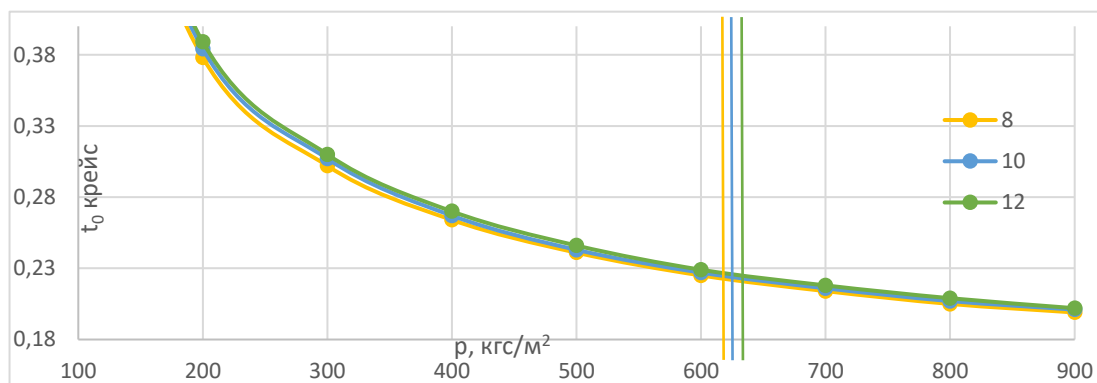


Рисунок 1.8 – Залежність startової тягоозброєності від питомого навантаження на крило в крейсерській конфігурації польоту

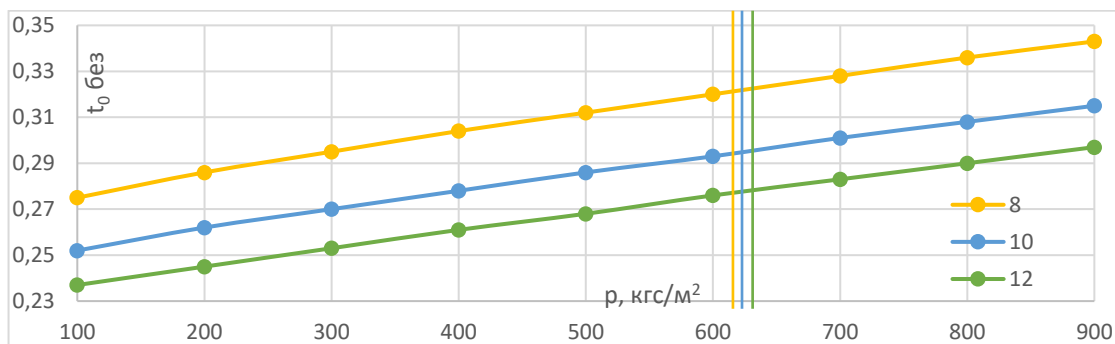


Рисунок 1.9 – Залежність startової тягоозброєності від питомого навантаження на крило, що визначається забезпеченням безпеки польоту

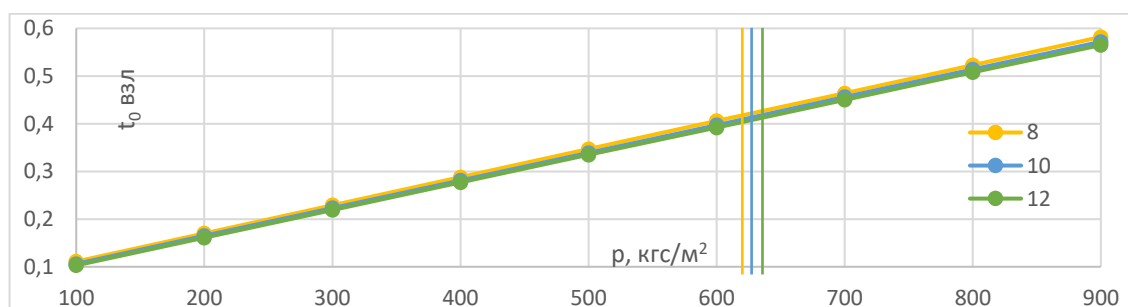


Рисунок 1.10 – Залежність startової тягоозброєності від питомого навантаження на крило, що визначається довжиною пробігу

Як висновок можна сказати, що зі збільшенням подовження крила startова тягоозброєність в крейсерській конфігурації збільшується, а у злітній конфігурації, яка визначається безпекою польоту – зменшується.

Дослідимо вплив подовження крила на величину відносної маси силової установки літака, що проектується. Аналіз проведений за допомогою відповідного програмного забезпечення та програми розрахунку електронних таблиць MS Excel.

Відносна маса силової установки визначається формулою:

$$\bar{m}_{cy} = R\gamma_{дв}t_{max}, \quad (1.20)$$

Результати розрахунку:

Стартова тягоозброєність дозвукового пасажирського літака з ПД.

Lk 2.00 4.00 6.00 8.00 10.00 12.00 14.00 16.00 18.00 20.00 22.00

P, [Дан / м²] TO

100.0	0.698	0.570	0.588	0.600	0.610	0.618	0.624	0.630	0.635	0.639	0.643
200.0	0.736	0.407	0.371	0.378	0.384	0.389	0.392	0.396	0.398	0.401	0.403
300.0	0.766	0.421	0.336	0.302	0.307	0.310	0.313	0.315	0.317	0.319	0.321
400.0	0.792	0.434	0.346	0.304	0.281	0.277	0.274	0.274	0.276	0.277	0.279
500.0	0.815	0.446	0.360	0.347	0.339	0.335	0.331	0.329	0.327	0.325	0.324
600.0	0.837	0.457	0.420	0.406	0.397	0.392	0.389	0.386	0.384	0.382	0.381
700.0	0.858	0.519	0.480	0.464	0.456	0.450	0.446	0.443	0.441	0.439	0.438
800.0	0.877	0.583	0.540	0.523	0.514	0.508	0.503	0.500	0.498	0.496	0.495
900.0	0.904	0.647	0.601	0.582	0.572	0.565	0.561	0.558	0.555	0.553	0.551

Відносна маса СУ дозвукового пасажирського літака з ПД.

Lk 2.00 4.00 6.00 8.00 10.00 12.00 14.00 16.00 18.00 20.00 22.00

P, [Дан / м²] SU

100.0	0.218	0.178	0.184	0.187	0.190	0.193	0.195	0.197	0.198	0.200	0.201
200.0	0.230	0.127	0.116	0.118	0.120	0.121	0.122	0.123	0.124	0.125	0.126
300.0	0.239	0.132	0.105	0.094	0.096	0.097	0.098	0.098	0.099	0.100	0.100
400.0	0.247	0.136	0.108	0.095	0.088	0.086	0.085	0.086	0.086	0.087	0.087
500.0	0.255	0.139	0.112	0.108	0.106	0.104	0.103	0.103	0.102	0.102	0.101
600.0	0.261	0.143	0.131	0.127	0.124	0.122	0.121	0.120	0.120	0.119	0.119
700.0	0.268	0.162	0.150	0.145	0.142	0.140	0.139	0.138	0.138	0.137	0.137
800.0	0.274	0.182	0.169	0.163	0.160	0.158	0.157	0.156	0.155	0.155	0.154
900.0	0.282	0.202	0.187	0.182	0.179	0.176	0.175	0.174	0.173	0.173	0.172

За результатами розрахунку побудовані графік залежностей стартової тягоозброєності літака від питомого навантаження на крило при різних подовженнях крила та умовах розрахунку (рисунок 1.11), а також графік залежності відносної маси силової установки від питомого навантаження на крило при різних подовженнях крила та умовах розрахунку (рисунок 1.12).

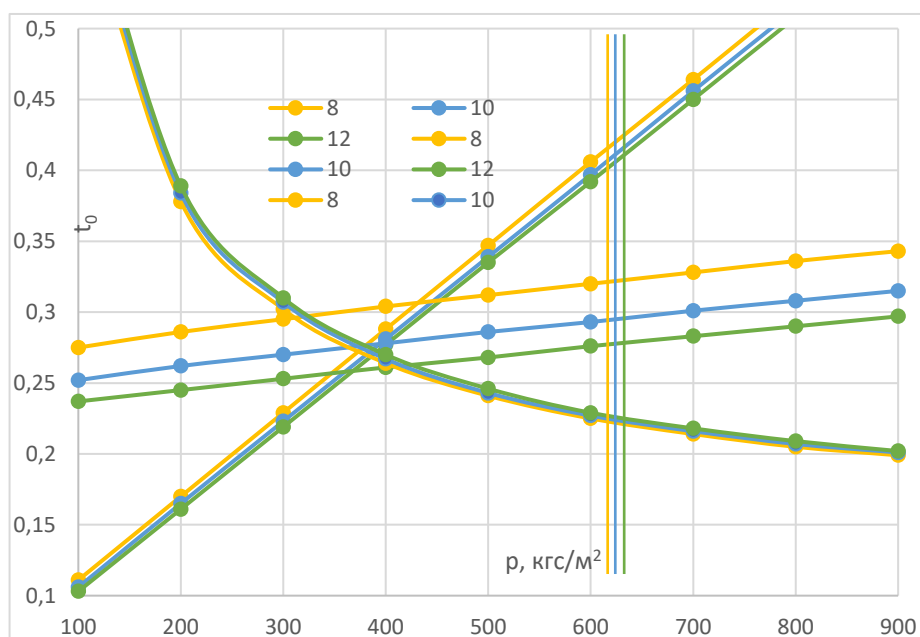


Рисунок 1.11 – Залежність стартової тягоозброєності від питомого навантаження на крило для різних значень подовження крила

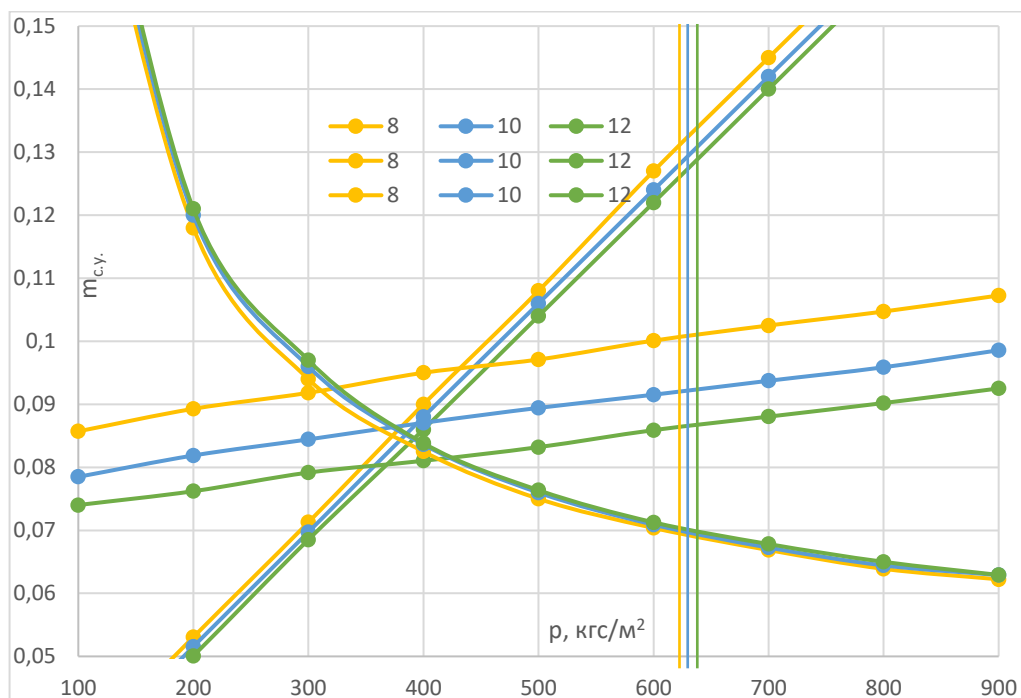


Рисунок 1.12 – Залежність відносної маси силової установки від питомого навантаження на крило для різних значень подовження крила

1.2.6 Вибір двигуна та його характеристик

Визначивши маси основних агрегатів літака, масу необхідного палива, маси усіх систем та обладнання літака, комерційне навантаження, необхідно підібрати двигун.

Визначимо необхідну потужність двигуна:

$$N_0 = g \cdot m_0 \cdot t_0, \quad (1.21)$$

де $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – прискорення вільного падіння;

$t_0 = 0,13$ – енергоозброєння літака, прийняте як середнє поміж статистичних даних.

Підставивши числові значення, отримуємо необхідну потужність двигуна:

$$N_0 = 9,81 \cdot 1400 \cdot 0,13 = 186 \text{ кВт.}$$

Виходячи із потрібної тяги, було обрано поршневий двигун Lycoming IO-540-C4 [29], характеристики якого приведені нижче в таблиці 1.7, а загальний вигляд на рисунку 1.13.

Таблиця 1.7 – Характеристики двигуна Lycoming IO-540-C4

N_0 , кВт	$m_{дв}$, кг	Габарити двигуна, мм
186	105	850x750



Рисунок 1.13 – Загальний вигляд двигуна Lycoming IO-540-C4

1.2.7 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду

Проведемо розрахунок основних геометричних параметрів крила, літака що проектується.

Площа крила визначається за формулою:

$$S_{кр} = g \cdot m_0 / (10 \cdot p_0), \quad (1.22)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$S_{кр} = 9,81 \cdot \frac{1400}{10 \cdot 100} = 14,32 \text{ м}^2,$$

де p_0 – питоме навантаження на крило.

Розмах крила знайдемо, користуючись наступною формулою:

$$L_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} \quad (1.23)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$L_{кр} = \sqrt{8,4 \cdot 14,32} = 10,97 \text{ м.}$$

Коренева хорда, яка знаходиться на осі симетрії літака, має довжину:

$$b_0 = \frac{S_{кр}}{L_{кр}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{кр}}{\eta_{кр} + 1} \quad (1.24)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$b_0 = \frac{14,32}{10,97} \cdot \frac{2 \cdot 1}{1 + 1} = 1,31 \text{ м.}$$

Кінцева хорда крила знаходиться по формулі:

$$b_k = \frac{b_0}{\eta_{кр}} \quad (1.24)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$b_k = \frac{1,31}{1} = 1,31 \text{ м.}$$

Середню аеродинамічну хорду визначаємо за формулою:

$$b_{САХ} = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta_{кр}^2 + \eta_{кр} + 1}{\eta_{кр}(\eta_{кр} + 1)} \quad (1.25)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$b_{САХ} = \frac{2}{3} \cdot 1,31 \cdot \frac{3}{2} = 1,31 \text{ м.}$$

Координату САХ по розмаху крила визначаємо за формулою:

$$z_{САХ} = \frac{L_{кр}}{6} \cdot \frac{\eta_{кр} + 2}{\eta_{кр} + 1} \quad (1.26)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$z_{САХ} = \frac{10,97}{6} \cdot \frac{1 + 2}{1 + 1} = 2,74 \text{ м.}$$

Координата носика САХ по осі Ох:

$$x_{САХ} = z_{САХ} \cdot \tan(\chi_{пк}) \quad (1.27)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$x_{САХ} = 2,74 \cdot 0 = 0 \text{ м.}$$

Проведемо розрахунок основних геометричних параметрів горизонтального оперення, літака що проектується.

Площа ГО визначається за формулою:

$$S_{ГО} = \overline{S_{ГО}} \cdot S_{кр} \quad (1.28)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$S_{ГО} = 0,2 \cdot 14,32 = 2,86 \text{ м}^2,$$

Розмах ГО знайдемо, користуючись наступною формулою:

$$L_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}} \quad (1.29)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$L_{ГО} = \sqrt{5 \cdot 2,86} = 3,78 \text{ м.}$$

Коренева хорда, яка знаходиться на осі симетрії літака, має довжину:

$$b_{ого} = \frac{S_{ГО}}{L_{ГО}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{ГО}}{\eta_{ГО} + 1} \quad (1.30)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$b_{ого} = \frac{2,86}{3,78} \cdot \frac{2 \cdot 1}{1 + 1} = 0,76 \text{ м.}$$

Кінцева хорда ГО знаходиться по формулі:

$$b_{кГО} = \frac{b_{оГО}}{\eta_{ГО}} \quad (1.31)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$b_{кГО} = \frac{0,76}{1} = 0,76 \text{ м.}$$

Середню аеродинамічну хорду ГО визначаємо за формулою:

$$b_{САХГО} = \frac{2}{3} b_{оГО} \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{\eta_{ГО}(\eta_{ГО} + 1)} \quad (1.32)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$b_{САХГО} = \frac{2}{3} \cdot 0,76 \cdot \frac{3}{2} = 0,76 \text{ м.}$$

Координату САХ по розмаху ГО визначаємо за формулою:

$$z_{САХГО} = \frac{L_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ГО} + 2}{\eta_{ГО} + 1} \quad (1.33)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$z_{САХГО} = \frac{3,78}{6} \cdot \frac{1 + 2}{1 + 1} = 0,95 \text{ м.}$$

Координата носика САХ по осі Ох:

$$x_{САХГО} = z_{САХ} \cdot \tan(\chi_{ПК}) \quad (1.34)$$

Підставивши числові значення отримаємо[^]

$$x_{САХ} = 0,95 \cdot 0 = 0 \text{ м.}$$

Проведемо розрахунок основних геометричних параметрів вертикального оперення, літака що проектується.

Площа ВО визначається за формулою:

$$S_{ВО} = \overline{S_{ВО}} \cdot S_{кр} \quad (1.35)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$S_{ВО} = 0,12 \cdot 14,32 = 1,72 \text{ м}^2,$$

Розмах ВО знайдемо, користуючись наступною формулою:

$$L_{ВО} = 0,5 \cdot \sqrt{\lambda_{ВО} \cdot S_{ВО}} \quad (1.36)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$L_{ВО} = \sqrt{1,7 \cdot 1,72} = 1,7 \text{ м.}$$

Коренева хорда, яка знаходиться на осі симетрії літака, має довжину:

$$b_{оВО} = \frac{S_{ВО}}{L_{ВО}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{ВО}}{\eta_{ВО} + 1} \quad (1.37)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$b_{оВО} = \frac{1,72}{1,7} \cdot \frac{2 \cdot 1,7}{1,7 + 1} = 1,27 \text{ м.}$$

Кінцева хорда ВО знаходиться по формулі:

$$b_{кВО} = \frac{b_{0ВО}}{\eta_{ВО}} \quad (1.38)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$b_{кВО} = \frac{2,54}{1,7} = 0,75 \text{ м.}$$

Середню аеродинамічну хорду ГО визначаємо за формулою:

$$b_{САХ ВО} = \frac{2}{3} b_{0ВО} \frac{\eta_{ВО}^2 + \eta_{ВО} + 1}{\eta_{ВО}(\eta_{ВО} + 1)} \quad (1.39)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$b_{САХ ВО} = \frac{2}{3} \cdot 1,27 \cdot \frac{1,7^2 + 1,7 + 1}{1,7(1,7 + 1)} = 1,03 \text{ м.}$$

Координату САХ по розмаху ВО визначаємо за формулою:

$$z_{САХ ВО} = \frac{L_{ВО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ВО} + 2}{\eta_{ВО} + 1} \quad (1.40)$$

Підставивши числові значення отримаємо:

$$z_{САХ ВО} = \frac{1,7}{6} \cdot \frac{1,7 + 2}{1,7 + 1} = 0,78 \text{ м.}$$

Проведемо розрахунок основних геометричних параметрів фюзеляжу, літака що проектується.

Довжина фюзеляжу розраховується за формулою:

$$L_{\phi} = D_{\phi} \cdot \lambda_{\phi}, \quad (1.41)$$

де $D_{\phi} = 1,36 \text{ м}$ – прийнятий діаметр фюзеляжу.

$$L_{\phi} = 1,36 \cdot 6 = 8,16 \text{ м.}$$

Довжина хвостової та носової частини фюзеляжу відповідно рівні:

$$L_{\phi \text{ хвос}} = D_{\phi} \cdot \lambda_{\phi \text{ хвос}} = 1,36 \cdot 2,5 = 3,4 \text{ м,}$$

$$L_{\phi \text{ нос}} = D_{\phi} \cdot \lambda_{\phi \text{ нос}} = 1,36 \cdot 1,2 = 1,63 \text{ м,}$$

де $\lambda_{\phi \text{ хвос}} = 2,5$ – подовження хвостової частини фюзеляжу;

$\lambda_{\phi \text{ нос}} = 1,2$ – подовження носової частини фюзеляжу.

Проведемо розрахунок основних геометричних параметрів шасі, літака що проектується.

Для трьохопорного шасі з носовою опорою основними параметрами можна назвати колію шасі – B , база шасі – b , кут перекидання – ϕ , виніс основних головних опор шасі – e , виніс передньої опори – a .

Колія шасі становить: $B = 2,2 \text{ м.}$

Базу шасі знайдемо за формулою:

$$b = L_{\phi} \cdot 0,3 = 0,3 \cdot 8,16 = 2,45 \text{ м.} \quad (1.42)$$

Кут перекидання становить: $\varphi = 17^\circ$.

Виніс головних опор знайдемо за формулою:

$$e = b \cdot 0,25 = 0,25 \cdot 2,45 = 0,61 \text{ м.} \quad (1.43)$$

Виніс носової стійки дорівнює:

$$a = b \cdot 0,75 = 0,75 \cdot 2,45 = 1,84 \text{ м.} \quad (1.44)$$

Перед тим як приступити до розробки теоретичного креслення літака, необхідно визначити відстань до центру мас літака від носика САХ крила. Рекомендоване значення, яке отримане із статистичних даних дорівнює:

$$x_{ц,т} = b_{САХ} \cdot 0,25 = 0,25 \cdot 1,31 = 0,21 \text{ м.} \quad (1.45)$$

Теоретичне креслення літака побудоване у наступній послідовності:

- виконано креслення фюзеляжу літака на основі розрахованих параметрів;
- виконано креслення ГО літака;
- знайдена і побудована САХ горизонтального оперення;
- знайдено положення центру мас літака, для цього відкладено плече горизонтального оперення від точки, віддаленої на 25% від носика середньої аеродинамічної хорди горизонтального оперення;
- знайдено положення САХ крила;
- побудована середня аеродинамічна хорда крила;
- побудовано загальний вигляд крила літака;
- на проекції збоку знайдено положення САХ вертикального оперення;
- побудовано креслення ВО, користуючись знайденими геометричними параметрами.

Загальний вигляд літака, що проектується наведений на рисунку А.1 в Додатку А.

1.2.8 Вибір, обґрунтування, розробка й ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака

Конструктивно-силова схема літака наведена на рисунку А.2 в Додатку А.

Розробка конструктивно-силової схеми крила літака.

На вибір конструктивно-силової схеми крила впливають такі фактори:

- компонованням крила – наявність в обшивці крила люків для обслуговування агрегату та обладнання, яке знаходиться в крилі, а також наявність баків в крилі;
- компоновання фюзеляжу – наявність достатніх об'ємів для розміщення елементів КСС крила у фюзеляжі;
- вимоги жорсткості та міцності;

– наявності на крилі додаткових систем та агрегатів, наприклад, керуючі поверхні, закрилки, передкрилки, інтерцептори, шасі, додаткові підвісні баки.

Для приблизного вибору КСС крила використовується поняття умовного лонжерону, ширина поясу якого становить 60% хорди крила в розрахунковому перерізі. В якості такого перерізу приймають кореневу хорду.

Товщину поясу умовного лонжерону визначаємо за формулою:

$$\delta_y = \frac{(p_0 \cdot S_{кр} \cdot z_{САХ} - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_{САХ} - m_{кр} \cdot g \cdot z_i) \cdot n^P}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \sigma_p} \quad (1.46)$$

де $z_i = 2,72$ м – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі від повздовжньої осі літака по розмаху крила;

$m_i = 210$ кг – маса вантажу розташованого на крилі (паливо);

$n^P = 3,75$ – коефіцієнт розрахункового перевантаження;

$\sigma_p = 330$ МПа – межа міцності для матеріалу Д16Т, який обрано як матеріал лонжерону. Головною перевагою даного матеріалу є високе значення питомої міцності матеріалу.

Підставивши числові значення, отримуємо:

$$\delta_y = \frac{(100 \cdot 14,32 \cdot 2,74 - 2 \cdot 210 \cdot 9,81 \cdot 2,74 - 139 \cdot 9,81 \cdot 2,72) \cdot 3,75}{0,96 \cdot 0,15 \cdot 1,31 \cdot 1,31 \cdot 330} = 2,1 \text{ мм.}$$

Оскільки товщина поясу умовного лонжерону менше, ніж 3 мм, то, обшивка крила буде тонкою і її критичне напруження низьким. Матеріалу недостатньо, щоб сформувати обшивку зі стрингерами, що підкріплюють обшивку і тим самим підвищують її критичні напруження.

В такому випадку раціонально використовувати лонжеронне крило, в якому згинальний момент в основному сприймається лонжеронами.

Конструктивно-силова схема крила представлена на рисунку А.3 в Додатку А та на креслені Проект12.2000-0000.КСС.

Конструктивно-силова схема крила представляє собою набір із повздовжніх і поперечних силових елементів. До продольних силових елементів можна віднести да лонжерони та стрингери.

Передній лонжерон розташований на 20% хорди крила, а задній лонжерон на 70% хорди крила, відповідно відстані від носика профіля до переднього лонжерону – 0,262 м, а від носика до заднього лонжерону – 0,917 м.

Довжина однієї консолі складає 5,485 м.

Також до продольних силових елементів можна віднести стрингери, які розташовані з кроком в 0,1 м.

Поперечний силовий набір крила складається із нервюр, їх кількість у крилі становить 23 штуки. Крок нервюр становить 0,25 м. Із них силовими нервюрами є : №2, №5, №8, №13, №16, №17, №20, №22. До силової нервюри №2 кріпиться основна стійка шасі. Силкові нервюри №5, №8, №13, №16 несуть на собі кронштейни кріплення закрилка, довжина якого 3 м. До силових нервюр №17, №20, №22 кріпиться елерон. Кількість закріплень закрилка і елерона повинна забезпечувати безпечну пошкоджуваність конструкції.

Нижче на рисунку 1.14 приведена конструктивно-силова схема крила літака, що проектується.

Розробка конструктивно-силової схема вертикального оперення.

КСС вертикального оперення представлено набором повздовжніх та поперечних силових елементів. Повздовжні силові елементи представлені двома лонжеронами, які відповідно розташовані на 20% та 60% хорди профіля ВО від носка. Також повздовжній силовий набір включає стрингери із кроком в 0,1 м.

Загалом КСС вертикального оперення включає 10 нервюр з кроком розташування в 0,25 м, з яких №1 – бортова нервюра; №2, №5, №9 – силові нервюри, на які кріпиться руль напрямку; №10 – кінцева нервюра.

Конструктивно-силова схема ВО представлена на рисунку А.4 в Додатку А та на креслені Проект12.3400-0000.КСС.

Нижче на рисунку 1.15 приведена конструктивно-силова схема ВО літака, що проектується.

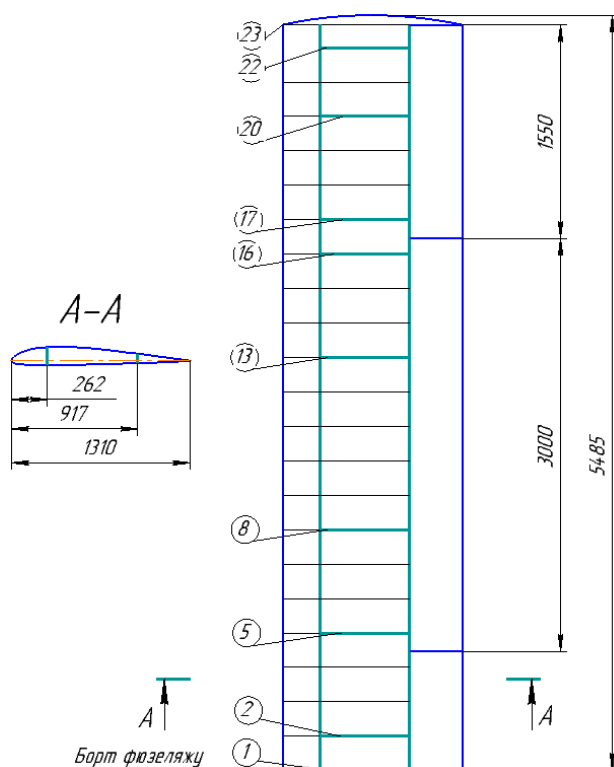


Рисунок 1.14 – Конструктивно-силова схема крила

Розробка конструктивно-силової схема горизонтального оперення.

КСС горизонтального оперення представлено набором повздовжніх та поперечних силових елементів. Повздовжні силові елементи представлені переднім балочним лонжероном та задньою стінкою, які відповідно розташовані на 20% та 60% хорди профіля ГО від носка. Відстань від носка профіля до переднього лонжерону становить 0,152 м, а до заднього – 0,456 м.

Загалом КСС горизонтального оперення включає 9 нервюр з кроком розташування в 0,25 м, з яких №1 – бортова нервюра; №2 – силова нервюра, до якої кріпиться вал, що дозволяє рух цільноповоротного стабілізатора; №9 – кінцева нервюра. За задньою стінкою розташована задня стільникова панель, яка складається із обшивок та стільникового наповнювача (основи).

Конструктивно-силова схема ГО представлена на рисунку А.5 в Додатку А та на креслені Проект12.3100-0000.КСС.

Нижче на рисунку 1.16 приведена конструктивно-силова схема ГО літака, що проектується.

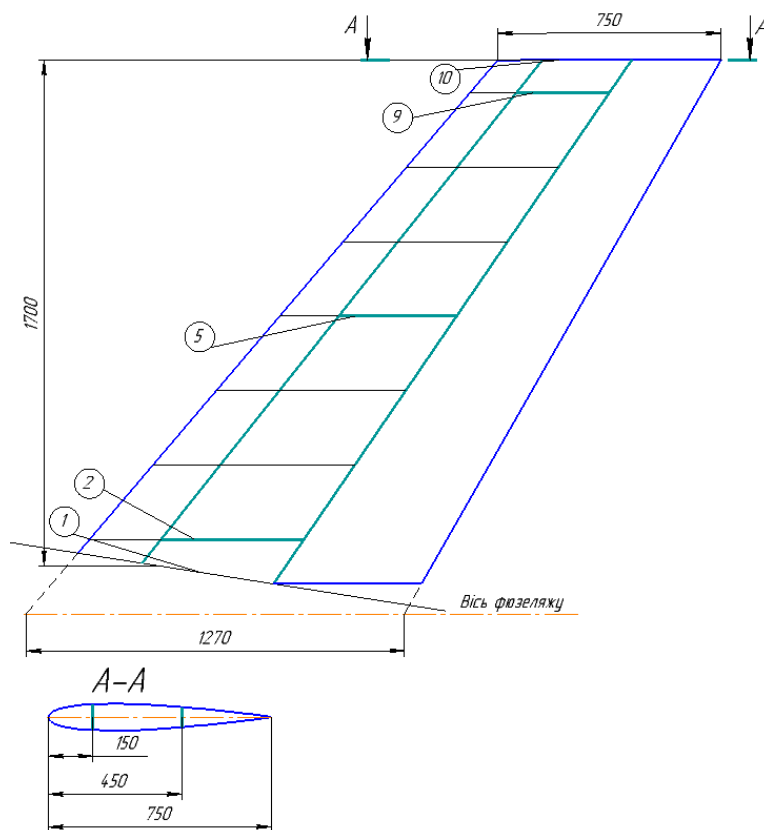


Рисунок 1.15 – Конструктивно-силова схема ВО

Розробка конструктивно-силової схема фюзеляжу літака, що проектується.

Конструкція фюзеляжу складається з подовжніх та поперечних силових елементів.

Повздовжні силові елементи – стрингери розташовані радіально з кроком 0,1 м.

Поперечний силовий набір складається із 34 нервюр. Із них 9 нервюр – силові. Нервюра №2 служить для кріплення редуктора пропелера та системи кріплення пропелера; нервюра №6 є опорою для системи кріплення двигуна літака, нервюри №14 та №17 кріпляться до лонжеронів крила; нервюри №22 та №25 розташовані в хвостовій частині крила і служать для підтримання хвосту; №31 – служить для кріплення переднього лонжерону ВО; №33 – кріплення заднього лонжерону ВО та переднього лонжерону ГО; №34 – кріплення заднього лонжерону ГО.

Крок нервюр становить 0,22 м.

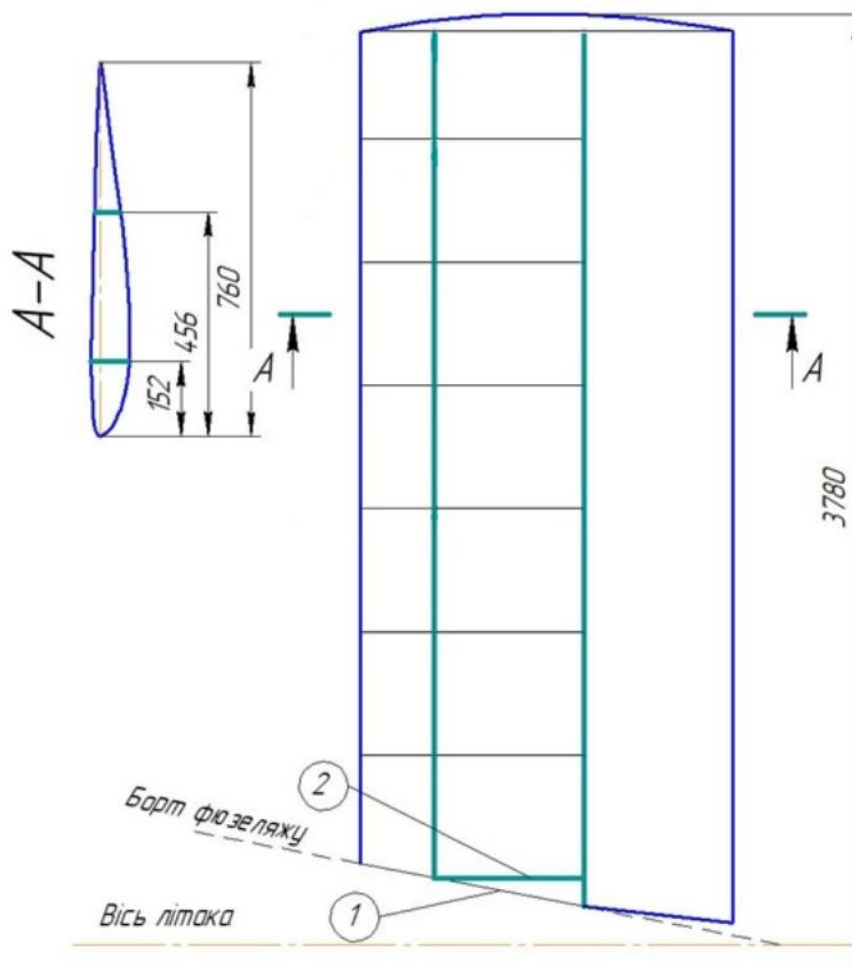


Рисунок 1.16 – Конструктивно-силова схема ГО

Конструктивно-силова схема ГО представлена на рисунку А.6 в Додатку А та на креслені Проект12.1000-0000.КСС.

Нижче на рисунку 1.17 приведена конструктивно-силова схема фюзеляжу літака, що проектується.

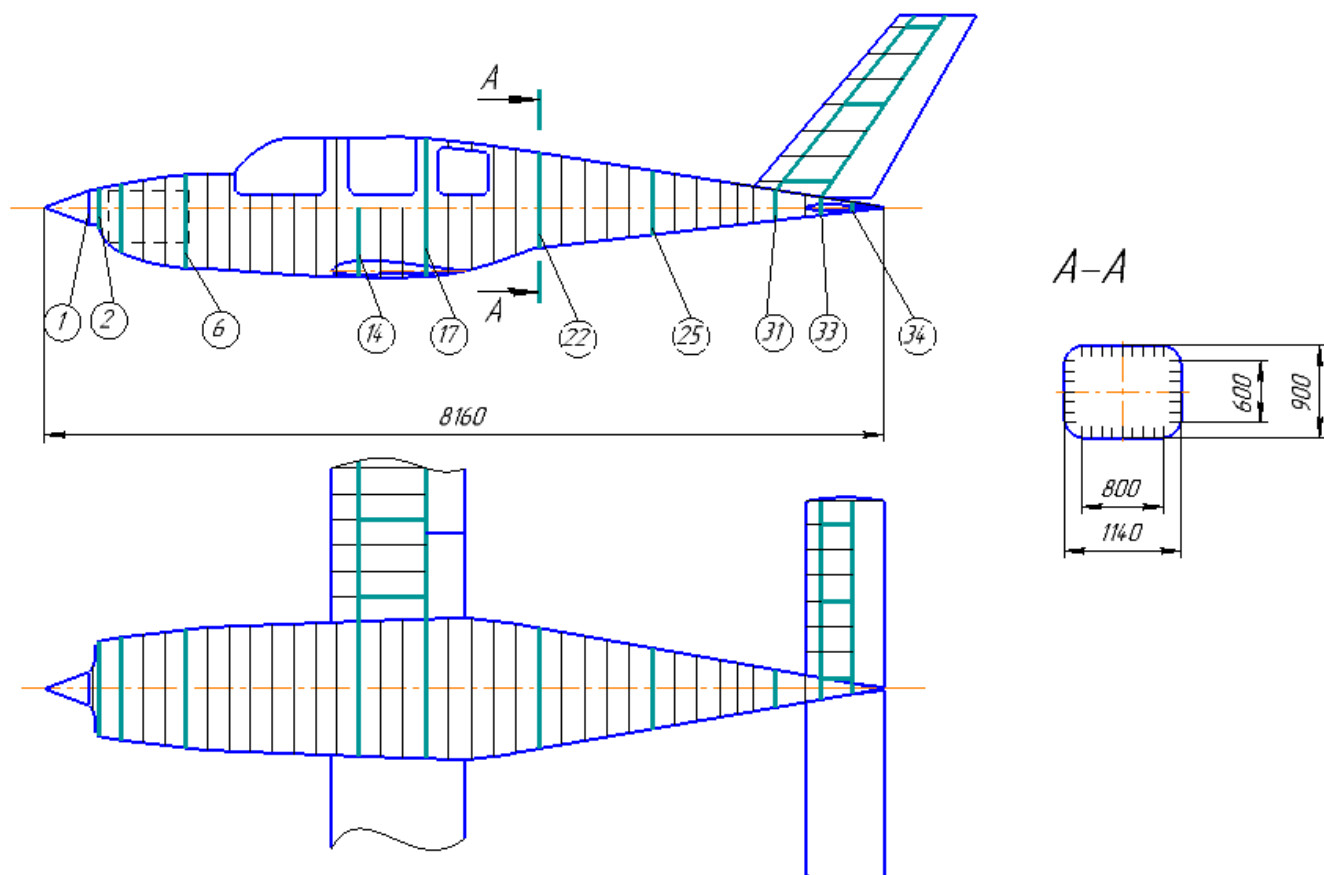


Рисунок 1.17 – КСС фюзеляжу літака

1.3 Визначення геометричних характеристик елементів перетину регулярної зони горизонтально оперення з умов забезпечення їхньої статичної міцності

1.3.1 Розрахунок повітряних і масових навантажень, діючих на горизонтальне оперення, побудова епюр поперечних сил, згинальних і крутильних моментів

Повітряне навантаження на горизонтальне оперення знаходиться через рівнодіючу від дії цього навантаження у перерізі. Розподілене (погонне) повітряне навантаження на горизонтальне оперення є підйомною силою, яку генерує відрізок консолі одиничної довжини. Розподіляється це навантаження за законом відносної циркуляції. Розподілення повітряного навантаження по довжині консолі ГО пропорційне розподіленню відносної циркуляції [9]. Тому в даному розрахунку, консоль горизонтального оперення розбивається на 11 рівних перерізів із кроком $\Delta z = 0,1$, а також вводиться додаткова координата $z' = 0,95$.

$$q_y^{\text{пов}}(z) = \frac{Y_{\text{кр}}^e}{L_{\text{кон}}} \Gamma(z), \quad (1.47)$$

де $Y_{\text{ГО}}^e$ – експлуатаційна підйомна сила горизонтального оперення, Н;

$L_{\text{кон}}$ – розмах консолі горизонтального оперення, м;

$\Gamma(z)$ – значення функції відносної циркуляції.

Функцію відносної циркуляції прийнято знаходити в вигляді суми відносної циркуляції прямого плоского горизонтального оперення $\Gamma_{\text{пр}}(z)$, з урахуванням поправок на стрілоподібність $\Delta\Gamma_{\chi}(z)$, можливу крутку $\Delta\Gamma_{\phi}(z)$, та інтерференцію горизонтального оперення і фюзеляжу $\Delta\Gamma_{\text{інт}}(z)$:

$$\Gamma(z) = \Gamma_{\text{пр}}(z) + \Delta\Gamma_{\chi}(z) + \Delta\Gamma_{\phi}(z) + \Delta\Gamma_{\text{інт}}(z) \quad (1.48)$$

В даному проекті враховується циркуляція прямого, плоского горизонтального оперення з поправкою на стрілоподібність:

$$\Gamma(z) = \Gamma_{\text{пр}}(z) + \Delta\Gamma_{\chi}(z) \quad (1.49)$$

Так як літак, що проектується буде мати пряме горизонтальне оперення, то поправка на стрілоподібність буде дорівнювати нулю.

Результати розрахунку функції відносної циркуляції по консолі горизонтального оперення приведені в Таблиці А.1 Додатку А.

Розподілення масового навантаження від маси конструкції горизонтального оперення можна вичислити за формулою:

$$q_y^{\Gamma O}(z) = \frac{n_{y \max}^e \cdot G_{\text{кр}}}{S_{\text{кр}}} b(z), \quad (1.50)$$

де $n_{y \max}^e$ – максимальне експлуатаційне перевантаження;

$G_{\text{агр}}$ – вага конструкції горизонтального оперення, Н;

$S_{\Gamma O}$ – площа горизонтального оперення, м²;

$b(z)$ – хорда горизонтального оперення в перетині, що розглядається, м.

Після визначення складових розподіленого навантаження на горизонтальне оперення, визначимо сумарне розподілене навантаження на ГО:

$$q_y^{\Sigma}(z) = q_y^{\text{пов}}(z) - q_y^{\Gamma O}(z), \quad (1.51)$$

де $q_y^{\text{пов}}(z)$ – розподілене навантаження на горизонтальне оперення від підйомної сили, Н/м;

$q_y^{\Gamma O}(z)$ – розподілене навантаження на горизонтальне оперення, від маси самої конструкції, Н/м.

У наведені вище рівності підставимо необхідні значення, розраховані у попередніх розділах.

Результати розрахунку розподілених повітряних і масових навантажень на горизонтальне оперення приведені в таблиці А.2 Додатку А, а епюри розподілення цих навантажень по консолі показано на рисунку А.7 Додатку А.

Для розрахунку і побудови епюр поперечних сил і згинальних моментів по довжині консолі, необхідно знайти функції $Q_y(z)$ та $M_y(z)$ від дії розподіленого навантаження $q_y^{\Sigma}(z)$. Для цього необхідно розрахувати:

$$\begin{aligned}
 Q_y(z) &= \int_0^z q_y(z) dz, \\
 M_z(z) &= \int_0^z Q_y(z) dz,
 \end{aligned}
 \tag{1.52}$$

Інтегрування відбувається методом трапеції. Для цього довжину консолі горизонтального оперення розбивають на 11 ділянок. На 11 ділянці значення Q_y та M_x дорівнюють нулю, а на 10-тому та подальших ділянках значення розраховують за допомогою інтегрування методом трапеції. Інтегрування здійснюють з кінця консолі, за допомогою групи формул:

$$\begin{cases}
 \Delta Q_{y10} = \frac{2 \cdot q_{y10}^{\Sigma} \cdot \Delta z}{3}, \\
 Q_{y11} = 0; Q_{y10} = \Delta Q_{y10}, \\
 \Delta Q_{yi} = \frac{q_{yi}^{\Sigma} + q_{yi+1}^{\Sigma}}{2} \cdot \Delta z,
 \end{cases}
 \tag{1.53}$$

де q_{y10}^{Σ} – сумарне розподілене навантаження на 10-тій ділянці, Н/м;

q_{yi}^{Σ} – сумарне розподілене навантаження на i -тій ділянці, Н/м;

q_{yi+1}^{Σ} – сумарне розподілене навантаження на $(i+1)$ ділянці, Н/м;

Δz – довжина однієї ділянки на розділеній консолі, м;

q_{yi}^{Σ} – сумарне розподілене навантаження на i -тій ділянці, Н/м;

q_{yi+1}^{Σ} – сумарне розподілене навантаження на $i+1$ ділянці, Н/м.

$$Q_{yi} = Q_{yi+1} + \Delta Q_{yi},
 \tag{1.54}$$

де Q_{yi+1} – значення поперечної сили на $i+1$ ділянці, Н;

ΔQ_{yi} – значення поперечної сили на i -тій ділянці, Н.

Для побудови епюри згинаючого моменту, використовують такий же принцип як і з розрахунком епюри поперечних сил і використовують групу формул:

$$\begin{cases}
 \Delta M_{x10} = \frac{\Delta Q_{y10} \cdot \Delta z}{4}, \\
 M_{x11} = 0; M_{x10} = \Delta M_{10}, \\
 \Delta M_{xi} = \frac{Q_{yi} + Q_{yi+1}}{2} \cdot \Delta z,
 \end{cases}
 \tag{1.55}$$

де Q_{y10}^{Σ} – сумарне значення поперечної сили на 10-тій ділянці, Н;

Q_{yi} – значення поперечної сили на i -тій ділянці, Н;

$Q_{y_{i+1}}$ – значення поперечної сили на $i+1$ ділянці, Н;

Δz – довжина однієї ділянки на розділеній консолі, м.

$$M_{x_i} = M_{x_{i+1}} + \Delta M_{x_i}, \quad (1.56)$$

де $M_{x_{i+1}}$ – значення згинаючого моменту на $i+1$ ділянці, Нм;

ΔM_{x_i} – значення згинального моменту на i -тій ділянці, Нм.

Результати розрахунків наведені в таблиці А.3 Додатку А, а епюри розподілення поперечних сил та згинальних моментів по довжині консолі горизонтального оперення зображені на рисунках А.8 та А.9 Додатку А.

На стадії розрахунку навантажень, положення центра жорсткості в перетині невідомо, тому будують епюри приведених моментів відносно осі приведення, після чого можна знайти точку прикладення рівнодійної навантаження поперечної сили Q в кожному перетині горизонтального оперення. На рисунку 1.18 показаний профіль крила і положення лінії центрів тиску, в якій прикладена рівнодійна від повітряного навантаження, лінія центру тяжіння перетину, лінія центрів ваги, куди прикладена рівнодійна від масового навантаження і лінія центрів тяжіння пального.

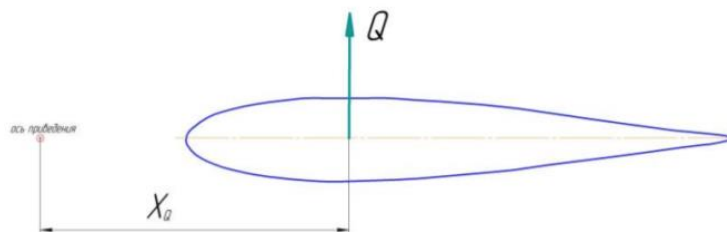


Рисунок 1.18 – Умовна вісь приведення в перерізі горизонтального оперення

Погонний приведений момент в перетині крила дорівнює:

$$m_z(z) = q_y^{\text{пов}} \cdot a_{\text{пов}} - q_y^{\text{кр}} \cdot a_{\text{кр}} - q_y^{\text{п}} \cdot a_{\text{п}}, \quad (1.57)$$

де $q_y^{\text{пов}}$ – повітряне навантаження на горизонтальне навантаження, Н/м;

$a_{\text{пов}}$ – відстань від лінії центрів тиску до осі приведення, м;

$q_y^{\text{го}}$ – навантаження від маси конструкції горизонтального оперення, Н/м;

$a_{\text{кр}}$ – відстань від лінії центрів ваги перетину до осі приведення, м.

Відстань від осі приведення до точки прикладення рівнодійної визначається за допомогою групи формул:

$$\begin{cases} a_B(z) = L_{\text{конс}} \cdot z \cdot \text{tg}\gamma + 0,25b(z), \\ a_T(z) = L_{\text{конс}} \cdot z \cdot \text{tg}\gamma + 0,4b(z), \\ a_{\text{Т}}(z) = L_{\text{конс}} \cdot z \cdot \text{tg}\gamma + 0,45b(z), \end{cases} \quad (1.58)$$

де $z = (0 \div 1)$ – номер перетину крила;

$b(z)$ – хорда горизонтального оперення в перетині, що аналізується, м.

Проінтегрувавши епюру m_z , методом трапеції отримаємо приведений момент, а саме використовуючи групу формул $M_{\text{пр}}^{\Sigma}(z)$:

$$M_{\text{пр}}^{\Sigma}(z) = \int_0^z m_z(z) dz \pm \sum_{j=1}^n G_{\text{арп}j} \cdot n_y^3 \cdot a_{\text{арп}j}, \quad (1.59)$$

де $G_{\text{арп}j}$ – вага агрегатів, Н;

$n_y^3 = 2,5$ – максимальне експлуатаційне перенавантаження;

$a_{\text{арп}j}$ – відстань від осі приведення до центра ваги агрегату, м.

$$\begin{cases} \Delta M_{z \text{ пр}10} = \frac{2 \cdot m_{z10} \cdot \Delta z}{3}, \\ M_{z \text{ пр}11} = 0; M_{z \text{ пр}10} = \Delta M_{z \text{ пр}10}, \\ \Delta M_{z \text{ пр}i} = \frac{m_{zi} + m_{zi+1}}{2} \cdot \Delta z, \end{cases} \quad (1.60)$$

де m_{z10} – погонний приведений момент на 10-тій ділянці, кН;

Δz – довжина однієї ділянки на розділеній консолі, м;

m_{zi} – погонний приведений момент на i -тій ділянці, кН;

m_{zi+1} – погонний приведений момент на $i+1$ ділянці, кН.

$$M_{z \text{ пр}i} = M_{z \text{ пр}i+1} + \Delta M_{z \text{ пр}i}, \quad (1.61)$$

де $M_{z \text{ пр}i+1}$ – значення приведенного моменту на $i+1$ ділянці, кНм;

$\Delta M_{z \text{ пр}i}$ – значення приведенного моменту на i -тій ділянці, кНм.

Результати розрахунків погонних приведених моментів наведені в таблиці А.4 Додатку А, а епюри погонних приведених та крутних моментів показані на рисунках А.10 та А.11 Додатку А.

Відстань від точки прикладення рівнодійної до осі приведення визначається за допомогою формули:

$$X_Q(z) = \frac{M_{z \text{ пр}}^{\Sigma}(z)}{Q_y^{\Sigma}(z)}, \quad (1.62)$$

де $M_{z \text{ пр}}^{\Sigma}(z)$ – сумарне значення приведенного моменту на ділянці, кНм;

$Q_y^{\Sigma}(z)$ – суммарне значення поперечної сили на ділянці, кН.

1.3.2 Вибір аеродинамічного профілю для горизонтального оперення

Для горизонтального оперення обрано Р-II 10% (обернутий) аеродинамічний профіль [21]. Нижче на рисунку 1.19 показано його загальний вигляд. Слід відмітити, що на рисунку показаний класичний вигляд цього профілю. Враховуючи, що даний профіль буде застосовуватись на горизонтальному

оперенні, то його слід розвернути, щоб результуюча аеродинамічного навантаження (підйомна сила) була направлена вниз.



$$\alpha^{\circ}_{кр} = 16,7^{\circ}; C_{y\max} = 1,238.$$

Рисунок 1.19 – Аеродинамічний профіль Р-II 10%

Геометричні характеристики, а також частина аеродинамічних характеристик профілю горизонтального оперення Р-II 10% [21], наведені нижче у таблиці 1.8.

Таблиця 1.8 – Геометричні й аеродинамічні параметри профілю Р-II 10%

Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y _в	Y _н	α°	C _y	C _x	C _m
0	0	0	-2	-0,011	0,0110	0,0308
0,005	0,0128	-0,00640	0	0,150	0,0116	0,0656
0,01	0,0186	-0,00900	2	0,271	0,0146	0,1004
0,02	0,0269	-0,01270	4	0,410	0,0206	0,1343
0,04	0,03936	-0,01608	6	0,555	0,0294	0,1700
0,06	0,04853	-0,01775	8	0,705	0,0420	0,2040
0,08	0,05556	-0,01878	10	0,845	0,0570	0,2375
0,1	0,06131	-0,01965	12	0,978	0,0756	0,2695
0,15	0,07135	-0,02061	14	1,105	0,0946	0,2980
0,2	0,07668	-0,02110	16	1,218	0,1164	0,3235
0,25	0,07857	-0,02143	18	1,170	0,1630	0,3480
0,3	0,07847	-0,02135	20	1,131	0,1994	0,3535
0,35	0,07686	-0,02090	22	1,094	0,2390	
0,4	0,07408	-0,02006				
0,45	0,07020	-0,01900				
0,5	0,06553	-0,01773				
0,55	0,06022	-0,01636				
0,6	0,05451	-0,01489				
0,65	0,048496	-0,013324				
0,7	0,042213	-0,011627				
0,75	0,035653	-0,009867				
0,8	0,028900	-0,008080				
0,85	0,0218743	-0,0062457				
0,9	0,0147510	-0,004309				
0,95	0,0073600	-0,002200				
1	0	0				

На рисунку 1.20 приведені частково аеродинамічні характеристики вибраного профілю [21].

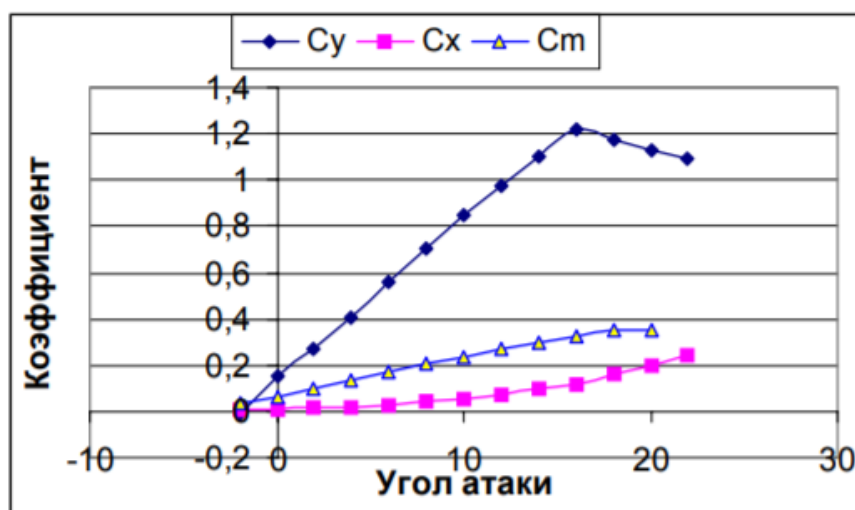


Рисунок 1.20 – Аеродинамічні характеристики профілю P-II 10%

1.3.3 Розробка конструкції переднього балочного лонжерону ГО

1.3.3.1 Вибір матеріалу та конструктивного виконання лонжерону

Основним критерієм вибору матеріалу для якогось елемента силової конструкції є інтенсивність навантаження цієї деталі, яка визначається за формулою:

$$I = \frac{M_{зг} \cdot 0,7}{H^3}, \quad (1.63)$$

де $M_{зг} = 2854$ Нм – максимальний згинальний момент, який діє у перерізі горизонтального оперення;

$H = 0,07$ м – будівельна висота профілю горизонтального оперення у місці розташування переднього лонжерону.

Відмічу, що у даному розрахунку, приймається, що передній балочний лонжерон сприймає 70% від усього моменту згинального, який діє на переріз. А решта 30% сприймає задній лонжерон.

Підставивши наявні дані у формулу, отримаємо:

$$I = \frac{2854 \cdot 0,7}{0,07^3} = 5824490 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2} = 5,82449 \text{ МПа}$$

За інженерною практикою, у випадку якщо інтенсивність навантаження менше за 100 МПа, то обирають дюралюмінієві сплави.

Основними матеріалами, які застосовуються в авіації є – алюмінієві сплави. Головними перевагами алюмініїв є їх висока питома міцність, дешевизна та

легкість в механічній обробці. Завдяки цим якостям алюмінієві сплави міцно закріпились в конструкції основних агрегатів літака. В той же час, одним з головних недоліків цих сплавів є їх низька корозійна стійкість. Враховуючи це, розроблено багато запобіжних методик та заходів, щоб запобігти корозії (різного роду фінішні покриття та плакування).

Основними алюмінієвими сплавами, які застосовуються в авіації є сплав 2024-T3 та 7075-T6 – іноземні аналоги вітчизняних Д16Т та В95, відповідно.

Сплав 2024-T3 – це сплав, до складу якого, окрім алюмінію, входить мідь. Цей сплав має хороші характеристики міцності та жорсткості, проте його «мінусом» можна назвати низьку корозійну стійкість. Але великою перевагою 2024-T3 є низька швидкість росту тріщини в деталях із цього сплаву, завдяки його високій в'язкості. Характеристики сплаву наведені нижче в таблиці 1.9.

Сплав 7075-T6 – це сплав алюмінію з цинком та міддю. Сплав має високі показники міцності та корозійної стійкості, проте в місцях де присутні перемінні навантаження деталі з даного сплаву працюють погано, через високу швидкість росту тріщини. Характеристики сплаву приведені в таблиці 1.9.

Таблиця 1.9 – Характеристики сплавів 2024-T3 та 7075-T6

Сплав	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	E, МПа	δ , %
2024-T3	435	300	$0,7 \cdot 10^5$	16
7075-T6	550	480	$0,7 \cdot 10^5$	8

Враховуючи усі фактори, матеріалом для виконання переднього балочного лонжерону вибраний матеріал 2024-T3.

За конструктивно-силовою схемою лонжерони ділять на фермовий і балковий. Балочні лонжерони представляють собою тонкостінну балку, що складається з поясів і стінки. Стінка може бути підкріплена стойками для підвищення її стійкості. Пояси лонжерона працюють переважно на стиск і розтяг, а стінка – на зрушення.

Для подальшої роботи приймаємо балочний двотавровий лонжерон з підкріпленою стінкою.

1.3.3.2 Проектування поясів балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси і заданого ресурсу

Нижче на рисунку 1.21, представлений загальний вигляд лонжерону, який проектується.

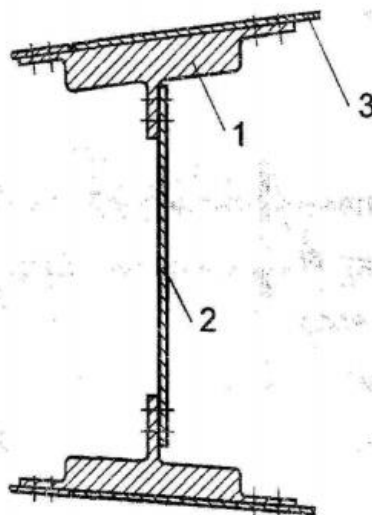


Рисунок 1.21 – Загальний вид лонжерону
1 – полка, 2 – стінка, 3 – обшивка

Для проектованого лонжерону за матеріал виробництва взятий алюмінієвий сплав 2024-Т3. Для розрахунків задаємось ресурсом в 20000 польотів, при цьому розрахункові напруження σ_p в нижньому поясі (стиснутому) складуть 360 МПа, а у верхньому (розтягнутому) – 300 МПа. Ці дані взяті згідно із таблицею 1.10.

Таблиця 1.10 – Величини розрахункових напружень в поясах лонжерону з урахуванням їх ресурсу для матеріалу Д16Т (аналог 2024-Т3)

Ресурс в циклах польоту	Верхній пояс, МПа	Нижній пояс, МПа
10,000	360	430
20,000	300	360
40,000	255	306
60,000	230	275

Знайдемо відношення σ_p/σ_v для обох поясів.

Для верхнього поясу (розтягнутий):

$$\frac{\sigma_p}{\sigma_v} = \frac{300}{435} = 0,69;$$

Для нижнього поясу (стиснутий):

$$\frac{\sigma_p}{\sigma_v} = \frac{360}{435} = 0,83.$$

По заданому рівню розрахункових напружень, з урахуванням даних, які приведені на рисунках 1.22 та 1.23, необхідно визначити максимальне відношення b/δ . Так як саме при максимальному відношенні b/δ , відношення b/H буде мінімальним, а значить і мінімальною буде маса самого лонжерону.

Виходячи із графіків, відношення b/δ для нижнього і верхнього поясів рівні 5,75 і 6,8, відповідно.

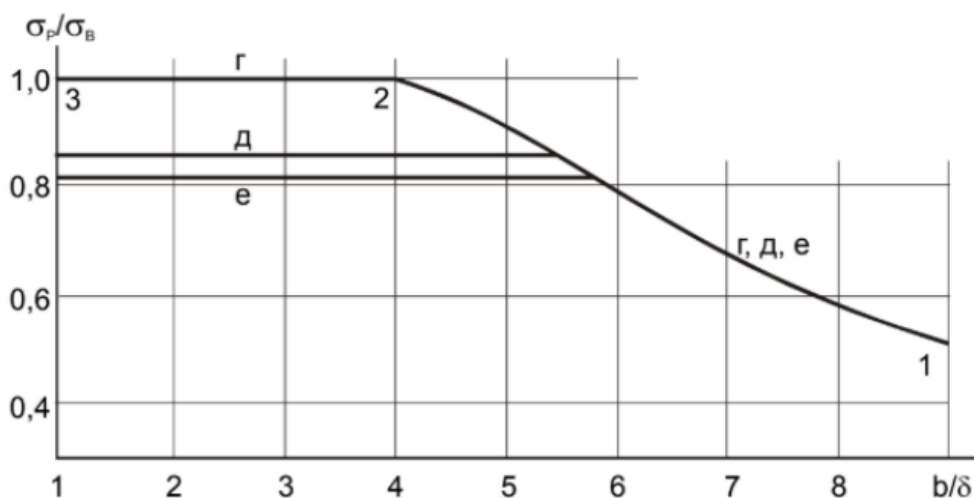


Рисунок 1.22 – Рівень розрахункових напружень для нижнього поясу (стиснутого) лонжерону ГО (Д16Т – аналог 2024-Т3)

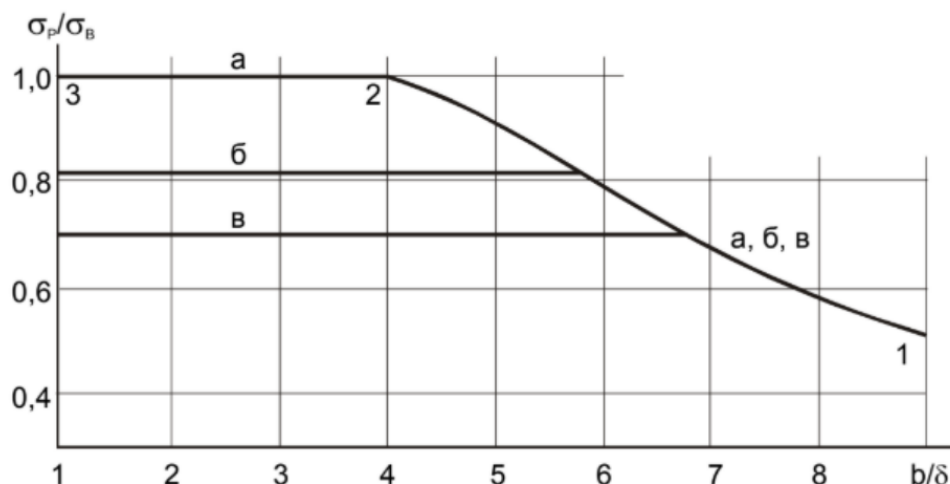


Рисунок 1.23 – Рівень розрахункових напружень для верхнього поясу (розтягнутого) лонжерону ГО (Д16Т – аналог 2024-Т3)

Для знаходження геометричних характеристик поясів лонжерону, користуємось формулою:

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = -\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{b/\delta} \quad (1.64)$$

Визначаємо праві частини рівняння.

Для верхнього поясу лонжерону:

$$-\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\frac{\sigma_p}{\sigma_B}} \cdot \frac{1}{\frac{b}{\delta}} = -0,002855;$$

Для нижнього поясу лонжерону:

$$-\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\frac{\sigma_p}{\sigma_B}} \cdot \frac{1}{\bar{b}} = -0,002814.$$

Прирівнюючи частини рівняння виражаємо товщини полок лонжерону, знаючи, що висота його дорівнює 0,07 м. Знаючи праві частини рівності, можна графічно визначити відношення δ/H , за допомогою графіку приведеному на рисунку 1.24.

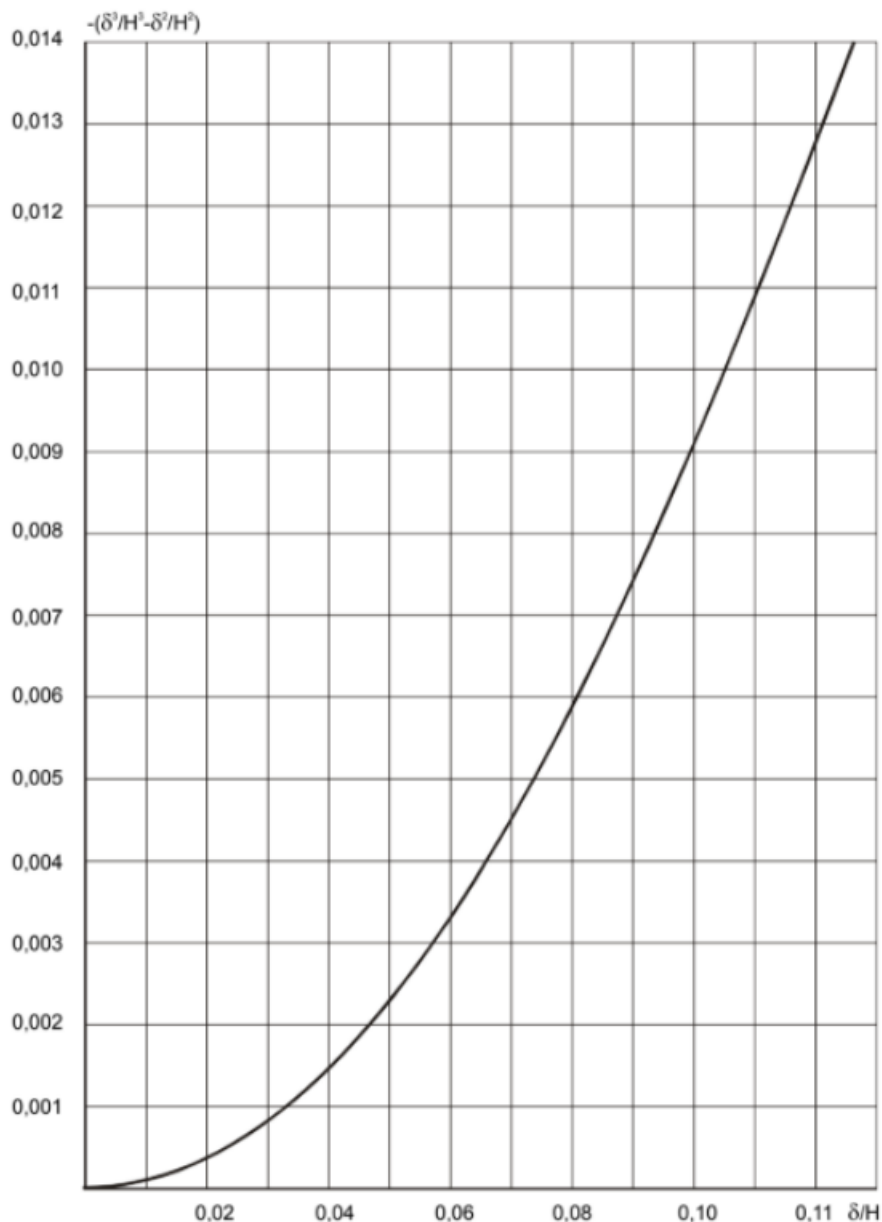


Рисунок 1.24 – Графічне визначення відношення δ/H

З графіку на рисунку 1.24, визначили, що для верхнього поясу відношення $\delta/H = 0,056$, а для нижнього поясу – $\delta/H = 0,0555$. Звідси, знаючи, що максимальна

будівельна висота лонжерону дорівнює $H = 0,07$ м, знайдемо значення товщин полок.

Товщина нижнього поясу лонжерону $\delta_n = 0,00389$ м; а товщина полки верхньої – $\delta_v = 0,00392$ м.

Знаючи відношення b/δ для полок, знаходимо їх ширину.

Ширина нижнього поясу – $b_n = 0,0223$ м.

Ширина верхнього поясу – $b_v = 0,0267$ м.

Результати розрахунку геометричних розмірів поясів переднього балочного лонжерону горизонтального оперення зведені у таблицю 1.11.

Таблиця 1.11 – Результати розрахунку розмірів поясів переднього лонжерону

Пояс	σ_p , МПа	σ_p/σ_v	b/δ	$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2}$	δ/H	δ , м	b , м
Верхній	300	0,69	6,8	-0,002855	0,056	0,00392	0,0267
Нижній	360	0,83	5,75	-0,002814	0,0555	0,00389	0,0223

Варто відмітити, що до поясу лонжерону необхідно прикріпити обшивку горизонтального оперення, а також стінку самого лонжерону. Щоб це виконати, частіше за все, пояси лонжеронів виконують разом із спеціальними «лапками».

Товщина цих «лапок» залежить від товщини обшивки та стінки, які кріпляться до них. В конструктивно-технологічних причин, товщина «лапки» дорівнює від 1,5 до 2,0 товщини обшивки або стінки. Ширина «лапок» обирається із умови міцності з'єднувального шву, щоб відстань від кріпильного елемента до кожного із країв була не менша ніж два діаметри цих кріпильних елементів.

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

Умова міцності:

$$\sigma_v^n \cdot \delta_l \geq \sigma_v^o \cdot \delta_o \quad (1.65)$$

де $\sigma_v^n = 435$ Мпа – межа міцності на розтягування, для матеріалу 2024-Т3, з якого зроблений пояс лонжерону;

$\sigma_v^o = 435$ Мпа – межа міцності на розтягування для матеріалу 2024-Т3, з якого виготовлена обшивка горизонтального оперення;

δ_l – товщина «лапки» поясу лонжерону, м;

δ_o – товщина обшивки, що кріпиться до поясу лонжерону, м.

У випадку, якщо обшивка горизонтального оперення виконана із того ж матеріалу, що й пояс лонжерону, то умови міцності виконуються автоматично, так як «лапка» заздалегідь розраховується товщиною рівною 1,5 - 2 товщини обшивки.

Умова технологічності – $\delta_{л} \geq 3.0$ мм для дюралюмінієвих сплавів та $\delta_{л} \geq 2.0$ мм для поясів лонжеронів виконаних із сталі. Враховуючи це, товщина «лапок» для проєктованого лонжерону дорівнює 3 мм.

Умова жорсткості:

$$\delta_{п}/\delta_{л} \geq 6 \quad (1.66)$$

У випадках, коли сумарна площа лапок виявляється співставною із площею поясу, то варто враховувати додаткову несучу здатність «лапок».

Загальний вигляд поясу проєктованого балочного лонжерону приведений нижче на рисунку 1.25.

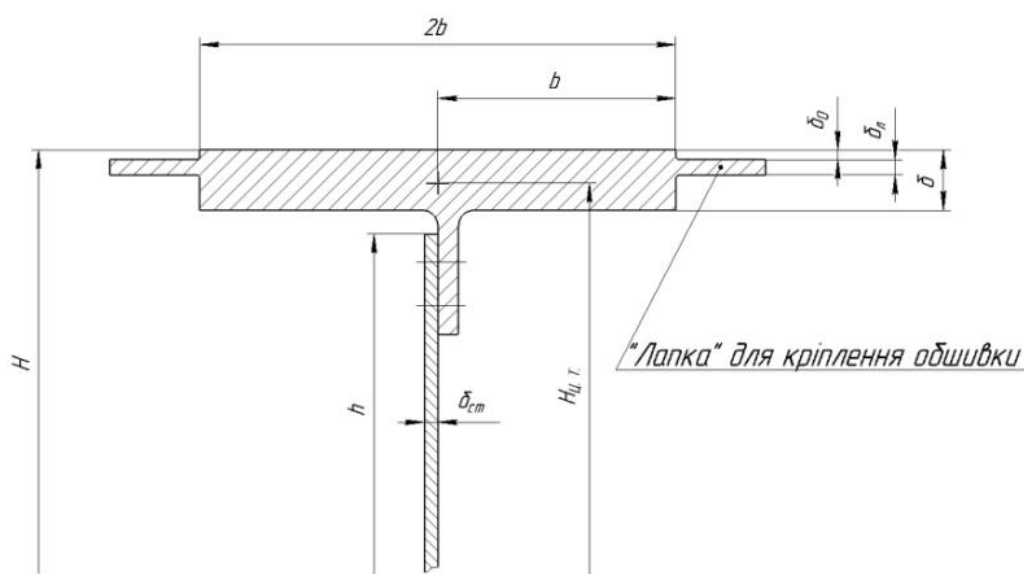


Рисунок 1.25 – Основні геометричні характеристики та загальний вигляд поясу проєктованого балочного лонжерону з тавровим перерізом

1.3.3.3 *Проектування стінки балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси і заданого ресурсу*

Для підвищення критичних напружень при роботі стінки на зсув, вона, як правило, підкріплюється стійками. Стійки зменшують вільну ділянку стінки і надають протидію зближенню поясів лонжерона при втраті стійкості стінки від дотичних напружень і при вигині лонжерона. Стійки виготовляються зазвичай з дюралюмінієвих профілів уголкового перетину. Вони кріпляться заклепками або болтами до стінки і до поясів лонжерону. Розрахунково-конструктивна схема для розрахунку параметрів стінки лонжерону, приведена на рисунку 1.26.

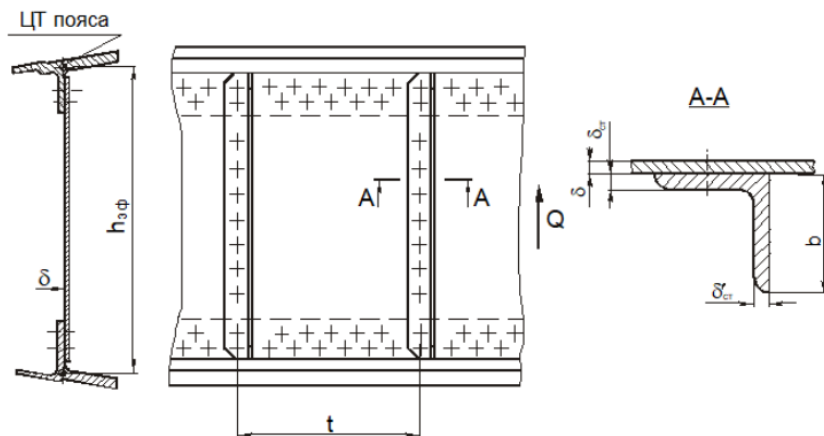


Рисунок 1.26 – Розрахунково-конструктивна схема стінки лонжерона

Визначаємо основні розміри стінки із підкріплюючими її стійками. Для цього знаходимо положення центрів тяжіння верхнього і нижнього поясів. Відстань між ними визначить ефективну висоту балки $h_{эф}$.

$$h_{эф} = H - \left(\frac{\delta_B}{2} + \frac{\delta_H}{2} \right), \quad (1.67)$$

де $H = 0,07$ м – будівельна висота проєктованого лонжерону;

$\delta_B = 0,00392$ м – товщина верхнього поясу лонжерону;

$\delta_H = 0,003885$ м – товщина нижнього поясу лонжерону.

Підставивши числові значення, отримали $h_{эф} = 0,0661$ м.

Визначаємо параметр навантаження на балку:

$$\sqrt{Q}/h_{эф}, \quad (1.68)$$

де $Q = 3074$ Н – максимальне значення поперечної сили, яка діє на горизонтальне оперення (в бортовому перерізі).

Підставивши дані, отримали:

$$\frac{\sqrt{Q}}{h_{эф}} = \frac{\sqrt{3074}}{0,0661} = 838,8 \frac{\sqrt{H}}{м}$$

Вибір основних параметрів стінок і стоек балочних лонжеронів базується на залежностях, які приведені на рисунках 1.27 – 1.33.

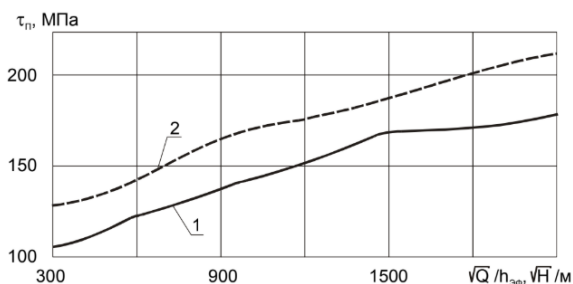


Рисунок 1.27 – Залежність максимального корисного зсуву від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси (1 – Д16Т, аналог 2024-Т3)

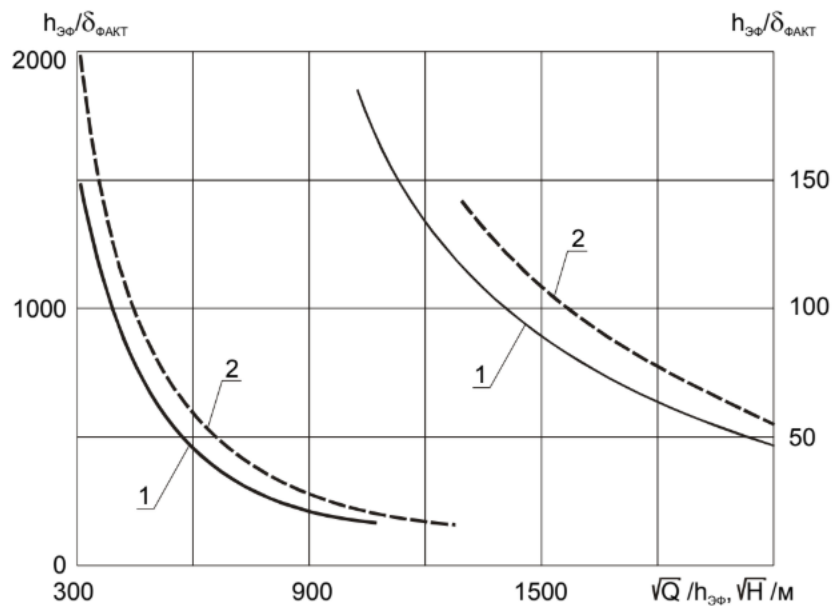


Рисунок 1.28 – Залежність відношення ефективної висоти балки від коефіцієнту напруженості для балок мінімальної маси (1 – Д16Т, аналог 2024-Т3)

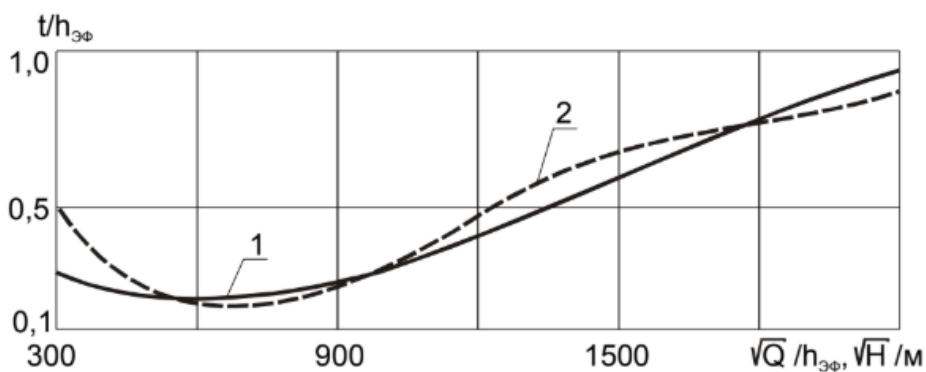


Рисунок 1.29 – Залежність відношення кроку стоек до ефективної висоти балки від коефіцієнту напруженості балок мінімальної маси (1 – Д16Т, аналог 2024-Т3)

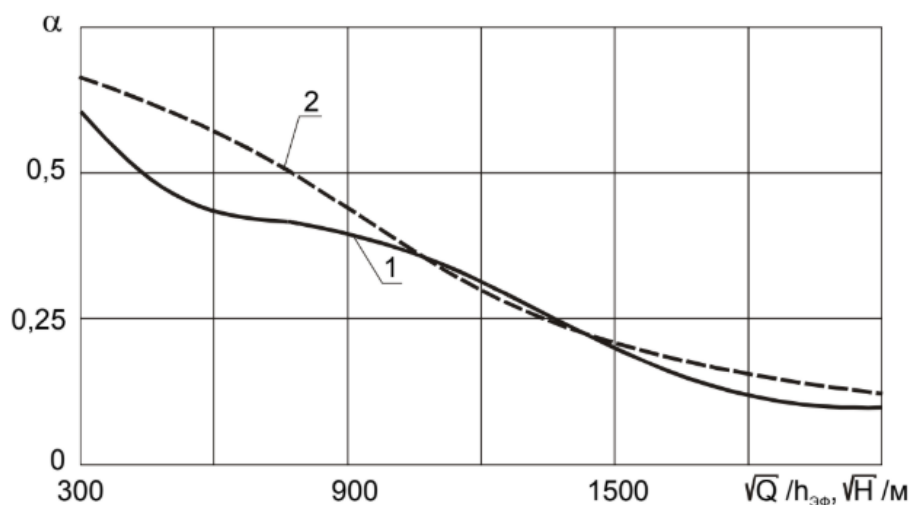


Рисунок 1.30 – Залежність оптимальної затрати стійки на стінку від коефіцієнту напруженості для балок мінімальної маси (1 – Д16Т, аналог 2024-Т3)

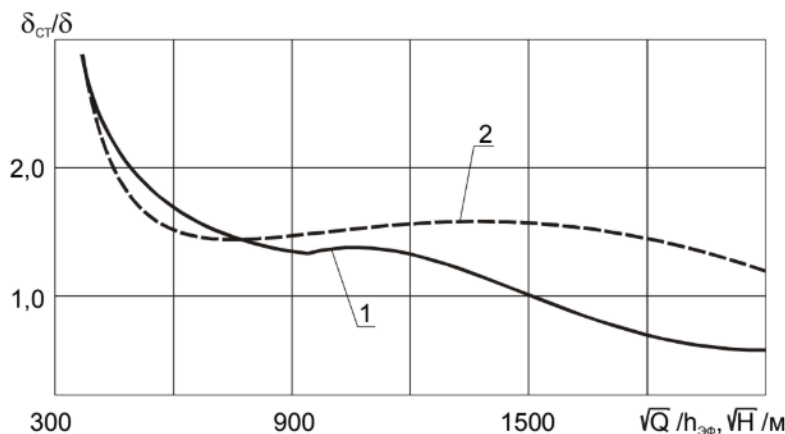


Рисунок 1.31 – Залежність оптимального відношення товщини стійки до товщини стінки від коефіцієнту напруженості (1 – Д16Т, аналог 2024-Т3)

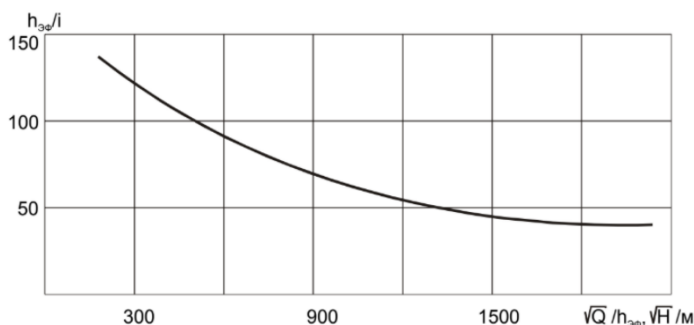


Рисунок 1.32 – Залежність відношення ефективної висоти балки до радіуса інерції стійки від коефіцієнту напруженості (для Д16Т, аналог 2024-Т3)

Із рисунка 1.27 знаходимо τ_k – максимальне корисне напруження зсуву, яке можна отримати при даному параметрі навантаження в разі рівномірної конструкції (стінка і стійка руйнуються одночасно):

$$\tau_k = 128 \text{ МПа.}$$

Згідно з рисунком 1.28, відношення $h_{\text{эф}}/\delta_{\text{факт}} = 230$, по якому визначаємо максимально необхідну товщину стінки:

$$\delta_{\text{факт}} = \frac{h_{\text{эф}}}{230} = \frac{0,0661}{230} = 0,00287 \text{ м.}$$

З конструктивних та технологічних причин, обираємо фактичну товщину стінки із наявних листів металу, тому приймаємо, $\delta_{\text{факт}} = 0,001 \text{ м} = 1 \text{ мм}$.

На рисунку 1.29 знаходимо відношення $t/h_{\text{эф}} = 0,175$, а по ньому оптимальний крок стійок:

$$t = h_{\text{эф}} \cdot 0,175 = 0,0117 \text{ м.}$$

По рисунку 1.30 визначаємо оптимальне значення відносної витрати матеріалу стійки на стінку $\alpha = F_{\text{ст}}/t \cdot \delta_{\text{факт}}$, а по ній – потрібну мінімальну площу перетину стійки:

$$\alpha = 0,4; F_{\text{ст}} = 0,4 \cdot 0,0117 \cdot 0,001 = 0,00000463 \text{ м}^2.$$

З рисунку 1.31 знаходимо оптимальне значення відношення товщини лапки до товщини стінки $\delta_{ст}/\delta_c$ і визначаємо потрібне значення товщини лапки, прикріпленою до стінки $\delta_{ст}$. Товщина полки стійки перпендикулярної до стінки повинна бути: $\delta'_{ст} \geq 0,67\delta_{ст}$.

$$\frac{\delta_{ст}}{\delta_c} = 1,45; \quad \delta_{ст} = 0,00145 \text{ м}; \quad \delta'_{ст} = 0,001 \text{ м}.$$

Знаючи потрібну площу стойки $F_{ст}$ і товщини її полиць $\delta'_{ст}$, $\delta_{ст}$ вибираємо нормаль профілю – кутник рівнобокий ПК1-41 зі сплаву 2024-Т6 [20] з розмірами: $H = B = 12 \text{ мм}$, $S = 1,3 \text{ мм}$, $S_1 = 1,3 \text{ мм}$; $F = 29,8 \text{ мм}^2$.

Вибраний профіль має більшу площу перерізу та товщину полки, яка перпендикулярна до стінки лонжерону, аніж необхідні по розрахунках. При цьому, товщина полки, яка кріпитиметься до стінки лонжерону трішки менша, ніж розрахована. Але в даному випадку, враховуючи, що товщина стінки була прийнята значно більша, аніж необхідна по розрахунках, то використання профілю ПК1-41 є доцільним.

Після того, як остаточно обрана нормаль стойки, слід визначити фактичний крок стоек:

$$t_{факт} = \frac{F_{ст.факт}}{\alpha \cdot \delta_{факт}}, \quad (1.69)$$

де $F_{ст.факт} = 29,8 \text{ мм}^2$ – фактична площа перерізу кутного профілю стойки ПК1-41 згідно стандарту;

$\delta_{факт} = 1,3 \text{ мм}$ – фактична товщина полки стойки, яка кріпиться до стінки лонжерону, згідно стандарту.

Підставивши числові значення:

$$t_{факт} = \frac{0,0000298}{0,4 \cdot 0,0013} = 0,075 \text{ м}.$$

Такий вибір параметрів балки забезпечує стойку з прийнятним моментом інерції. Для виключення можливості вибору стойки із заниженим моментом інерції слід користуватися графіком, приведеним на рисунку 1.31, на якому показана приблизна залежність відносини ефективної висоти стінки до радіусу інерції стойки від коефіцієнта напруженості. Як зазначалося раніше, наведені залежності для визначення товщини стінки і параметрів стойки отримані з умови, що стінка і стійка руйнуються одночасно.

Однак в ряді випадків, з огляду на комплекс конструктивних і технологічних обмежень, доводиться використовувати (особливо в кінцевих перетинах лонжеронів, в слабо навантажених нервюрах, тобто при малій величині коефіцієнта напруженості $Q/h_{эф}^2$) стійки зі збільшеною площею $F_{ст}^y$. Отже, виникає

необхідність оптимізувати співвідношення $\delta^y + F_{\text{ст}}^y / t$, щоб воно було мінімальне. Таким чином, необхідно зменшити товщину стінки δ^y , тобто допустити втрату її стійкості шляхом збільшення напружень τ_p^y , що діють безпосередньо в стінці:

$$\delta^y = \frac{Q}{h_{\text{еф}} \cdot \tau_p^y} \quad (1.70)$$

Можливі межі збільшення показані на рисунку 1.33. З урахуванням цих даних алгоритм уточнення товщини може бути представлений в наступному вигляді:

згідно величини коефіцієнта напруженості $Q/h_{\text{еф}}^2$ за допомогою рисунка 1.33 визначаємо τ_p^y для стінки, яка втрачає стійкість;

за виразом визначаємо уточнену товщину стінки δ^y .

Із рисунка 1.32, $\tau_p^y = 100$ МПа. Тоді, підставивши числові значення, отримаємо:

$$\delta^y = \frac{3074}{0,0661 \cdot 100 \cdot 10^6} = 0,0005 \text{ м.}$$

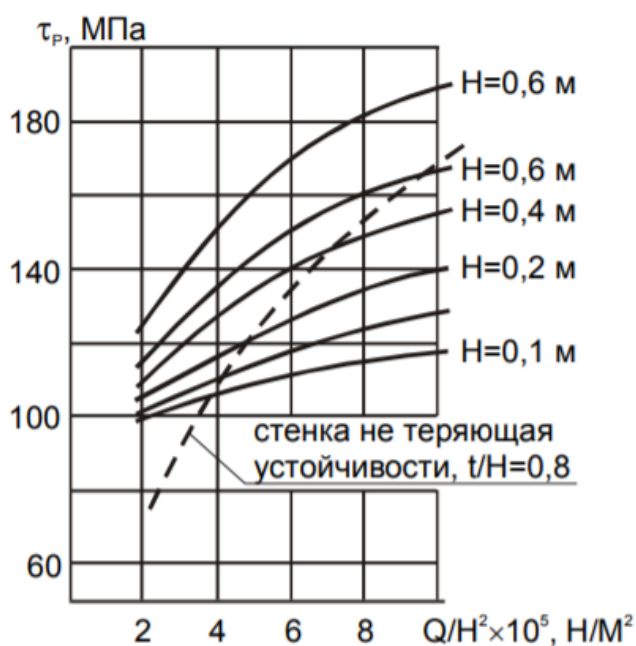


Рисунок 1.33 – Вплив коефіцієнта напруженості на величину руйнуючих напружень в стінці

1.3.3.4 Проектування сполучних швів збірного лонжерону

Зазвичай пояси лонжерона з'єднують із стінкою та обшивками за допомогою заклепок і/або болтів. Проведемо аналіз та спроекуємо з'єднання стінки лонжерону із його поясом. Розрахункова схема заклепувального шва приведена нижче на рисунку 1.34. Визначення параметрів шва буде проводитись лише за умов статичного навантаження.

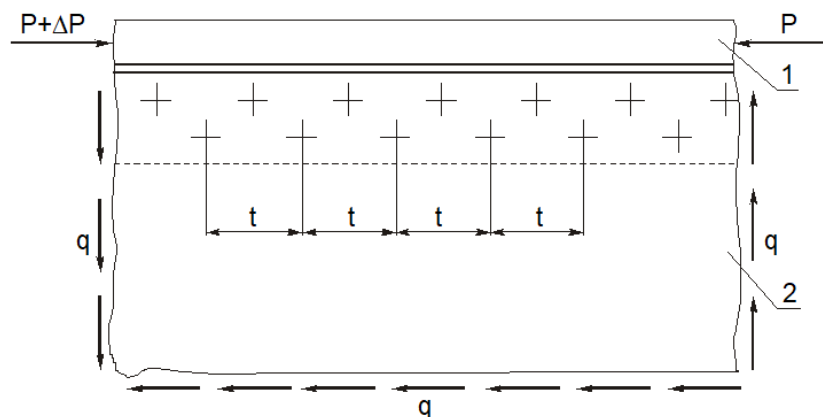


Рисунок 1.34 – Розрахункова схема заклепувального шва з'єднання поясу та стінки лонжерону: 1 – пояс; 2 – стінка

Величина зусилля, що діє на один кріпильний елемент по одній площині зрізу, визначається з умови рівноваги ділянки стінки в зоні з'єднання із поясом за наступним виразом:

$$P_{з(б)} = \beta \frac{Q \cdot t}{h_{еф} \cdot m}, \quad (1.71)$$

де $\beta = 1,1$ – коефіцієнт нерівномірності розподілу дотичних напружень в стінці, прийнятий рівним 1,1;

$Q = 3074$ Н – максимальне значення поперечної сили, яка діє в перерізі горизонтального оперення, консервативно прийнято, що лише передній лонжерон сприймає цю силу (задня стінка не врахована);

$h_{еф} = 0,0661$ м – ефективна висота стінки;

$m = 2$ – число рядів кріпильних елементів у проєктованому шві;

t – крок кріпильних елементів.

Оскільки Q , $h_{еф}$ і β – величини відомі, то задаючись кроком заклепок t і числом заклепувальних швів m за наведеною вище рівністю, можна визначити зусилля, що діє на одну заклепку.

При призначенні кроку t , із технологічних причин, слід лише стандартні значення: 12,5, 15, 17,5, 20, 25, 30, 35, 40 мм, але таким чином, щоб $3d \leq t \leq 7d$ (d – діаметр кріпильного елемента) [2].

При розташуванні заклепок з кроком, меншим $3d$ може порушитися статична міцність стінки по перемичках між кріпильними елементами, а при кроці, більшому $7d$ діаметр заклепок буде надмірно великим, і стик буде мати надмірну масу через збільшення перемичок і кроку між рядами.

Крок між рядами t_1 вибираємо з умови забезпечення статичної міцності стінки по перемичках між отворами кріпильних елементів. Якщо кріпильні елементи розташовані в шаховому порядку, повинна дотримуватися умова:

$$\frac{t_1}{d} \geq 0,56 \frac{t}{d} + 0,28 \quad (1.72)$$

При дотриманні цієї умови мінімальний необхідний крок між рядами кріпильних елементів виходить приблизно рівним $2d$. У конструкціях лонжеронів існуючих літаків ця величина дещо більша і знаходиться в діапазоні від $2,5d$ - $4d$.

Після визначення всіх параметрів шва необхідно розташувати заклепки на ділянці між підкріплювальними стійками таким чином, щоб шов був максимально рівномірним геометрично.

З цією метою, можливо, знадобиться змінити крок кріпильних елементів, однак, щоб не порушити статичну міцність шва, крок потрібно змінювати тільки в сторону зменшення.

Прийемо, що крок кріпильних елементів дорівнює 20 мм (0,020 м). Підставивши усі наявні дані у рівність, отримаємо:

$$P_{з(б)} = 1,1 \cdot \frac{3074 \cdot 0,020}{0,0661 \cdot 2} = 511,6 \text{ Н}$$

По розрахованому зусиллю проведемо підбір матеріалу та діаметр кріпильного елемента, для цього використовуємо ОСТ 1 34104-80. Згідно проведених розрахунків, руйнуюче зусилля зрізу по одній площині кріпильного елемента складає 511,6 Н. Враховуючи це, доцільно використовувати заклепку діаметром 3 мм зі сплаву Д18.

Діаметр обраної заклепки 3 мм, що задовольняє умову $3d \leq t \leq 7d$:

$$\frac{t}{d} = \frac{0,020}{0,003} = 6,6$$

Знайдемо мінімальний необхідний діаметр між рядами кріпильних елементів:

$$t_{1_min} = 0,56 \cdot t + 0,28 \cdot d = 0,56 \cdot 0,020 + 0,28 \cdot 0,003 = 0,012 \text{ м}$$

Проведемо аналіз з'єднання підкріплюючої стойки та поясу лонжерону. З'єднання стінки і поясу лонжерону в зоні приєднання підкріплюючої стойки є більш навантаженим, аніж в зоні, де не кріпиться стойка. Тут враховуються зусилля, діючі на стійку при її роботі в якості підкріплювального елемента. Зусилля, які сприймаються одним кріпильним елементом по одній площині зрізу в цьому з'єднанні, розраховуємо за емпіричною формулою:

$$P_{з(б)}^1 = \frac{0,1 \cdot Q \cdot t_{факт} \cdot \delta_{факт}}{m \cdot (0,4 \cdot F_{ст.факт} + t_{факт} \cdot \delta_{факт})}, \quad (1.73)$$

Підставляючи необхідні дані отримаємо результат:

$$P_{z(6)}^1 = \frac{0,1 \cdot 3074 \cdot 0,075 \cdot 0,0013}{2 \cdot (0,4 \cdot 0,0000298 + 0,075 \cdot 0,0013)} = 1369,6 \text{ Н}$$

По розрахованому зусиллю проведемо підбір матеріалу та діаметр кріпильного елемента, для цього використовуємо ОСТ 1 34104-80. Згідно проведених розрахунків, руйнуюче зусилля зрізу по одній площині кріпильного елемента складає 511,6 Н. Враховуючи це, доцільно використовувати заклепку діаметром 4 мм зі сплаву Д18.

Проведемо аналіз з'єднання підкріплюючої стойки та стінки лонжерону. У з'єднанні стінки зі стойкою найчастіше використовують заклепки, які розташовані в один ряд і навантажені зусиллями відриву. Зусилля, яке сприймає одна заклепка в такому з'єднанні, визначається за формулою:

$$P_{z(6)}^{\text{від}} = c \cdot t_1 \cdot \sigma_d \cdot \delta_{\text{факт}}, \quad (1.74)$$

де $c = 0,22$ – коефіцієнт, який дорівнює 0,22 для односторонніх стоек та 0,15 – для двосторонніх стоек. В нашому випадку стойки односторонні;

$\sigma_d = 435$ МПа – межа міцності на розрив матеріалу стінки, в нашому випадку стінка зроблена із сплаву 2024-T3;

$t_1 = 0,015$ м – крок між рядами кріпильних елементів. Вище розраховано, що мінімальний крок становить 0,012 м.

Враховуючи наявні дані, зусилля відриву, що діє на одну заклепку становить:

$$P_{z(6)}^{\text{від}} = 0,22 \cdot 0,015 \cdot 435 \cdot 10^6 \cdot 0,0013 = 1866,2 \text{ Н}$$

Знаючи діюче зусилля відриву на одну заклепку, визначаємо діаметр заклепки, використовуючи таблицю 1.12, в якій приведені руйнуючі зусилля на відрив непотайних заклепок різних діаметрів. Враховуючи дані, приведені в таблиці 1.12, доцільно використовувати заклепку діаметром 3,5 мм з алюмінієвого сплаву Д18.

Таблиця 1.12– Розрахункові дані для вибору діаметру непотайної заклепки з алюмінієвих сплавів, яка працює на відрив

Діаметр заклепок, мм			
3,5	4,0	5,0	6,0
Руйнуючі зусилля відриву, Н			
3940	5020	7860	11300

1.3.4 Розробка конструкції заднього лонжерону ГО

1.3.4.1 Вибір матеріалу та конструктивного виконання лонжерону

Проведемо аналіз інтенсивності навантаження заднього лонжерону горизонтального оперення. В даному розрахунку прийнято, що задній лонжерон ГО сприймає лише 30% від максимального згинаючого моменту, яке діє в бортовому перерізі горизонтального оперення. Формула визначення інтенсивності навантаження матиме вигляд:

$$I = \frac{M_{зг} \cdot 0,3}{H^3}, \quad (1.75)$$

де $M_{зг} = 2854$ Нм – максимальний згинальний момент, який діє у перерізі горизонтального оперення;

$H = 0,05$ м – будівельна висота профілю горизонтального оперення у місці розташування заднього лонжерону.

Підставивши наявні дані у формулу, отримаємо:

$$I = \frac{2854 \cdot 0,3}{0,05^3} = 684960 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2} = 6,8496 \text{ МПа}$$

За інженерною практикою, у випадку якщо інтенсивність навантаження менше за 100 МПа, то обирають дюралюмінієві сплави.

Сплав 2024-Т3 має хороші характеристики міцності та жорсткості, проте його «мінусом» можна назвати низьку корозійну стійкість. Але великою перевагою 2024-Т3 є низька швидкість росту тріщини в деталях із цього сплаву, завдяки його високій в'язкості.

Сплав 7075-Т6 має високі показники міцності та корозійної стійкості, проте в місцях де присутні перемінні навантаження деталі з даного сплаву працюють погано, через високу швидкість росту тріщини.

Враховуючи усі фактори, матеріалом для виконання заднього лонжерону вибраний матеріал 2024-Т3.

За конструктивно-силовою схемою задній лонжерон є тонкостінною балкою, сформованою з гнutoго профілю. Умовно задній лонжерон можна поділити на стінку та пояси. Стінка може бути підкріплена стойками для підвищення її стійкості. Пояси лонжерона працюють переважно на стиск і розтяг, а стінка – на зрушення.

1.3.4.2 Проектування поясів заднього лонжерону ГО

Від дії згинаючого моменту, 30 % якого сприймається заднім лонжероном, в поясах лонжерону виникають осьові зусилля N , величина яких визначається за співвідношенням:

$$N = \frac{M_{зг} \cdot 0,3}{h_{ц.м.}} = \frac{M_{зг} \cdot 0,3}{k \cdot H}, \quad (1.76)$$

де $h_{ц.м.}$ – відстань між центрами мас двох поясів заднього лонжерону, м;

$k = 0,95$ – коефіцієнт використання будівельної висоти профілю (в першому наближенні $k = 0,95 \dots 0,98$);

$H = 0,05$ м – будівельна висота профілю горизонтального оперення у місці розташування заднього лонжерону;

$M_{зг} = 2854$ Нм – максимальний згинальний момент, який діє у перерізі горизонтального оперення.

Підставивши наявні дані у рівність вище, отримаємо:

$$N = \frac{2854 \cdot 0,3}{0,95 \cdot 0,05} = 18025,3 \text{ Н}$$

Нижче приведена розрахункова схема заднього лонжерону.

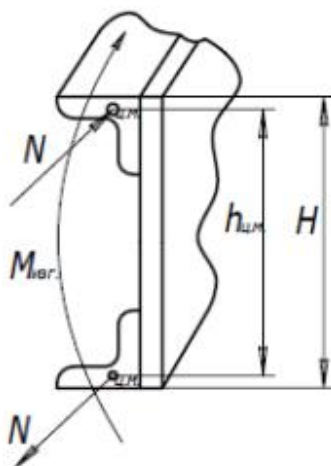


Рисунок 1.35 – Розрахункова схема заднього лонжерону

Мінімальна необхідна площа поперечного перерізу поясу лонжерону, визначається за формулою:

$$F_{п} = N / \sigma_{р}, \quad (1.77)$$

де $\sigma_{р} = \sigma_{т} = 300$ МПа – руйнуюче нормальне напруження поясу, яку прийняли рівною межі текучості для сплаву 2024-T3.

Підставивши необхідні дані, отримаємо такий результат:

$$F_{п} = N / \sigma_{р} = 18025,3 / 300 \cdot 10^6 = 0,000060 \text{ м}^2$$

Як видно, із даного розрахунку, необхідна мінімальна площа поясу лонжерону досить мала. Враховуючи це, для виробництва даного лонжерону буде використовуватись лист товщиною 3 мм. При цьому ширина горизонтального фланця поясу дорівнюватиме 30 мм. Геометричні параметри та загальний вигляд заднього лонжерону приведені на рисунку 1.36.

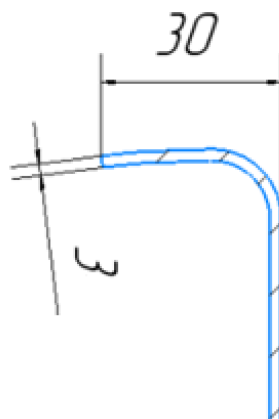


Рисунок 1.36 – Геометричні параметри заднього лонжерону

Для подальшого аналізу приймаємо, що 1/6 висоти стінки працює разом із горизонтальним фланцем у сприйнятті осьових навантажень від дії згинаючого моменту. Враховуючи це, реальна площа поясу заднього лонжерону горизонтального оперення дорівнює $0,000115 \text{ м}^2$.

Руйнівні напруження для тонкостінних профілів дорівнюють критичним напруженням місцевої втрати стійкості пластини (фланців). Ці напруження можна визначити за формулою:

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{0,9 \cdot k \cdot E}{(b/\delta)^2}, \quad (1.78)$$

де $k = 0,46$ – коефіцієнт закріплення фланця;

$E = 7,0 \cdot 10^{10} \text{ Па}$ – модуль пружності для матеріалу 2024-T3;

$b = 0,03 \text{ м}$ – ширина фланця;

$\delta = 0,003 \text{ м}$ – товщина фланця.

Враховуючи наявні параметри, критичні напруження місцевої втрати стійкості для горизонтального фланця поясу лонжерона складають:

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{0,9 \cdot 0,46 \cdot 7,0 \cdot 10^{10}}{(0,03/0,003)^2} = 283,5 \text{ МПа}$$

Діючі напруження у поясі лонжерона, з урахуванням реальної площі поперечного перерізу цього поясу, дорівнюють:

$$\sigma_{\text{д}} = \frac{18025,3}{0,000115} = 156,7 \text{ МПа}$$

Запас міцності дорівнює:

$$n = \frac{\sigma_{кр}}{\sigma_d} - 1 = \frac{283,5}{156,7} - 1 = +0,81 \text{ МПа}$$

Отже, обрані геометричні характеристики поясу заднього лонжерону забезпечують необхідну міцність.

1.3.4.3 Проектування стінки заднього лонжерону ГО

Товщину стінки заднього лонжерону визначимо, виходячи з критерію мінімуму маси та забезпечення необхідної жорсткості. Використаємо формулу:

$$\delta_{ст} = \frac{Q_{\Sigma ст}}{\tau_p}, \quad (1.79)$$

де τ_p – руйнуюче дотичне напруження стінки, МПа;

$Q_{\Sigma ст}$ – сумарний потік дотичних зусиль по стінці заднього лонжерону.

Згідно із рисунком 1.37, на якому приведена розрахункова схема потоків дотичних зусиль, які діють у перерізі горизонтального оперення, на стінку заднього лонжерону припадає сприйняття потоку від поперечної сили Q та крутного моменту у II-му контурі (міжлонжеронний простір).

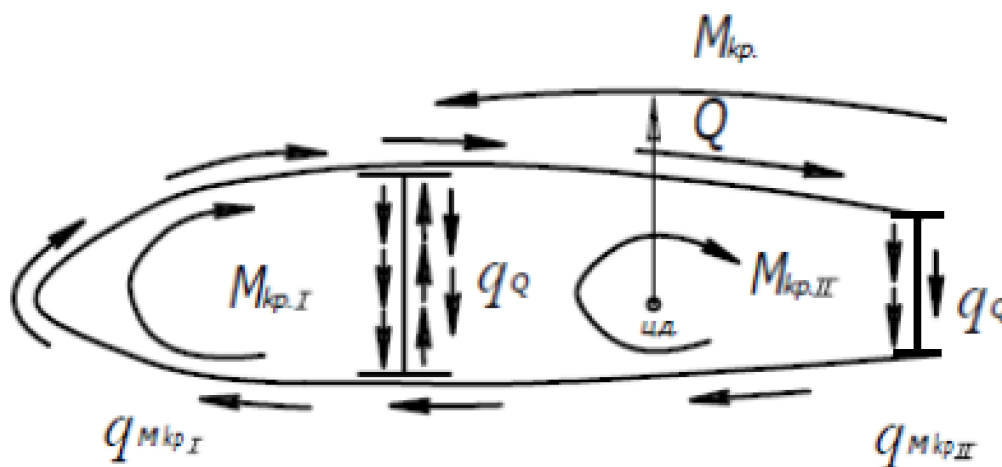


Рисунок 1.37 – Напрямки потоків і крутних моментів по контуру профіля ГО

Отже, сумарний потік дотичних зусиль у стінці заднього лонжерону є сумою двох потоків: потік дотичних зусиль від поперечної сили Q – q_Q та потік дотичних зусиль від крутного моменту в контурі II – $q_{M_{кр II}}$:

$$Q_{\Sigma ст} = q_Q + q_{M_{кр II}} \quad (1.80)$$

Потік дотичних зусиль в замкнутому контурі можна визначити за формулою Бредта, яка приведена нижче:

$$q_{M_{кр I}} = \frac{M_{кр I}}{2\omega_I}, \quad q_{M_{кр II}} = \frac{M_{кр II}}{2\omega_{II}}, \quad (1.81)$$

де M_{KpI}, M_{KpII} – крутний момент, що сприймається першим та другим контурами відповідно, Нм;

ϖ_I, ϖ_{II} – площа поперечного перерізу першого і другого контурів відповідно, м².

Згідно із попередніми розрахунками, максимальна величина загального крутного моменту, що діє в бортовому перерізі горизонтального оперення, складає $M_{Kp} = 727,4$ Нм. Крутні моменти, що сприймаються окремими контурами можна визначити за допомогою наступних умов:

$$\begin{cases} M_{Kp} = M_{KpI} + M_{KpII}, \\ \frac{M_{KpI}}{M_{KpII}} = \frac{\varpi_I^2}{\varpi_{II}^2}. \end{cases} \quad (1.82)$$

Із даних залежностей можна виразити, що:

$$\begin{cases} M_{KpI} = M_{Kp} \cdot \frac{\varpi_I^2}{\varpi_I^2 + \varpi_{II}^2}, \\ M_{KpII} = M_{Kp} \cdot \frac{\varpi_{II}^2}{\varpi_I^2 + \varpi_{II}^2}. \end{cases} \quad (1.83)$$

Згідно із геометрією перерізу горизонтального оперення, площа першого контуру дорівнює $\varpi_I = 0,00532$ м², а площа другого контуру дорівнює $\varpi_{II} = 0,01824$ м². Підставивши усі наявні дані, отримаємо:

$$M_{KpI} = 727,4 \cdot \frac{0,00532^2}{0,00532^2 + 0,01824^2} = 57,0 \text{ Нм},$$

$$M_{KpII} = 727,4 \cdot \frac{0,01824^2}{0,00532^2 + 0,01824^2} = 670,4 \text{ Нм}.$$

За допомогою формули Бредта, згаданої вище, проведемо розрахунок діючих потоків дотичних зусиль від крутних моментів для кожного контуру перерізу:

$$q_{MkI} = \frac{57,0}{2 \cdot 0,00532} = 5359,8 \text{ Н/м},$$

$$q_{MkII} = \frac{670,4}{2 \cdot 0,01824} = 18376,4 \text{ Н/м}.$$

Проведемо розрахунок потоку дотичних зусиль по стінці заднього лонжерону від дії поперечної сили. Для цього використаємо формулу:

$$q_Q = Q/h_{ст}, \quad (1.84)$$

де $Q = 1111,2$ Н – значення поперечної сили у перерізі горизонтального оперення, яку сприймає задній лонжерон. Прийнято, що лише 30% від усієї поперечної сили сприймається заднім лонжероном, решта 70% – переднім;

$h_{ст} = 0,05$ м – висота стінки заднього лонжерону.

Підставивши числові значення, отримаємо:

$$q_Q = 1111,2 / 0,05 = 22224,0 \text{ Н/м}$$

Отже, сумарний потік дотичних зусиль у стінці заднього лонжерону дорівнює:

$$q_{\Sigma\text{ст}} = 22224,0 + 18376,4 = 40600,4 \text{ Н/м}$$

Руйнівні дотичні напруження для стінки з алюмінієвого сплаву 2024-Т3 дорівнюють критичним напруженням місцевої втрати стійкості пластини. Ці напруження можна визначити за формулою:

$$\tau_p = \frac{0,9 \cdot k \cdot E}{(h_{\text{ст}}/\delta_{\text{ст}})^2} \quad (1.85)$$

де k – коефіцієнт закріплення стінки;

$E = 7,0 \cdot 10^{10}$ Па – модуль пружності для матеріалу 2024-Т3;

$b = 0,05$ м – висота стінки;

$\delta_{\text{ст}} = 0,003$ м – товщина стінки, яка дорівнює товщині поясів.

Знайдемо значення коефіцієнту закріплення стінки лонжерону:

$$k = 5,6 + \frac{3,78}{(b_n/h_{\text{ст}})^2} \quad (1.86)$$

де $b_n = 0,25$ м – крок розташування нервюр.

Підставивши числові наявні геометричні характеристики у формулу, отримаємо значення коефіцієнту закріплення:

$$k = 5,6 + \frac{3,78}{(0,05/0,25)^2} = 5,75$$

Тоді, значення руйнівних дотичних напружень для стінки:

$$\tau_p = \frac{0,9 \cdot 5,75 \cdot 7,0 \cdot 10^{10}}{(0,05/0,003)^2} = 130,4 \text{ МПа}$$

При цьому, діючі напруження у стінці дорівнюють:

$$\tau_d = \frac{q_{\Sigma\text{ст}}}{\delta_{\text{ст}}} = \frac{40600,4}{0,003} = 13,5 \text{ МПа}$$

Запас стінки по стійкості дорівнює:

$$n = \frac{\tau_p}{\tau_d} - 1 = \frac{130,4}{13,5} - 1 = +8,6$$

Отже, за результатами розрахунку, спроектована стінка має великий запас міцності. При цьому, втрата стійкості не відбувається, тому підбір кутника, що підкріплює стінку лонжерона, не виконується. Розподіл стінки на ділянки відбувається за рахунок розташування нервюр, зроблених з листа за допомогою штампування.

1.3.5 Розробка та проектування обшивки ГО

1.3.5.1 Вибір матеріалу та конструктивного виконання обшивки ГО

Для проектування обшивок літального апарату у сучасній інженерії в більшості випадків використовують дюралюмінієві сплави.

Сплав 2024-Т3 має хороші характеристики міцності та жорсткості, проте його «мінусом» можна назвати низьку корозійну стійкість. Але великою перевагою 2024-Т3 є низька швидкість росту тріщини в деталях із цього сплаву, завдяки його високій в'язкості.

Сплав 7075-Т6 має високі показники міцності та корозійної стійкості, проте в місцях де присутні перемінні навантаження деталі з даного сплаву працюють погано, через високу швидкість росту тріщини.

Враховуючи усі фактори, при проектуванні крила літака, його нижні панелі виробляють зі сплавів 2XXX групи, тому що нижні панелі крила здебільшого розтягнуті, тому для них є критичною втома, тобто ріст та розвиток тріщин. А от верхні панелі крила виконують зі сплавів 7XXX групи, тому що вони працюють на стиснення, і втома тут не так критична.

Проте для проектування горизонтального оперення легкого 4-місного літака, практичнішим та доцільнішим буде використання сплаву 2024-Т3 як для виготовлення нижніх панелей ГО, так і для виготовлення верхніх панелей, а також виготовлення обшивки передньої кромки ГО.

1.3.5.2 Проектування обшивки горизонтального оперення

Розрахована товщина обшивки горизонтального оперення повинна відповідати умовам міцності, технологічності та аеропружності.

Розрахуємо мінімальну товщину обшивок першого та другого контурів, за умовою міцності:

$$\delta_{\text{обшI}} = \frac{q_{\text{МКI}}}{\tau_{\text{р-I}}}, \quad \delta_{\text{обшII}} = \frac{q_{\text{МКII}}}{\tau_{\text{р-II}}}, \quad (1.87)$$

де $q_{\text{МКI}} = 5359,8 \text{ Н/м}$ – потік дотичних зусиль по першому контуру від дії крутильного моменту;

$q_{\text{МКII}} = 18376,4 \text{ Н/м}$ – потік дотичних зусиль по другому контуру від дії крутильного моменту;

$\tau_{\text{р-I}} = \tau_{\text{р-II}} = 0,2 \cdot \sigma_{\text{вобш}} = 0,2 \cdot 435 = 87 \text{ МПа}$ – руйнуючі дотичні напруження для матеріалу 2024-Т3, з якого виготовлятиметься обшивка передньої кромки (перший контур), а також верхні та нижні панелі міжлонжеронної частини ГО (другий контур).

Знайдемо мінімальні числові значення товщин обшивок:

$$\delta_{\text{обшI}} = \frac{5359,8}{87 \cdot 10^6} = 0,00006 \text{ м},$$

$$\delta_{\text{обшII}} = \frac{18376,4}{87 \cdot 10^6} = 0,00021 \text{ м}.$$

Відповідно до конструктивних, експлуатаційних і технологічних вимог не рекомендується обирати обшивку товщиною менше 0.8 мм. Виходячи з цього та із результатів розрахунку мінімальної необхідної товщини обшивки за умов міцності, приймаємо, що товщина обшивки передньої кромки становить 0,8 мм. А товщини нижньої та верхньої панелей міжлонжеронної частини горизонтального оперення узгодимо із умовою аеропружності.

Під дією повітряного навантаження обшивка прогинається. Погонне повітряне навантаження визначимо за формулою:

$$q_{\text{пов}} = \frac{q_{\text{ГО}}^{\text{пов}}}{2 \cdot b_{\text{н}}}, \quad (1.88)$$

де $b_{\text{н}} = 0,25 \text{ м}$ – крок розташування нервюр;

$q_{\text{ГО}}^{\text{пов}} = 1,9942 \text{ кН/м}$ – погонне навантаження на горизонтальне оперення від дії підйомної сили.

Підставивши числові дані, отримаємо:

$$q_{\text{пов}} = \frac{1994,2}{2 \cdot 0,25} = 3988,4 \text{ Н/м}^2$$

Прогини обшивки спотворюють профіль агрегату, тим самим, збільшують аеродинамічний опір. Приймаючи обмеження максимального прогину обшивки: $f_{\text{обш}}/b_{\text{н}} \leq 0,002$, знайдемо остаточну необхідну товщину обшивки, за допомогою наступних формул:

$$\delta_{\text{обш}_\text{н}} = b_{\text{н}}^3 \sqrt{9,5 \cdot q_{\text{пов}_\text{н}}/E}, \quad \delta_{\text{обш}_\text{в}} = b_{\text{н}}^3 \sqrt{4,75 \cdot q_{\text{пов}_\text{в}}/E}, \quad (1.89)$$

де $b_{\text{н}} = 0,25 \text{ м}$ – крок розташування нервюр;

$q_{\text{пов}_\text{н}}$ – погонне повітряне навантаження по нижній обшивці горизонтального оперення, Н/м^2 ;

$q_{\text{пов}_\text{в}}$ – погонне повітряне навантаження по верхній обшивці горизонтального оперення, Н/м^2 ;

Знайдемо погонне повітряне навантаження на нижню панель ГО:

$$q_{\text{пов}_\text{н}} = \frac{2q_{\text{пов}}}{3} = \frac{2 \cdot 3988,4}{3} = 2659,9 \text{ Н/м}^2$$

Знайдемо погонне повітряне навантаження на верхню панель ГО:

$$q_{\text{пов}_\text{в}} = \frac{q_{\text{пов}}}{3} = \frac{3988,4}{3} = 1329,5 \text{ Н/м}^2$$

Маючи усі необхідні дані, проведемо розрахунок мінімальних товщин обшивок міжлонжеронної частини горизонтального оперення з умови аеропружності:

$$\delta_{\text{обш}_H} = 0,25 \cdot \sqrt[3]{9,5 \cdot 2659,9 / 7,0 \cdot 10^{10}} = 0,00178 \text{ м,}$$

$$\delta_{\text{обш}_B} = 0,25 \cdot \sqrt[3]{4,75 \cdot 1329,5 / 7,0 \cdot 10^{10}} = 0,00112 \text{ м.}$$

Виходячи із результатів розрахунку, приймаємо, що товщина верхньої панелі горизонтального оперення складатиме 1,2 мм, а товщина нижньої – 1,8 мм. Нижня обшивка горизонтального оперення переважно перебуває у стисненому стані, тому тут критичною є втрата стійкості, через що збільшення її товщини необхідне для збільшення власного моменту інерції, що приведе до кращих характеристик обшивки на стійкість.

1.3.6 Розробка конструкції посиленої нервюри ГО

1.3.6.1 Вибір матеріалу та конструктивного виконання нервюри

Силові нервюри крила та горизонтального оперення окрім збереження аеродинамічного контуру та сприйняття повітряного навантаження, призначені також для сприйняття значних зосереджених зусиль. Силові нервюри, сприймаючи великі зосереджені зусилля, передають їх на контур у вигляді потоку дотичних напружень. В нашому випадку проектується нервюра, до якої кріпитиметься вал горизонтального оперення.

Проектована силова нервюра буде складені із поясів та стінки, подібно до переднього балочного лонжерону. Враховуючи усі характеристики дюралюмінієвих сплавів, з яких найчастіше виготовляють нервюри, прийнято, що усі елементи збірної нервюри будуть виготовлені зі алюмінієвого сплаву 2024-T3.

1.3.6.2 Проектування посиленої нервюри горизонтального оперення

Так як повітряне навантаження, що діє в зоні посиленої нервюри, значно менше діючого зосередженого зусилля, в нашому випадку поперечної сили, яка приходить на вал горизонтального оперення, то при проектувальному розрахунку ним зазвичай нехтують. Розрахункова схема нервюри – балка, пружно оперта на стінки лонжеронів і обшивку.

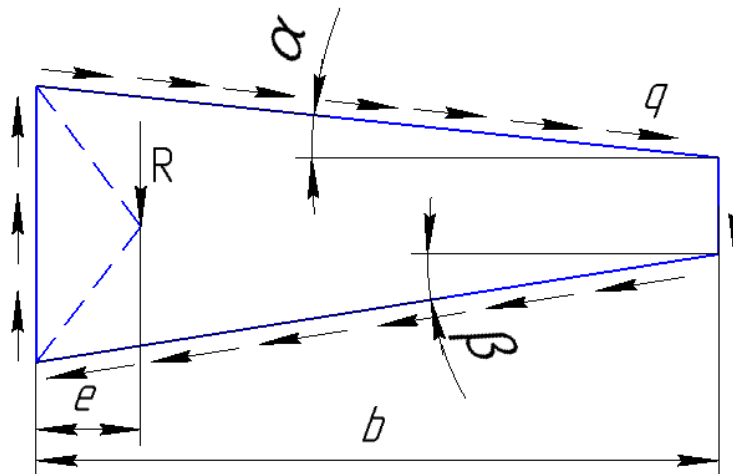


Рисунок 1.38 – Розрахункова схема посиленої нервюри

З умови рівноваги даного перерізу, знайдемо потік дотичних напружень, що виникає від дії моменту, що створюється поперечною силою:

$$q = \frac{R \cdot e}{(b_H^2 \cdot (\operatorname{tg}\alpha + \operatorname{tg}\beta) + b_H \cdot h)}, \quad (1.90)$$

де $R = Q = 3074 \text{ Н}$ – максимальне значення поперечної сили, що діє на горизонтальне оперення;

$e = 0,03 \text{ м}$ – відстань від переднього лонжерону до центру валу горизонтального оперення (плече дії сили);

$b_H = 0,304 \text{ м}$ – довжина нервюри;

$h = 0,05 \text{ м}$ – висота стінки нервюри у зоні заднього лонжерону;

$\alpha = 6^\circ$ – кут нахилу верхнього поясу нервюри;

$\beta = 9^\circ$ – кут нахилу нижнього поясу нервюри.

Підставивши числові значення, отримаємо:

$$q = \frac{3074 \cdot 0,03}{(0,304^2 \cdot (\operatorname{tg}6^\circ + \operatorname{tg}9^\circ) + 0,304 \cdot 0,05)} = 2331,7 \text{ Н/м}$$

Згинальний момент, що діє на нервюру:

$$M_H^{\text{зг}} = R \cdot e = 3074 \cdot 0,03 = 92,6 \text{ Нм} \quad (1.91)$$

Проектувальні розрахунки геометрії поясів нервюри та її стінки проводимо аналогічно проектувальним розрахункам переднього балочного лонжерону. Нормальна сила, яка діє в поясах нервюри дорівнює:

$$N = \frac{M_H^{\text{зг}}}{k \cdot H}, \quad (1.92)$$

де $k = 0,95$ – коефіцієнт використання будівельної висоти нервюри;

$H = 0,05 \text{ м}$ – найменше значення будівельної висоти нервюри.

Підставивши числові значення, отримаємо:

$$N = \frac{92,6}{0,95 \cdot 0,05} = 1941,5 \text{ Н}$$

Площа поперечного перерізу поясу нервюри у розтягнутій зоні, визначається за формулою:

$$F = \frac{N}{k_1 \cdot \sigma_B}, \quad (1.93)$$

де $k_1 = 0,9$ – коефіцієнт, що враховує ослаблення поясу від отворів під заклепки.

Числове значення площі поперечного перерізу розтягнутого поясу нервюри дорівнює:

$$F = \frac{1941,5}{0,9 \cdot 435 \cdot 10^6} = 0,0000496 \text{ м}^2 = 16,31 \text{ мм}^2$$

Згідно із ДСТУ 2251-93, обираємо стандартний кутник 20x20x3, для якого фактична площ перерізу складає 113,0 мм².

Площа поперечного перерізу поясу нервюри у стиснутій зоні, визначається за формулою:

$$F = \frac{N}{\sigma_p}, \quad (1.94)$$

де σ_p – руйнуючі напруження стиснення, які можуть бути визначеними за графіком 1.39, який приведено нижче.

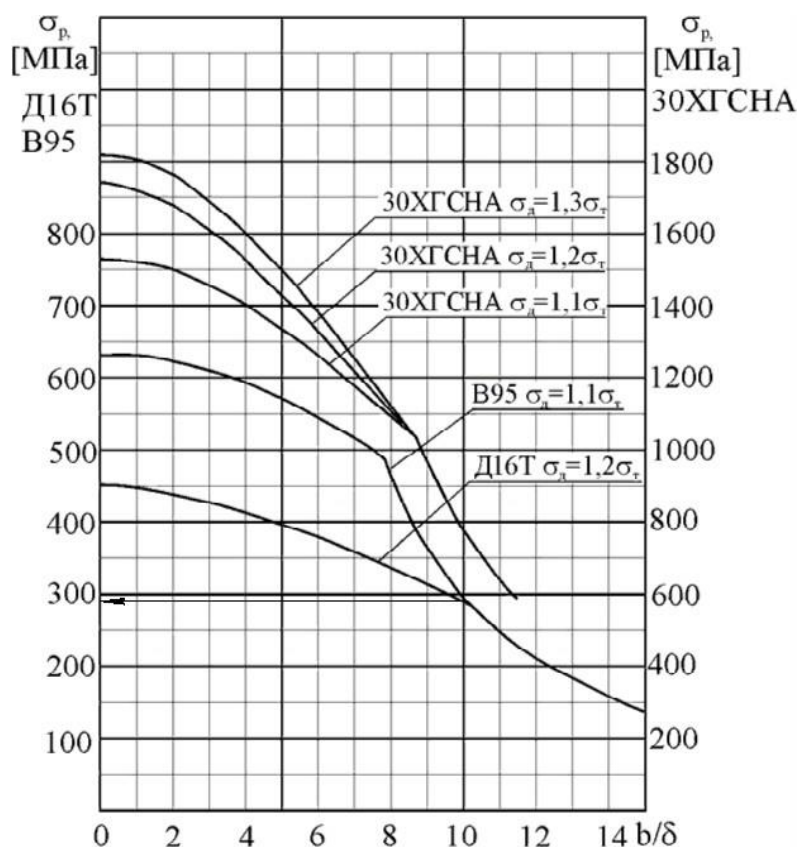


Рисунок 1.39 – Залежність σ_p від b/δ (Д16Т – аналог 2024-Т3)

Задаємо значення $b/\delta = 10$. Тоді для матеріалу 2024-Т3 $\sigma_p = 295$ МПа.

Числове значення площі поперечного перерізу стиснутого поясу нервюри дорівнює:

$$F = \frac{1941,5}{295 \cdot 10^6} = 0,0000658 \text{ м}^2 = 21,70 \text{ мм}^2$$

Згідно із ДСТУ 2251-93, обираємо стандартний кутник 20x20x3, для якого фактична площ перерізу складає 113,0 мм².

Знайдемо товщину стінки нервюри за допомогою формули:

$$\delta_{ст} = \frac{Q_H^п}{\tau_p \cdot h'} \quad (1.95)$$

де $Q_H^п = R \cdot e/b_H = 3074 \cdot 0,03/0,304 = 303,4$ Н – діюче поперечне зусилля;

$h = H - 2 \cdot \delta_H = 0,05 - 2 \cdot 0,003 = 0,044$ м – висота стінки нервюри;

τ_p – руйнуючу дотичні напруження, які можуть бути визначеними за графіком 1.40, який приведено нижче.

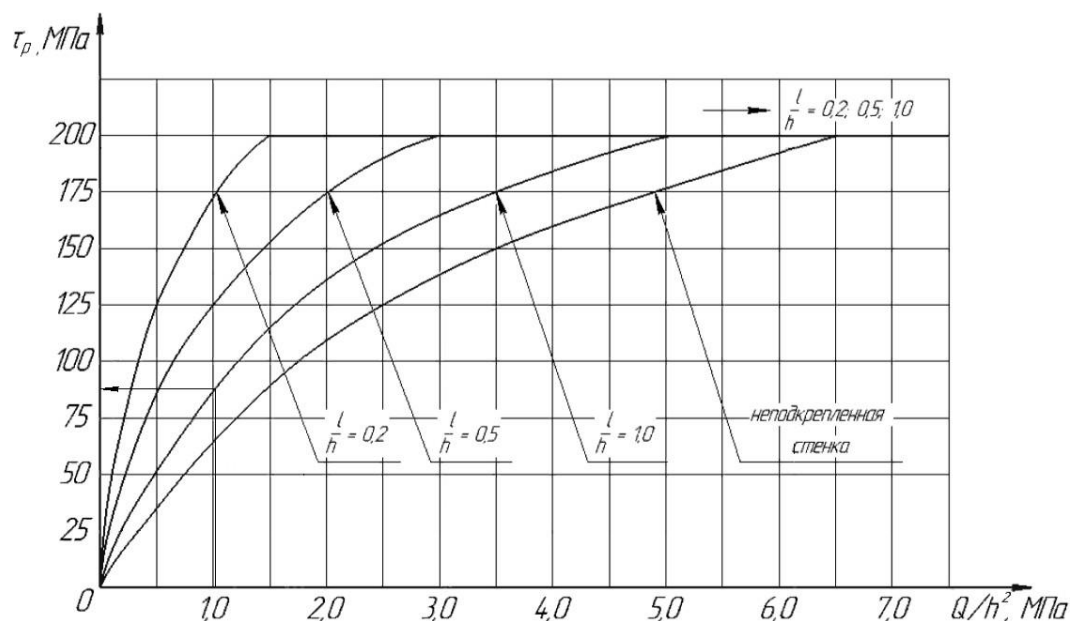


Рисунок 1.40 – Залежність τ_p від Q/h^2 (Д16Т – аналог 2024-Т3)

Задаємо значення $\frac{Q}{h^2} = \frac{303,4}{0,044^2} = 0,156$ МПа. Враховуючи це, згідно із графіком для матеріалу 2024-Т3 $\tau_p = 8$ МПа.

Числове значення площі поперечного перерізу стиснутого поясу нервюри дорівнює:

$$\delta_{ст} = \frac{303,4}{0,044 \cdot 8 \cdot 10^6} = 0,00086 \text{ м}$$

Згідно сортаменту в промисловості використовуються листи наступних товщин, мм: 0,3; 0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,8; 0,9; 1,0; 1,2; 1,5; 1,6; 1,8; 1,9; 2,0; 2,5; 3,0; 3,5;

4,0; 4,5; 5,0; 5,5; 6,0; 6,5; 7,0; 7,5; 8,0; 8,5; 9,0; 9,5; 10,0; 10,5. Приймаємо по сортаменту найближчу в бік збільшення товщину листа 1,0 мм.

1.3.7 Розробка конструкції валу ГО

1.3.7.1 Вибір матеріалу та конструктивного виконання валу

Для вибору матеріалу, з якого буде виготовлено вал, звернемося знову до критерію інтенсивності навантаження цієї деталі, яка визначається за формулою:

$$I = \frac{M_{зг} \cdot 0,7}{H^3}, \quad (1.96)$$

де $M_{зг} = 2854$ Нм – максимальний згинальний момент, який діє у перерізі горизонтального оперення.

$H = 0,04$ м – будівельна висота валу горизонтального оперення у місці розташування переднього лонжерону.

Конструктивно вал представлятиме собою трубу, яка кріпитиметься до переднього лонжерону в горизонтальному оперенні. Цей вал буде навантажений згинаючим моментом, а також крутним моментом. Згідно із формулою Бредта для кручення тонкостінного валу та формулою Нав'є-Стокса для згину балки, можна сказати, що для забезпечення хороших показників міцності важливою на рівні із матеріалом є геометрія поперечного перерізу валу. Тому, чим більший діаметр валу, тим менші діючі напруження. А отже, необхідна товщина труби теж падає, що приводить до зменшення маси самого валу.

Будівельна висота переднього лонжерону складає 0,07 м, а діаметр труби по серединній лінії стінки приймаємо рівним 0,04 м (0,03 м залишаємо для системи кріплення валу до лонжерону).

Знайдемо інтенсивність навантаження валу ГО, підставивши наявні дані у формулу:

$$I = \frac{2854}{0.04^3} = 44593750 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2} = 44,59375 \text{ МПа}$$

За інженерною практикою, у випадку якщо інтенсивність навантаження менше за 100 МПа, то обирають дюралюмінієві сплави.

Основними алюмінієвими сплавами, які застосовуються в авіації є сплав 2024-T3 та 7075-T6 – іноземні аналоги вітчизняних Д16Т та В95, відповідно.

Сплав 2024-T3 – це сплав, до складу якого, окрім алюмінію, входить мідь. Цей сплав має хороші характеристики міцності та жорсткості, проте його «мінусом» можна назвати низьку корозійну стійкість. Але великою перевагою 2024-T3 є низька швидкість росту тріщини в деталях із цього сплаву, завдяки його високій в'язкості.

Сплав 7075-T6 – це сплав алюмінію з цинком та міддю. Сплав має високі показники міцності та корозійної стійкості, проте в місцях де присутні перемінні навантаження деталі з даного сплаву працюють погано, через високу швидкість росту тріщини.

Враховуючи незначні навантаження деталі та те що вона працюватиме із знакозмінними навантаженнями, доцільно виконати вад ГО із матеріалу 2024-T3.

1.3.7.2 Проектування валу горизонтального оперення

Вал горизонтального оперення навантажений двома моментами: згинаючим моментом від маси конструкції ГО та від підйомної сили, яку генерує оперення, а також крутним моментом від підйомної сили.

Тому спроектувати вал потрібно таким чином, щоб він задовольняв вимоги на кручення та згин. В даному розрахунку переріз валу спроектовано виходячи із умов міцності на кручення, а згодом проведено перевірку, чи така геометрія валу забезпечує необхідну міцність на згин.

Для визначення мінімальної необхідної товщини валу із діаметром по середній лінії стінки 0,04 м використаємо формулу Бредта, яка приведена нижче:

$$\tau_p = \frac{M_{кр}}{2\omega\delta_B}, \quad (1.97)$$

де $M_{кр} = 727,4$ Нм – крутний момент, що сприймається валом ГО;

$\omega = \pi \cdot R^2$ – площа поперечного перерізу валу, м²;

$R = 0,02$ м – радіус валу по середній лінії стінки;

δ_B – товщина стінки валу, м;

$\tau_p = 87$ МПа – руйнуючі дотичні зусилля для матеріалу 2024-T3.

Із формули Бредта можна виразити мінімальну необхідну товщину стінки валу:

$$\delta_B = \frac{M_{кр}}{2\omega\tau_p}, \quad (1.98)$$

Підставивши числові значення, отримаємо:

$$\delta_B = \frac{727,4}{2 \cdot \pi \cdot 0,02^2 \cdot 87 \cdot 10^6} = 0,0026 \text{ м}$$

Опершись на отриманий результат, призначаємо товщину стінки валу ГО рівною 3 мм. Тепер необхідно перевірити, чи задовольняє спроектований переріз валу умові міцності на згин. Для цього скористуємось формулою Нав'є-Стокса:

$$\sigma_d = \frac{M_{зг} \cdot H}{I}, \quad (1.99)$$

де $M_{зг} = 2854$ Нм – згинаючий момент, що сприймається валом ГО;

$H = R + \delta_B/2 = 0,0215$ м – радіус валу по зовнішній поверхні;

$\delta_B = 0,003$ м – товщина стінки валу;

I – момент інерції валу, м⁴.

Момент інерції для тонкостінної труби можна знайти за формулою:

$$I = \frac{\pi \cdot D^4}{64} \cdot \left(1 - \frac{d^4}{D^4}\right), \quad (1.100)$$

Підставивши наявні геометричні характеристики перерізу валу, отримаємо наступне значення моменту інерції:

$$I = \frac{\pi \cdot 0,043^4}{64} \cdot \left(1 - \frac{0,037^4}{0,043^4}\right) = 8,084 \cdot 10^{-6} \text{ м}^4$$

Максимальні діючі напруження у валу від діє згинаючого моменту дорівнюють:

$$\sigma_d = \frac{2854 \cdot 0,215}{8,084 \cdot 10^{-6}} = 75,9 \text{ МПа}$$

Знайдемо запас міцності спроектованого валу на згин:

$$n = \frac{\sigma_B}{\sigma_d} - 1 = \frac{435}{75,9} - 1 = +4,73$$

Отже, спроектований вал має чималий запас міцності, тому така геометрія поперечного перерізу може вважатись прийнятною.

Отже, остаточний вигляд горизонтального оперення представлений нижче, на рисунку 1.41, а розподіл внутрішнього простору консолі горизонтального оперення – на рисунку 1.42.

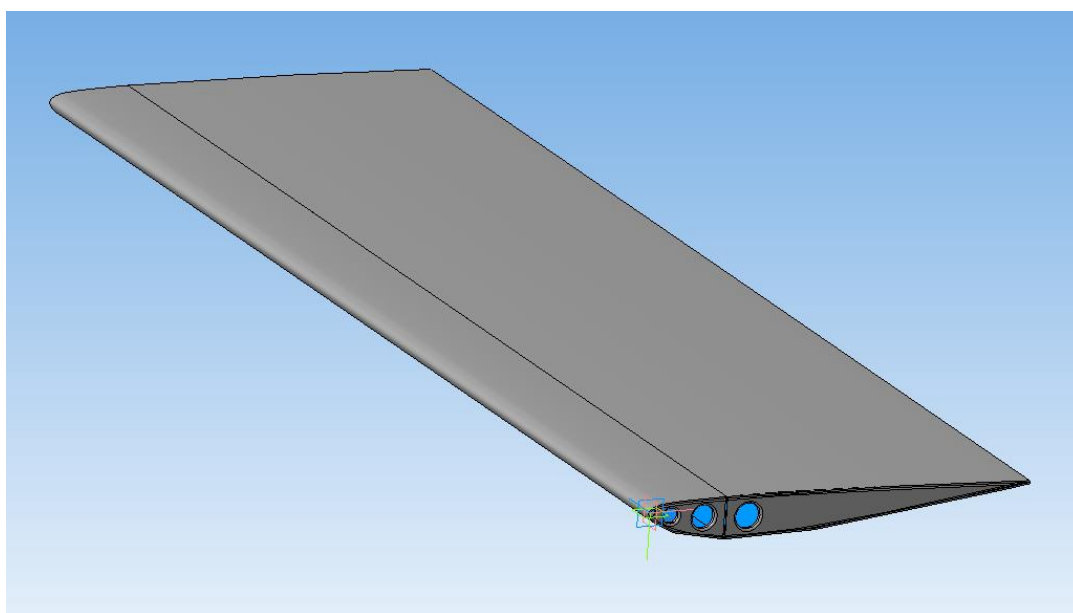


Рисунок 1.41 – Майстер-геометрія горизонтального оперення

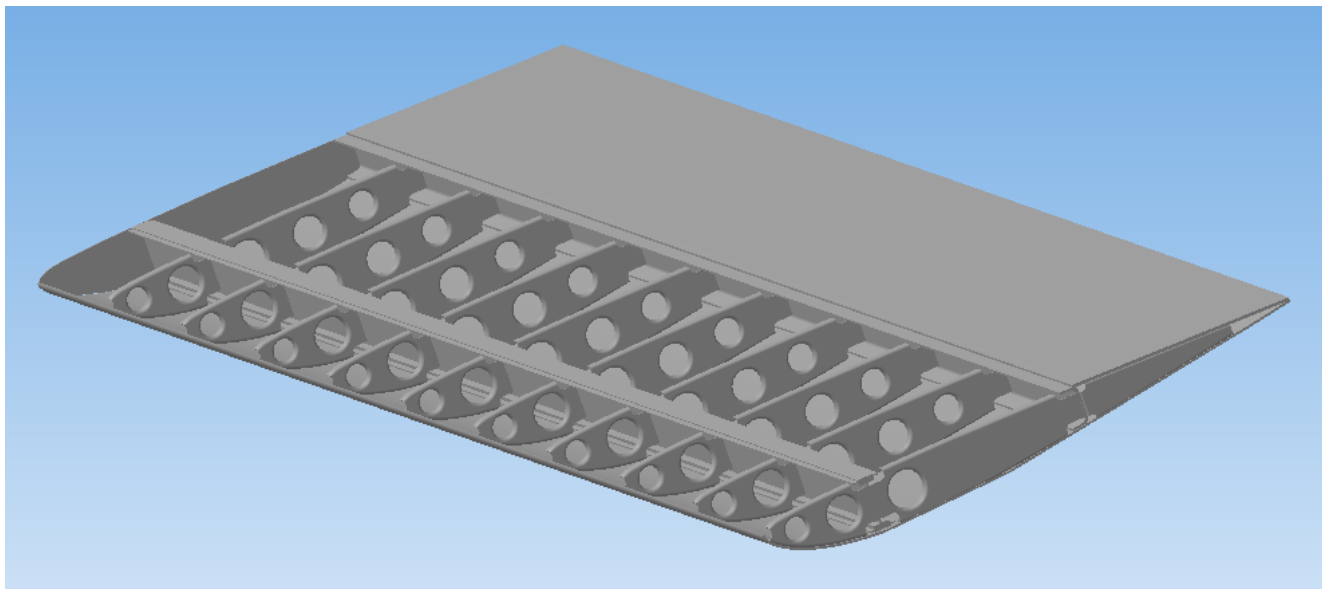


Рисунок 1.42 – Розподіл внутрішнього простору ГО

1.4 Розробка конструкції силових елементів і вузлів механічного каналу системи керування рулем висоти

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

При проектуванні систем центрального управління сучасного літака конструктору доводиться вирішувати цілий комплекс завдань, пов'язаних із задоволенням різноманітних вимог, що пред'являються до управління з точки зору його призначення, надійності і безвідмовності в роботі, експлуатації та виробництва.

Для проектування обрані такі літаки-прототипи: Cirrus SR22, Piper Archer LX, Grumman American AG-5B Tiger, Robin DR401-180LR. Розглянемо схеми систем управління кермом висоти обраних літаків.

Схема показує розташування елементів системи управління кермом 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 проектуваному, система управління РВ складається з: штурвальної колонки, проводки, качалок та рульової поверхні (кермо 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 льотчика і не вимагає при керуванні літаком такого великого простору

між ногами льотчика, як ручка управління. Цей факт привів до широкого поширення штурвалів в неманевреній і цивільної авіації.

Передача керуючих сигналів від льотчика 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 льотчика або автоматичної системи управління до органів управління. Раніше така проводка досить широко застосовувалася для управління тримерами і включення електромеханізмів різних агрегатів автоматики. Зараз її починають застосовувати в системі електродистанційного управління органами управління літака.

Механічна проводка управління являють собою сукупність елементів, які забезпечують дистанційну передачу сигналів від льотчика або автоматичної системи управління до органів управління. У системах управління з гідропідсилювачами потужності (бустерами) ділянку механічної проводки керування від РУ до гідропідсилювача становить її несилову частину з відносно невеликим рівнем навантажень (сили тертя в проводці управління і сили від завантажувального механізму), а від гідропідсилювача до органу управління - силову частину з навантаженнями в десятки тисяч ньютонів. Механічна дистанційна передача сигналів в системі управління може здійснюватися гнучкою, жорсткою або змішаної проводкою.

Гнучка проводка забезпечує передачу сигналів за допомогою зворотно-поступальних переміщень тросів, сталевих 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, сталевих або титанових труб довжиною не більше двох метрів з наконечниками 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 і 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:

- надійність;
- простота конструкції;
- простота в експлуатації;
- простота в ремонті;
- великий ресурс і ін.

Також в систему управління входять різні пристосування для кріплення проводки до силових елементів фюзеляжу, наприклад, ролики.

Нижче, на рисунку 1.43, представлена загальна схема системи управління РВ літака, що проектується.

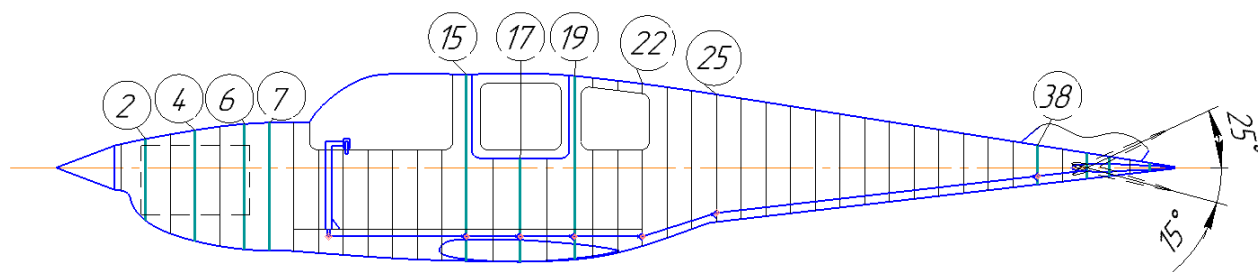


Рисунок 1.43 – Схема системи управління РВ

1.4.2 Розробка трасування, розміщення та типу проводки системи керування, розробка її кінематичної схеми. Кінематичний розрахунок системи керування

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 т.д. Цей факт змушує застосовувати різні елементи і інструменти, які дозволяють по-різному розмістити проводку так, щоб вона нормально функціонувала в заданому обмеженому просторі. В цей же час розміщення проводки не повинно нести загрозу для її працездатності при різних умовах і етапах польоту. Тому розміщення системи управління досить складний процес, який вимагає уважності і хорошого конструкторського мислення.

На проектуваному літаку зусилля, яке докладає льотчик на штурвальну колонку, по кронштейну штурвальної колонки передається по проводку, яка проходить під підлогою кабіни і кріпиться до шпангоутам № 15, 17, 19 і 22 спеціальними роликами. А потім проводка проходить по хвосту, де також кріпиться до шпангоутам і передає зусилля на вісь ЦПГО.

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

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. 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 льотчиком до командного важеля.

На передавальні властивості системи центрального управління найбільш суттєво впливають:

- передаточне 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 рухливих ланках управління можна знехтувати, отримаємо вираз:

$$P_{кр} \cdot dX_{кр} + M_{шрп} \cdot d\partial_{рп} = 0, \quad (1.101)$$

де $P_{кр}$ – зусилля, що створюється льотчиком на командному важелі, Н;

$M_{шрп}$ – шарнірний момент на рульовій поверхні від аеродинамічних сил, Нм;

$dX_{кр}$ – лінійне переміщення штурвальної колонки уздовж ліній дії сили $P_{кр}$, м;

$d\partial_{рп}$ – кутове переміщення рульової поверхні.

Перетворюючи цей вираз, отримаємо:

$$\frac{P_{кр}}{M_{шрп}} = \frac{d\partial_{рп}}{dX_{кр}} = K_c, \quad (1.102)$$

де K_c – коефіцієнт кінематичної передачі.

Нижче, рисунку 1.44, представлені основні геометричні параметри руху системи управління.

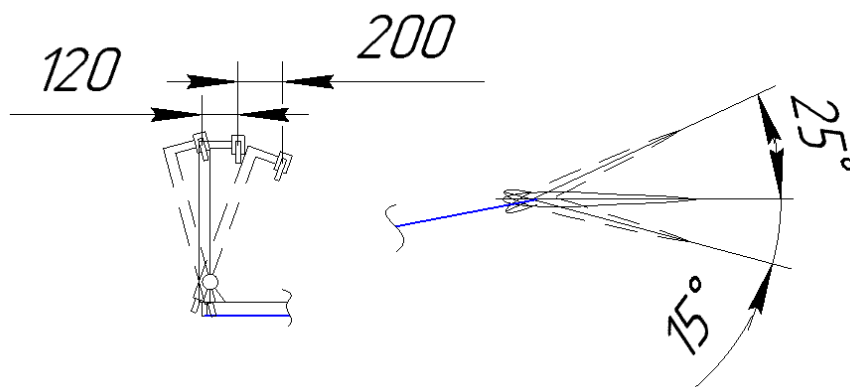


Рисунок 1.44 – Геометричні параметри руху системи управління РВ

Підняття носу (набір висоти) літака в польоті відповідають такі положення:

- штурвальна колонка – 200 мм. від початкового положення;
- рульова поверхня – 25° від початкового положення.

Опусканню носу (зниження) літака в польоті відповідають такі положення:

- штурвальна колонка – 120 мм. від початкового положення;
- рульова поверхня – 15° від початкового положення.

Для обчислення коефіцієнта кінематичної передачі використовуємо крайнє положення рульової поверхні, при цьому $X_{кр} = 200$ мм, $\partial_{рп} = 20^\circ \cdot \pi / 180^\circ$.

$$K_c = \frac{d \partial_{рп}}{d X_{кр}} = \frac{20^\circ \cdot \pi}{180^\circ \cdot 0,2} = 2,18 \text{ м}^{-1}. \quad (1.103)$$

Отриманий результат відповідає рекомендаціям.

Передаточне відношення системи залежить від передавальних відносин всіх ланок системи:

$$K_c = K_{кр} \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot \dots \cdot K_n \cdot 1/R_{рп}. \quad (1.104)$$

Спростимо формулу для нашої системи:

$$K_c = K_{кр} \cdot 1/R_{рп}, \quad (1.105)$$

де $K_{кр} = R_{ккр}/R_{кр}$ – передаточне відношення командного важеля;

$R_{ккр} = 180$ мм – довжина кронштейну командного важеля;

$R_{кр} = 700$ мм – довжина командного важеля;

$R_{рп}$ – необхідна довжина плеча керуючої поверхні.

Передаточне відношення командного важеля:

$$K_{кр} = \frac{R_{ккр}}{R_{кр}} = \frac{180}{700} = 0,257.$$

Знайдемо необхідну довжину плеча керуючої поверхні:

$$R_{рп} = \frac{K_{кр}}{K_c} = \frac{0,257}{2,18} = 0,118 \text{ м.}$$

1.4.3 Визначення навантажень в тягах, качалках і командному важелі системи керування

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

Зусилля, що прикладається льотчиком до штурвальної колонці відповідно до норм льотної придатності: $R_{кр} = 1600 \text{ Н}$.

Знаходимо згинальний момент, який виникає на штурвальній колонці:

$$M_{кр} = P_{кр} \cdot R_{кр} = 1600 \cdot 0,70 = 1120 \text{ Н} \cdot \text{м.}$$

Знаходимо зусилля, яке виникає на тросовій проводці:

$$P_{тр} = \frac{P_{кр}}{K_{кр}} = \frac{1600}{0,257} = 6226 \text{ Н.}$$

Знаходимо згинальний момент на кронштейні:

$$M_{ккр} = P_{тр} \cdot R_{ккр} = 6226 \cdot 0,180 = 1120 \text{ Н} \cdot \text{м.}$$

Знайдемо момент закручування, який виникає на осі-валі керуючої поверхні:

$$M_o = \frac{P_{кр}}{K_c} = \frac{1600}{2,18} = 730 \text{ Н} \cdot \text{м.}$$

1.4.4 Обґрунтування вибору конструкційних матеріалів і проектувальні розрахунки командного важеля, тяги та качалки системи керування. Розробка конструкції характерних перерізів і вузлів кріплення

Для тросової проводки в більшості застосовують сталеві канати, підбір яких проводять по руйнуючому розтягуючому навантаженні.

У нашій конструкції максимальне зусилля, яке буде діяти в тросах проводки системи управління дорівнює $P_{тр} = 6226 \text{ Н}$.

Відповідно до Держстандарту 3066-80 проведемо підбір сталевих тросів.

Обрано: Канат 3,3-Г -В-Н-Т-1570 ГОСТ 3066-80 (трос сталевий ГОСТ 3066-80 діаметром 3,5 мм, вантажного призначення, марки В, з дроту без покриття, правою хрестовою звивання, що не розкручуються, нерихтований, підвищеної точності, маркувальної групи 1570 Н/мм²).

1.4.5 Технічний опис силових елементів системи керування

Управління здійснюється пілотом за допомогою штурвальної колонки через гнучку механічну проводку. Відхилення колонки в напрямку «на себе» відповідає відхиленню керуючої поверхні вгору, і набору висоти. Відхилення колонки в напрямку «від себе» відповідає відхиленню рульової поверхні вниз, тобто, зниження.

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

На кінцях тросів є спеціальні наконечники, які і є елементами, які передають зусилля на трос. Потім зусилля передається на ланцюг, яка знаходиться в зачепленні з шестірнею на валу рульової поверхні. Вал рульової поверхні міцно і надійно закріплений до бортової нервюри і лонжерону горизонтального оперення. Це зубчасте зачеплення і передає зусилля розтягування троса в крутий момент на валу, що призводить до відхилення рульової поверхні.

У даному розділі була розроблена загальна схема і конструкція окремих елементів системи управління кермом висоти для проектного літака.

Креслення системи керування КВ приведено на рисунку А.12 Додатку А.

Були розглянуті в загальному вигляді призначення системи управління, вимоги, які до неї пред'являються, а також види систем управління.

У даній роботі я проаналізував системи управління на літаках прототипах, після чого, на основі отриманих даних, була побудована модуль системи управління КВ для проектного літака.

Система управління складається з: штурвальної колонки, проводки, елементів кріплення і рульової поверхні.

Штурвального колонка була обрана така ж, яка застосовується на всіх літаках-прототипах, відповідно, даний тип колонки проявив себе надійним і живучим.

Я провів аналіз видів проводки, розглянув переваги і недоліки кожного виду, а також скористався даними, отриманими при дослідженні літаків заданого типу, після чого прийшов до висновку, що для проектного літака оптимальної буде механічна гнучка проводка, яка має такі переваги:

- надійність;
- простота конструкції;
- простота в експлуатації;
- простота в ремонті;
- великий ресурс і ін.

Проведено кінематичний аналіз системи управління КВ для проектного літака. Коефіцієнт кінематичної передачі системи склав $K_c = 2,18 \text{ м}^{-1}$.

Визначено зусилля в силових елементах системи управління, після чого виконано підбір конструкційних матеріалів.

Діаметр даного канату 3,5 мм, відповідно площа перерізу становить 9,6 мм². Враховуючи даний факт, зусилля на розрив становить 15100 Н, що понад вдвічі більше за максимальне зусилля, яке може діяти в системі керування. Тобто міцність і надійність даної системи забезпечена.

На підставі отриманих результатів, побудований креслення системи управління керма висоти для проектного літака.

2 НАУКОВИЙ РОЗДІЛ

2.1 Аналіз найчастіших причин виникнення аварійних ситуацій при зльоті та посадці на аеродромах різних класів та ЗПС різних типів

2.1.1 Збір статистичних даних про аварійні інциденти, що трапились при зльоті та посадці

Для того щоб коректніше розібратись у поставленій проблемі, необхідно звернутись до історії авіації. У даному розділі проведено збір статистичних даних щодо прецедентів аварій та катастроф під час зльоту і посадки.

Основним критерієм, за котрим проводився відбір авіаційних катастроф та аварій – є викочування літального апарату за межі злітно-посадкових смуг. При цьому, причини викочування у різних інцидентах – різні, починаючи причинами пов'язаними із погодними умовами, і закінчуючи людським фактором. Проте, у більшості випадків, аспектом, який привів до багаточисленних жертв стала недостатня довжина злітно-посадкової смуги та незадовільний стан її поверхні через природні умови.

В Додатку Б в таблиці Б.1 приведені зібрані статистичні дані авіаційних катастроф та аварій, пов'язаних викочування літальних апаратів за межі злітно-посадкової смуги [19].

2.1.2 Аналіз статистичних даних

Для повноти аналізу даної проблеми, необхідно прояснити, що найчастіше стає причиною викочування літального апарату за межі злітно-посадкової смуги. Немає жодного випадку, де б подібна ситуацію була результатом лише одного негативного фактору, чи це людського чиннику, чи технічної несправності, чи погодних умов. Проте, щось одне завжди стає ключовим у розвитку подій.

Нижче, на рисунку 2.1, приведена діаграма розподілу у відсотковому відношенні основних причин прецедентів викочування ЛА за межі ЗПС. Але потрібно пам'ятати, що зазвичай у всіх випадках технічних несправностей також були і погані погодні умови – відповідно погане покриття злітно-посадкової смуги, а також людський чинник. А у випадку, коли ключовим фактором є саме несприятлива погода, також завжди присутня неухважність та несконцентрованість людей, які залучені до забезпечення безпеки польоту.

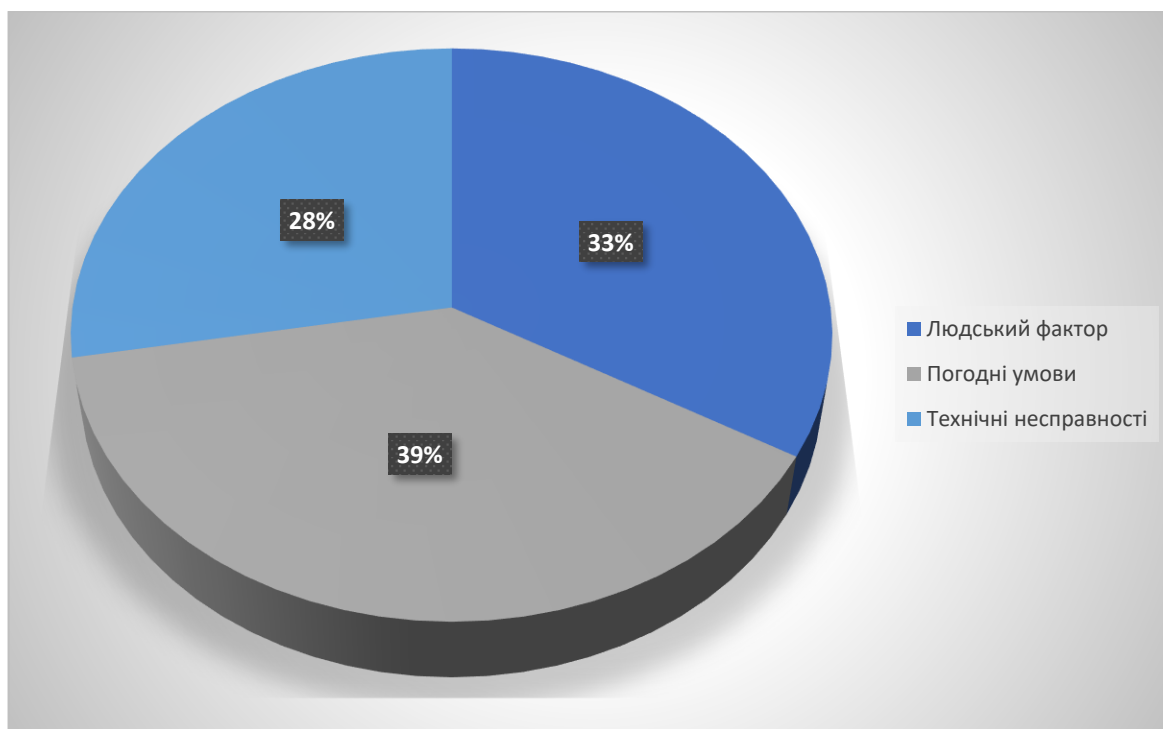


Рисунок 2.1 – Діаграма розподілу причин викочування ЛА за межі ЗПС під час зльоту та посадки

З даної діаграми помітно, найгострішою причиною викочування ЛА за межі злітно-посадкової смуги є саме несприятливі погодні умови – сильний боковий вітер, засніжена або залита дощовою водою поверхня ЗПС.

Саме тому важливою залишається потреба кваліфікованої підготовки льотного персоналу до здійснення посадки або зльоту з аеродромів різних класів, зі смуг різного покриття та стану, при різноманітних погодних умовах.

Також важливим є факт спроможності літального апарату здійснювати посадку або зліт на смуги різного покриття, в різних погодних умовах. Тобто в яких умовах може базуватись той чи інший літальний апарат.

2.2 Умови базування проектного літака та його прохідність по ЗПС різних типів

2.2.1 Базування ЛА та класи аеродромів

Коли мова йде про умови базування літального апарату, мається на увазі аеродром, на якому передбачено регулярну експлуатацію цього судна.

Існує шість класів аеродромів у цивільній авіації. Для цих шести класів передбачено поділ не лише по геометричним ознакам, але й встановлено межі по навантаженню на злітно-посадкову смугую. Нижче, в таблицях 2.1, 2.2 та 2.3 приведені характеристики геометричні та характеристики допустимого навантаження для аеродромів різного класу.

Таблиця 2.1 – Класифікація аеродромів

Показники	Класи аеродромів					
	А	Б	В	Г	Д	Е
Довжина ЗПС, м	3250	2600	1800	1300	1000	500
Ширина ЗПС, м	60	50	45	40	35	30
Нормативне статичне навантаження, т	35	25	17	12	8	5

Таблиця 2.2 – Ширини руліжних доріжок для аеродромів різних класів

Найменування РД	Класи аеродромів					
	А	Б	В	Г	Д	Е
Магістральні та сполучні	24	22	18	16	14	10
Допоміжні	22	18	16	14	12	8

Таблиця 2.3 – Мінімальні радіуси сполучень РД для аеродромів різних класів

Місця сполучень	Класи аеродромів					
	А	Б	В	Г	Д	Е
На приляганнях до ЗПС	60	50	50	30	15	10
На перетинах і поворотах	50	40	40	25	15	10

На теренах України достатньо мало великих міст та обласних центрів, мають неподалік від себе аеродроми із якісними ЗПС. Зазвичай класи аеродромів, які примикають до більшості великих українських міст, не дозволяють приймати великі міжнародні рейси, які виконуються середньо- та дальньо-магістральними літаками. Проте протягом останніх кількох років, підписано значна кількість документів, щодо реконструкції багатьох українських аеродромів. Також потужними темпами розвивається так звана «мала» авіація, що приводить до значного збільшення кількості аеродромів нижчих класів на території України. В таблиці 2.4 приведена класифікація усіх українських аеропортів (без урахування аеродромів цивільної авіації та злітно-посадкових майданчиків).

Таблиця 2.4 – Класифікація аеродромів України

Клас	Аеродром
А	Бориспіль (UKBB) 4000x60м. цементобетон. Львів (UKLL) 3345x45м. асфальтобетон
Б	Дніпро (UKDD) 2850x44м. асфальтобетон Одеса (UKOO) 2800x56м. асфальтобетон Рівне (UKLR) 2626x42м. асфальтобетон Полтава (UKHP) 2600x42м. асфальтобетон

Продовження Таблиці 2.4

Клас	Аеродром
В	Київ, Жуляни (UKKK) 2310x45м. асфальтобетон
	Харків, Основа (UKHN) 2500x45м. асфальтобетон
	Чернівці (UKLN) 2200x41м. асфальтобетон
	Запоріжжя (UKDE) 2500x42м. бетон
	Миколаїв (UKON) 2555x42м. асфальтобетон
	Івано-Франківськ (UKLI) 2507x44м. бетон
	Кривий Ріг (UKDR) 2500x42м. бетон
	Суми (UKHS) 2500x42м. асфальт
	Ужгород (UKLU) 2038x40м. асфальт
	Тернопіль (UKLT) 2008x42м. асфальтобетон
Г	Херсон (UKOH) 2500x42м. бетон
	Вінниця (UKWW) 2500x45 м. армобетон
	Черкаси (UKKE) 2500x42м. асфальтобетон
Г	Житомир (UKKV) 1650x35м. асфальт

Нижче, на рисунку 2.2 приведена діаграма розподілу міжнародних аеропортів України по класах. Дивлячись на таблицю та на діаграму, можна зробити висновок, що більшість українських міжнародних аеропортів мають ЗПС класу В і лише декілька аеропортів мають злітно-посадкові смуги вищого класу.

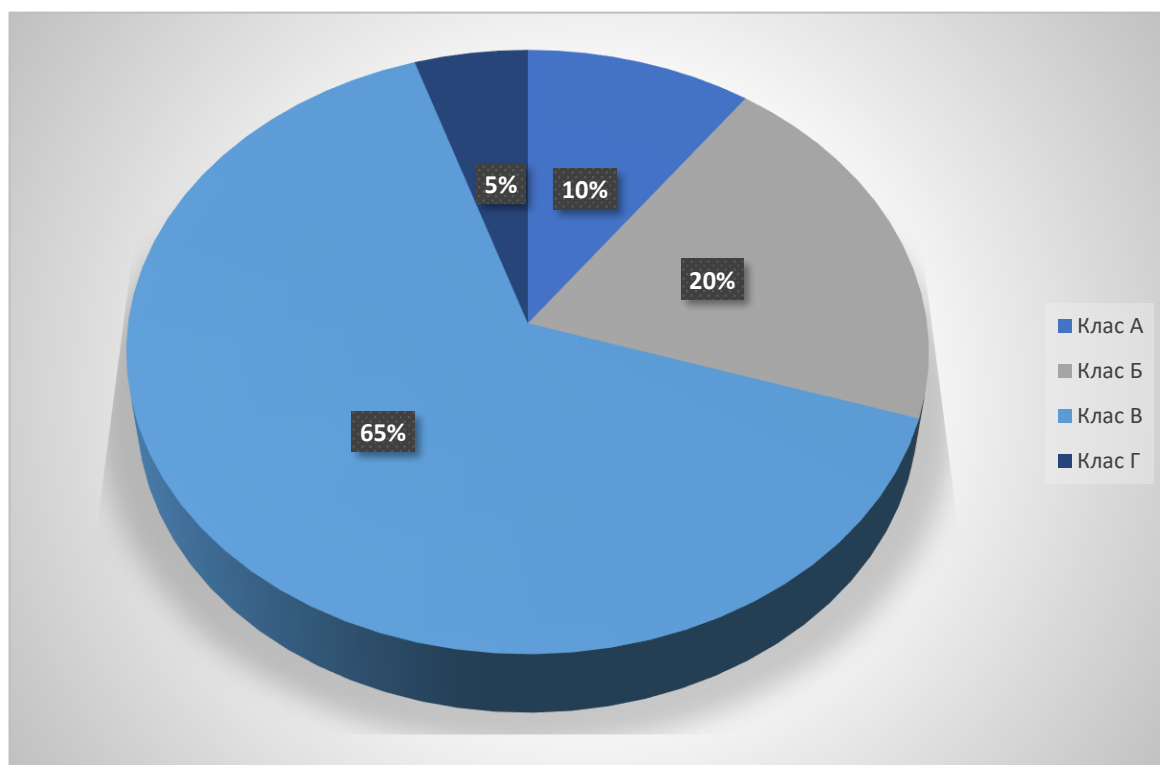


Рисунок 2.2 – Діаграма розподілу українських аеропортів по класах

2.2.2 *Прохідність літального апарату*

Можливість базування літаків на аеродромах різних класів визначається здебільшого двома показниками: прохідністю шасі й можливістю забезпечення всіх передбачених наземних маневрів на цих аеродромах.

Термін "прохідність" є багатофакторним, оскільки він означає здатність здійснення літаком розбігу й пробігу, забезпечення допустимого колієутворення, збереження штучних покриттів ЗПС тощо.

Прохідність літака забезпечується як параметрами власне літака, так і властивостями аеродромів його базування. При цьому особливого значення набуває шасі – проміжна ланка між літаком і ЗПС. Умови базування літака, впливають на вибір кількості й типу опор (одне колесо, спарені колеса, візок з кількох коліс), а також на параметри власне коліс. Іншими словами, умови базування й прохідності є найважливішим фактором під час вибору параметрів шасі.

Ураховуючи ці міркування, розрізняють такі умови базування літаків: базування літаків на ґрунтовій поверхні; базування літаків на засніжених і снігових аеродромах; базування літаків на ЗПС зі штучними покриттями.

Під прохідністю літака по ґрунтовій поверхні розуміють здатність літака зрушувати з місця й рухатися на тязі власних двигунів з прискоренням, достатнім для того, щоб набрати швидкості відриву в межах потрібної злітної дистанції для заданої довжини злітної смуги. При цьому на поверхні ґрунту має залишатися колія такої глибини, при якій забезпечується безпека руху літака.

Прохідність літака по ґрунтовим аеродромам визначається такими параметрами:

- мінімальна міцність ґрунту, при якій забезпечується зрушення літака з місця;
- міцність ґрунту, при якій максимальна глибина колії основних і носових опор шасі не перевищує допустимої величини й не призводить до руйнування аеродрому;
- довжина розбігу літака;
- час нелітного періоду.

Серед цих параметрів, що обмежують прохідність літака, важливе значення мають ті властивості ґрунту, які визначають величину його опору деформуванню й змінність цієї величини по довжині злітної смуги. Чим нижчим є опір ґрунту деформуванню, тим швидше поверхня злітної смуги вийде з ладу під час руху коліс шасі цього літака, а безпека подальших розбігів і пробігів різко знизиться.

Рух по ґрунту з утворенням колій сам собою спричиняє багато ускладнень для руху літака:

1. Підвищується опір котінню коліс, що призводить до ускладнень під час зрушення на старті й збільшення дистанції розбігу.

2. Чим глибшою є колія, що утворюється під час руху коліс, тим більше ґрунту викидають колеса, який забруднює конструкцію й устаткування літака й може попасти в двигуни.

3. Рух із утворенням глибоких колій є дією, що руйнує поверхневі шари ґрунту. Показники неоднорідності ґрунту на поверхні злітних смуг є більшими, ніж інших, особливо штучних будівельних конструкцій. Змінність деформації ґрунту по довжині злітної смуги є джерелом додаткового динамічного навантаження літака. Лобова сила опору ґрунту котінню на шляху розбігу і пробігу набуває змінного пульсуючого характеру. Поздовжній профіль дна колії при цьому помітно відрізняється від профілю поверхні ґрунту й має значні нерівності. Крім того, змінний опір хитанню на правій і лівій основних опорах призводить до зниження стійкості руху літака, спричиняє ризикання в напрямку розбігу й пробігу.

Таким чином, прохідність літака по ґрунту визначається насамперед умовами, при яких деформації ґрунту (колії) є мінімальними, а неоднорідність ґрунту знаходиться в межах технологічних можливостей підготовки й експлуатації ґрунтових аеродромів.

Однак несуча здатність ґрунту, з одного боку, змінюється в просторі великих вимірів (порівняно з розмірами одного аеродрому), якщо брати до уваги можливість використання літаків на аеродромах, розташованих в інших районах і на інших континентах земної кулі зі своїми особливостями геологічної будови основних поверхневих шарів і ґрунтоутворювального процесу, зумовленого їхнім кліматом. З іншого боку, несуча здатність поверхневих шарів ґрунту на злітних смугах, як відомо, змінюється на певному аеродромі в часі у зв'язку з сезонним розмоканням, висиханням, замерзанням і відтаванням під впливом змінення метеорологічних факторів – атмосферних опадів і температури повітря. Діапазон змінення несучої здатності поверхневого шару ґрунту протягом року є досить значним, особливо в районах з морозною зимою: від міцної, що практично не деформується під колесами, мерзлої поверхні до слабкої водонасиченої – під час весняного відтавання.

Сезонні змінення стану ґрунтової злітної смуги під впливом атмосферних умов відбуваються в порівняно невеликій поверхневій товщі – на глибині 20...50 см (якщо немає помітного впливу підземних вод). Тому сезонні змінення атмосферних умов створюють характерну неоднорідність несучої здатності ґрунту по глибині. У зв'язку з таким видом неоднорідності показники міцності поверхневої

товщі ґрунту можуть бути різними для літаків з неоднаковими параметрами колісних навантажень, тому що великовантажні опори втягують у деформацію великі товщі ґрунту.

Неоднорідність опору деформуванню поверхневої товщі ґрунту по глибині необхідно враховувати, особливо під час випробувань ґрунту для розв'язання практичних завдань експлуатації, пов'язаних з оцінюванням можливості зльоту й посадки літака на цій ґрунтовій смузі.

У взаємодії зі снігом різних злітно-посадочних пристроїв (ЗПП) авіаційної техніки визначальним є знаходження розрахунковим шляхом межі застосування ЗПП, що дає можливість забезпечити базування на засніжених і снігових аеродромах у зимовий період, а також визначити конкретні параметри ЗПП для заданих снігових умов.

Для описування можливого базування літака на аеродромах із злітно-посадковою смугою зі штучним покриттям, уведено поняття еквівалентного одноколісного навантаження.

Еквівалентне одноколісне навантаження являє собою навантаження від одноколісної опори літака й за силовим ефектом впливу на покриття дорівнює навантаженню від реальної опори літака з урахуванням параметрів, кількості й схеми розміщення коліс на цій опорі.

Якщо стояк шасі має одне колесо, то еквівалентне одноколісне навантаження дорівнює навантаженню від цього колеса. Якщо ж стояк має кілька коліс (розосереджених по бетонній плиті), то допускається трохи більше навантаження на стояк без небезпеки пошкодження плити, ніж у випадку одноколісної опори. Еквівалентне одноколісне навантаження необхідно знати для того, щоб визначити, наскільки можна збільшити сумарне розосереджене навантаження на бетонну плиту порівняно з нормованим зосередженим навантаженням.

Одним із засобів підвищення прохідності літака по бетону, однак не дуже ефективним, є зниження тиску в пневматиках шасі. При зменшенні тиску в пневматиках еквівалентне одноколісне навантаження дещо зменшується. Однак разом із цим збільшуються габарити й маса коліс при заданому стоянковому навантаженні.

Найбільш ефективними засобами збільшення прохідності важких літаків по бетонним ЗПС є збільшення кількості коліс та оптимізація їх взаємного розташування.

2.3 Розрахунок основних характеристик прохідності для легкого багатоцільового літака по ЗПС різних типів

2.3.1 Визначення глибини колії й коефіцієнта опору ґрунту котінню коліс легкого літака під час проходження ЗПС із ґрунтовим покриттям

Для розрахунку параметрів прохідності літака по ґрунту існують певні умови. Одна з них полягає в тому, щоб тягоозброєність літака забезпечувала можливість зрушити з місця, маневрувати й злітати з використанням тільки тяги рухової установки. Згідно з іншою умовою глибина колії на ґрунті не повинна призводити до руйнування аеродрому.

Умова прохідності літака в такому формулюванні визначається нерівністю:

$$\Sigma T > gm_0 \mu_{зруш}, \quad (2.1)$$

де ΣT – сумарна тяга рухових установок літака;

$\mu_{зруш}$ – коефіцієнт опору котінню в момент зрушення з місця.

Для розрахунків можна прийняти

$$\mu_{зруш} = 1,4 \mu_{кот},$$

де $\mu_{кот}$ – коефіцієнт опору котінню при швидкості 1 м/с (див. Рисунок 2.3).

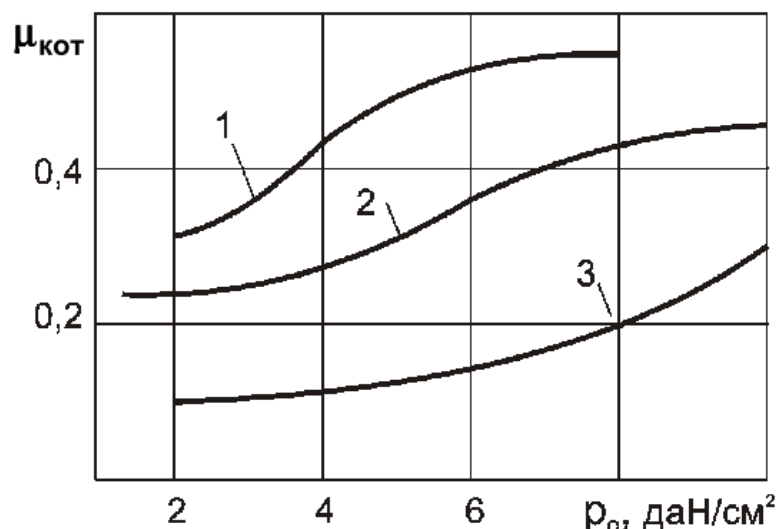


Рисунок 2.3 – Залежність коефіцієнта опору котінню від тиску в пневматику: 1 – бездоріжжя; 2 – період просихання; 3 – сухий і щільний ґрунт

Для проведення аналізу приймемо, що легкий багатоцільовий літак із злітною масою 1400 кг має установлений поршневий двигун із потужністю 186 кВт. Враховуючи ККД гвинта і швидкість польоту сила тяги двигуна дорівнює 4460 кН. Зауважимо, що ККД гвинта складним чином залежить від швидкості польоту, тому в рамках даного розрахунку використовувалась формула:

$$P = (17,4 \dots 20,4) N_e, \quad (2.2)$$

Окрім того, для розрахунків прийнято, що на заданому літаку застосовуються шини типу 6А і 5А для основної та носової стояків шасі відповідно. При цьому робочий тиск у шині 6А і 5А відповідає 0,294 МПа.

Знаю робочий тиск у шині ($0,294 \text{ МПа} = 2,998 \text{ даН/см}^2$) і використовуючи Рисунок 2.3, можна сказати, що $\mu_{\text{кот}} = 0,36$. При цьому, для даного розрахунку вибраний найгірший варіант для розрахунку коефіцієнту опору котінню – бездоріжжя.

Враховуючи усе, умова прохідності літака виконується:

$$4460 \text{ кН} > 9,81 * 1400 * 1,4 * 0,36 = 6,9 \text{ кН}$$

Інша умова прохідності літака по ґрунту полягає в тому, що міцність ґрунту σ^p під впливом коліс шасі не повинна перевищувати допустимих значень міцності ґрунту під впливом носових $\sigma_{\text{нос}}^{\text{доп}}$ і основних $\sigma_{\text{осн}}^{\text{доп}}$ опор:

$$\sigma^p < \sigma_{\text{нос,осн}}^{\text{доп}}$$

Мінімальну міцність ґрунту, що забезпечує прохідність, у першому наближенні можна розрахувати за формулою:

$$\sigma^p = \frac{P_{\text{ст.зл}}}{\delta_k B_k} \sqrt{\frac{1}{H_k D_k}}, \quad (2.3)$$

де $P_{\text{ст.зл}}$ – стоянкове злітне навантаження на одне колесо;

$H_k = 0,05 \text{ м}$ – допустима глибина колії;

B_k – ширина колеса;

D_k – діаметр колеса;

δ_k – коефіцієнт, що враховує деформацію пневматика в зоні контакту з ґрунтом (див. Рисунок 2.4).

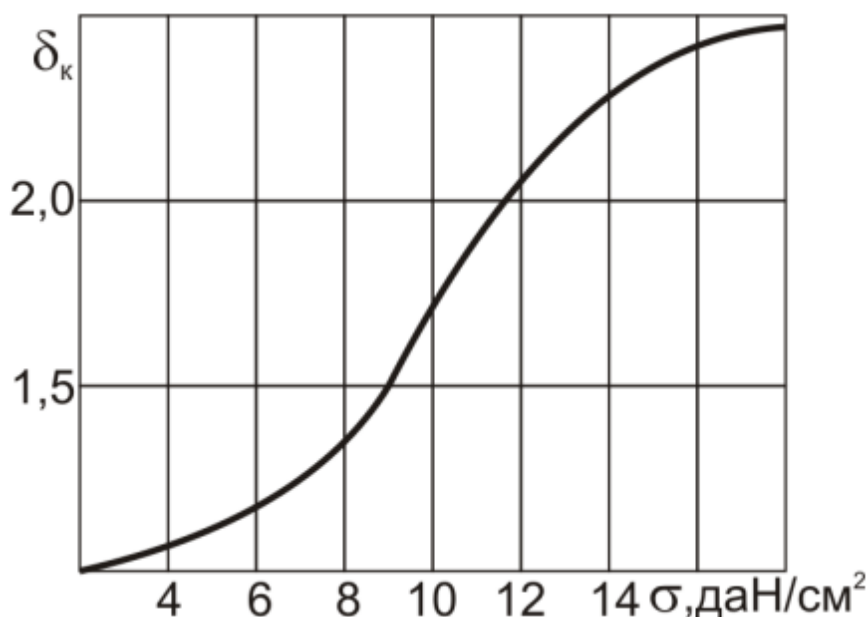


Рисунок 2.4 – Залежність коефіцієнту δ_k від тиску на ґрунт

Консервативно, для даного аналізу приймемо $\delta_k = 1,0$.

Проведемо розрахунок для основного стояка шасі.

Модель шини – 6А; $B_k = 0,15$ м; $D_k = 0,50$ м. При цьому для основного стояка шасі $P_{ст.зл} = 5724$ Н;

$$\sigma_{осн}^p = \frac{5724 \text{ Н}}{1,0 * 0,15 \text{ м}} \sqrt{\frac{1}{0,05 \text{ м} * 0,50 \text{ м}}} = 2,461 \text{ Н/см}^2.$$

Проведемо розрахунок для носового стояка шасі.

Модель шини – 5А; $B_k = 0,15$ м; $D_k = 0,40$ м. При цьому для основного стояка шасі $P_{ст.зл} = 2862$ Н;

$$\sigma_{нос}^p = \frac{2862 \text{ Н}}{1,0 * 0,15 \text{ м}} \sqrt{\frac{1}{0,05 \text{ м} * 0,40 \text{ м}}} = 1,377 \text{ кг/см}^2.$$

Для виконання необхідних умов, необхідно знайти коефіцієнти відносного навантаження коліс основних $B_{осн}$ і носової $C_{нос}$ опор шасі (див. Рисунок 2.5).

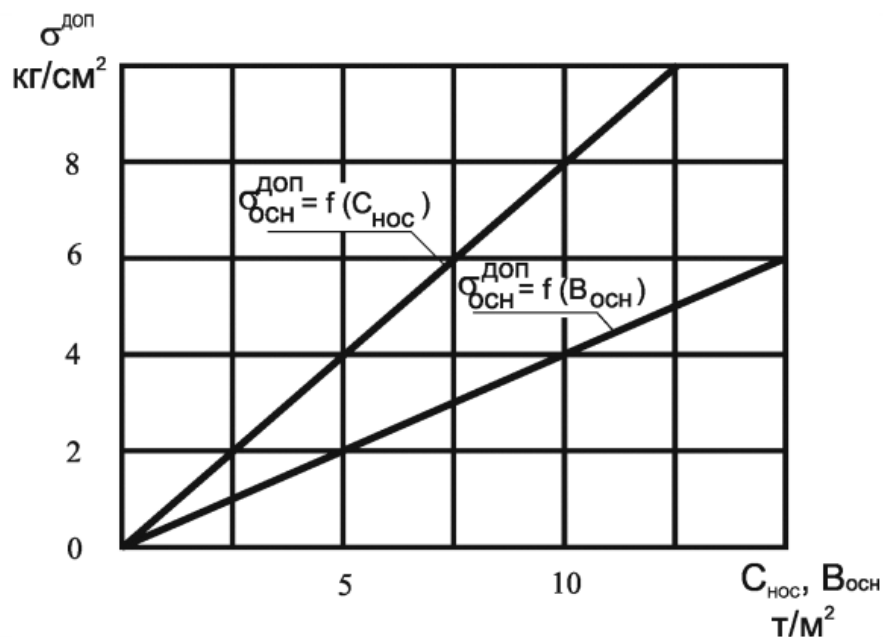


Рисунок 2.5 – Залежність допустимого тиску на ґрунт для носового і основних стояків від коефіцієнтів $B_{осн}$ і $C_{нос}$

Коефіцієнт $B_{осн}$ визначимо за формулою:

$$B_{осн} = \lambda \frac{G_{зл}}{(nD_{ш}B_{ш})_{осн}} t_H, \quad (2.4)$$

де $\lambda = 0,923$ – для літаків з турбовентиляторним двигуном (прийнято для нашого випадку);

$G_{зл} = 1,465$ т – злітна маса заданого літака;

$n = 2$ – кількість коліс на стояках основного шасі;

$D_{ш} = 0,500$ м – діаметр шини основного колеса;

$B_{ш} = 0,150$ м – ширини шини основного колеса;

$t_H = 1$ – коефіцієнт тандемності (кількість коліс на одній колії).

$$B_{\text{осн}} = 0,923 \frac{1,465 \text{ т}}{(2 * 0,50 \text{ м} * 0,15 \text{ м})_{\text{осн}}} 1 = 8,615 \text{ т/м}^2$$

Згідно із Рисунком 2.5, $\sigma_{\text{осн}}^{\text{доп}} = 3,65 \text{ кг/см}^2$. Необхідна нерівність виконується:

$$\sigma_{\text{осн}}^p = 2,461 \text{ кг/см}^2 < \sigma_{\text{осн}}^{\text{доп}} = 3,65 \text{ кг/см}^2.$$

Коефіцієнт $C_{\text{нос}}$ визначимо за формулою:

$$C_{\text{нос}} = \lambda \frac{K_{\text{нос}} G_{\text{зл}}}{(n D_{\text{ш}} B_{\text{ш}})_{\text{нос}}} t_H h^*, \quad (2.5)$$

де $\lambda = 0,913$ – для літаків з турбовентиляторним двигуном (прийнято для нашого випадку);

$G_{\text{зл}} = 1,465 \text{ т}$ – злітна маса заданого літака;

$K_{\text{нос}} = 0,2$ – частка маси літака, що припадає на носові колеса;

$n = 1$ – кількість коліс на стояку носового шасі;

$D_{\text{ш}} = 0,400 \text{ м}$ – діаметр шини носового колеса;

$B_{\text{ш}} = 0,150 \text{ м}$ – ширини шини носового колеса;

$t_H = 1$ – коефіцієнт тандемності (кількість коліс на одній колії);

h^* – відносна висота, зумовлена співвідношенням:

$$h^* = 0,72 + 0,61 h^{\text{дв}} / B, \quad (2.6)$$

де $h^{\text{дв}} = 2,200 \text{ м}$ – висота двигуна над землею при стоянковому обтисненні амортизації;

$B = 2,450 \text{ м}$ – база шасі при стоянковому обтисненні амортизації.

$$h^* = 0,72 + 0,61 * 2,2 \text{ м} / 2,45 \text{ м} = 1,268$$

Коефіцієнт $C_{\text{нос}}$ дорівнює:

$$C_{\text{нос}} = 0,913 \frac{1,465 \text{ т} * 0,2}{(1 * 0,40 \text{ м} * 0,15 \text{ м})_{\text{нос}}} 1 * 1,268 = 2,701 \text{ т/м}^2$$

Згідно із Рисунком 2.5, $\sigma_{\text{нос}}^{\text{доп}} = 1,55 \text{ кг/см}^2$. Необхідна нерівність виконується:

$$\sigma_{\text{нос}}^p = 1,377 \text{ кг/см}^2 < \sigma_{\text{нос}}^{\text{доп}} = 1,55 \text{ кг/см}^2.$$

Отже, завдяки тому, що усі умови виконуються, прохідність заданого легкого багатоцільового літака по аеродрому із ґрунтовим покриттям забезпечується.

2.3.2 Визначення прохідності заданого легкого багатоцільового літака по ЗПС із штучним покриттям

Щоб виконати вимоги до прохідності (можливості експлуатації без ушкодження ЗПС) уведено поняття еквівалентного одноколісного навантаження:

$$P_{\text{екв}} \leq P_{\text{н}},$$

де P_n – нормативне статистичне навантаження для аеродромів базування цивільних і військових літаків (див. Таблиця 2.5).

Таблиця 3.1 – Класифікаційні показники ЗПС аеродромів цивільної авіації

Показники	Класи аеродромів					
	А	Б	В	Г	Д	Е
Довжина ЗПС, м	3250	2600	1800	1300	1000	500
Ширина ЗПС, м	60	50	45	40	35	30
Нормативне статистичне навантаження, т	35	25	17	12	8	5
Тиск у пневматиках, кг/см ²	12	12	12	8	6	4

Еквівалентне одноколісне навантаження являє собою навантаження від одноколісної опори літака й за силовим ефектом впливу на покриття дорівнює навантаженню від реальної опори літака з урахуванням параметрів, кількості й схеми розміщення коліс на цій опорі.

Зважаючи на той факт, що у заданому літаку на основних стояках шасі лише по одному колесу, то еквівалентне одноколісне навантаження буде дорівнювати навантаженню лише цього колеса. Враховуючи невелику злітну масу літака (1,4 т), необхідна вимога буде виконана.

2.3.3 Висновки

У даній роботі був проведений збір статистичних даних. Проаналізувавши зібрані 50 випадків викочування літального апарату за межі злітно-посадкової смуги, ми з'ясували що найчастішими причинами прецедентів викатки за межі ЗПС є погіршений стан поверхні смуги, в результаті поганих погодних умов, людський чинник та технічні несправності.

З'ясували які типи смуг найпоширеніші в міжнародних аеропортах України. Визначили поняття базування літака та провели дослідження щодо прохідності літального апарату по смугах із різним покриттям.

Також були розраховані основні характеристики прохідності для заданого легкого багатоцільового літака по аеродромах із ґрунтовим та штучним покриттям. З'ясовано, що даний ЛА можна застосовувати на обох типах аеродромів, більше того, даний літак може бути прийнятий на усі класи аеродромів із штучним покриттям.

3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

3.1 Конку rentні переваги проектового літака й оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту

3.1.1 Характеристика тактико-економічних показників проектового пасажирського легкого літака, як товарного продукту

Основними характеристиками проектового літака, що впливають на економічні показники проекту є:

- ❖ Масові характеристики:
 - Максимальна злітна маса – 1400 кг;
 - Маса екіпажу – 80 кг;
 - Маса корисного навантаження (пасажирів) – 240 кг;
 - Маса палива – 420 кг.
- ❖ Тип та основні характеристики вибраного двигуна:
 - Тип двигуна – поршневий (Lycoming IO-540-C4);
 - Маса силової установки – 140 кг;
 - Потужність двигуна – 186 кВт;
 - Вартість двигуна – 75000 у.о.
- ❖ Польотні характеристики:
 - Максимальна швидкість – 325 км/год;
 - Дальність польоту – 1600 км;
 - Крейсерська швидкість - 300 км/год;
 - Крейсерська висота польоту – 2800 м.
 - Довжина потрібної злітно-посадкової смуги
 - Довжина пробігу – 260 м;
 - Довжина розбігу – 330 м;
 - Довжина злітної дистанції – 570 м;
 - Довжина посадкової дистанції – 480 м.
- ❖ Тип та клас аеродрому можливої дислокації літака:
 - Тип ЗПС – усі типи ЗПС (грунтова, бетон і т.д.);
 - Клас аеродрому – усі класи (від А до Е).
- ❖ Обладнання, що встановлюється на літак:
 - Маса обладнання – 110 кг;
 - Пілотажно-навігаційне обладнання;
 - Обладнання автоматичного керування літаком;
 - Система індикації та запису бортових даних.

Усі ці характеристики впливають на кінцеву загальну вартість проектного літака. Проте заданий ЛА проектується таким чином, що фінальна ціна може коливатись в залежності від компонування та виду салону літака, а також за рахунок можливої варіації устатовленого обладнання. Тобто, судно буде спроектовано так, що можна буде устатовити різне по своїм характеристикам і ціні обладнання.

Важливим фактором у формуванні попиту на ЛА є клас та тип злітно-посадкової смуги, яку необхідно для експлуатації літака. У цьому плані, проєктований літак виграє перед більшістю конкурентів, адже він здатен злітати та сідати на аеродромах із ЗПС усіх типів та класів, за рахунок того, що ЛА проєктувався як літак укороченого злету та посадки та за рахунок міцного шасі.

Важливим також є вибір двигуна. Lycoming IO-540-C4 – поршневий двигун, від компанії Lycoming, яка має велику кількість ремонтних бригад по усьому світу, що спрощує ремонт та обслуговування даного двигуна.

3.1.2 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень і визначення обсягу можливих продажів готових літаків

У сучасному світі виробництво будь-якого продукту буде безперспективним без попереднього аналізу ринку, на який ми збираємось виходити. Якщо ми збираємось запуснути конкурентоспроможний продукт, то необхідно зрозуміти хто «головні гравці» на ринку, а також провести аналіз їх продукції, щоб визначити переваги і недоліки. Таку роботу варто проробити над усіма головними конкурентами, продукція яких займає ту ж саму нішу, що і товар, який збираєтесь виготовляти ви. За результатами проведених досліджень можна чітко підкреслити для себе, над якими характеристиками продукту потрібно більш інтенсивно працювати, а які параметри не сильно впливають на попит. Окрім цього ще при розробці ЛА можна переймати ключові особливості, які роблять продукцію головних конкурентів настільки популярною. А також можна вдосконалювати ті сторони літального апарату, на які є попит окремого блоку суспільства.

Наприклад, один з головних виробників суден авіації загального призначення корпорація Textron Aviation, є власником трьох відомих авіабрендів: Cessna, Beechcraft та Hawker. При цьому літаки компаній Cessna та Beechcraft співіснують за декількох особливостей. Деякі літальні апарати двох брендів, будучи приблизно однаковими за льотно-технічними характеристиками, не є прямими конкурентами, адже на етапі проєктування закладались різні цільові групи покупців. Компанія Beechcraft більш відома своїм комфортом та статусністю вироблених літаків. У той час як компанія Cessna окрім бізнес-джетів виробляє також і відносно дешеві, але якісні літаки для повсякденного користування.

Авіація загального призначення дуже конкурентна галузь, в якій основні ролі посідають компанії із великими капіталами та досвідом. Великі капітали необхідні для всебічного розвитку інформаційної бази, якою володію конструкторське бюро. Це дозволяє проводити різні дослідження як технічного характеру, так і дослідження ринку, де представлені вироби компанії.

Авіація загального призначення займає приблизно 92% від загальної кількості зареєстрованих літаків у Сполучених Штатах Америки. А також на долю авіації загального призначення припадає аж 65% від загальної кількості годин польоту на США. Дані показники дають чітке усвідомлення, що загальний ринок «малої» авіації грандіозний, звідси випливає, що попит на судна даного класу завжди великий. А значить, вірогідно є значна кількість потенційних покупців і на наш продукт.

Згідно із дослідженням, найбільше ринок авіації загального призначення розвинутий у Північній Америці, більшу 70% від загальної кількості літаків. При цьому лідером є Сполучені Штати Америки, у яких зареєстровано майже 80% літаків «малої» авіації від загальної кількості у даному регіоні. Нижче приведена діаграма приблизного розподілу частки авіації загального призначення по континентах [22].

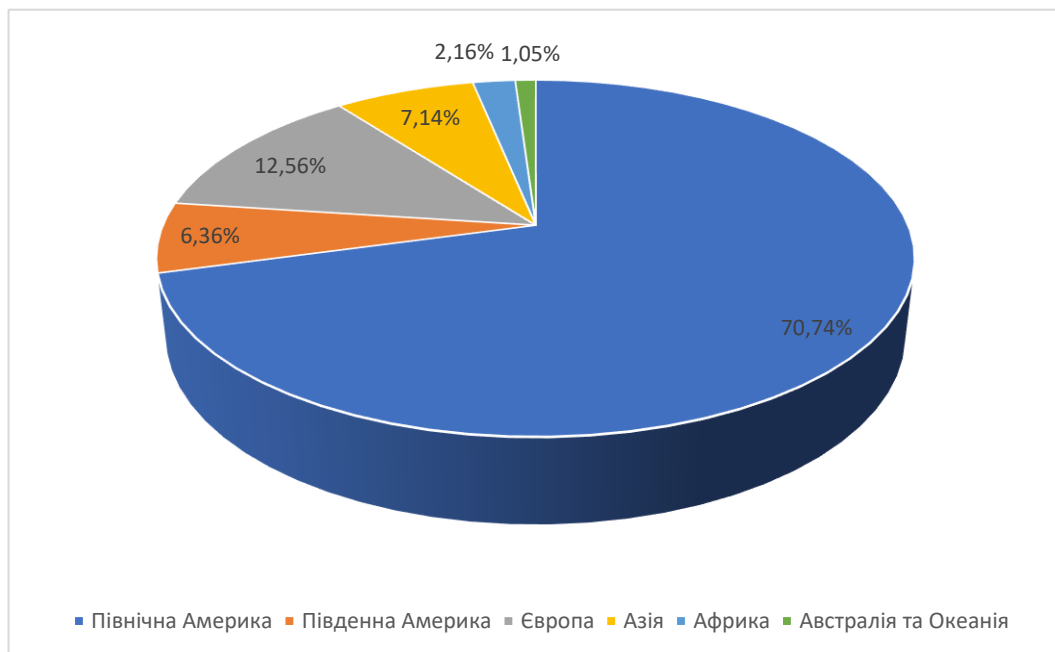


Рисунок 3.1 – Розподіл часток авіації загального призначення по континентах

Звідси можна зробити висновок, що основним ринком збуту літака, що проектується повинна стати Північна Америка, адже там спостерігається найбільший попит. Проте, часта «малої» авіації, що припадає на Європу стрімко

зростає щороку, роблячи даний регіон також потенційно важливим для збуту вироблених ЛА [23].

Також проаналізувавши ринок, можна зробити висновок, щодо пріоритетності у виборі силової установки для літака, що проектується.



Рисунок 3.2 – Розподіл попиту в залежності від типу силової установки

Із приведеної діаграми випливає, що частка поршневих літаків у авіації загального призначення дещо впала, за останні 10 років, проте все ще залишається лідируючою. І згідно із тенденцією, останніх 3 років, вона знову росте. Тому вибір поршневого двигуна для літака, що проектується виглядає виграшним з огляду на проведені дослідження [23].

Важливим є дослідження конкурентів. Тому нижче приведені діаграми кількості доставлених літаків в залежності від виробника, рисунок 3.3 і 3.4.

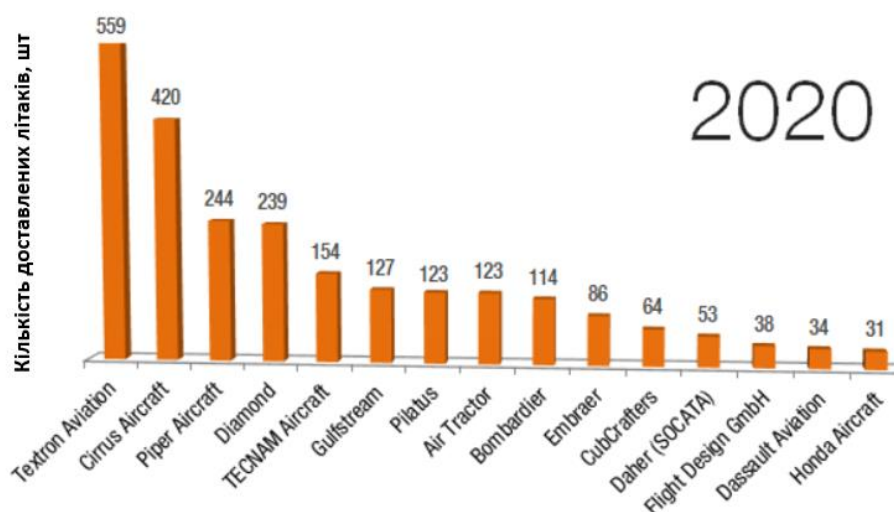


Рисунок 3.3 – Кількість доставлених літаків за 2020 рік в залежності від виробника

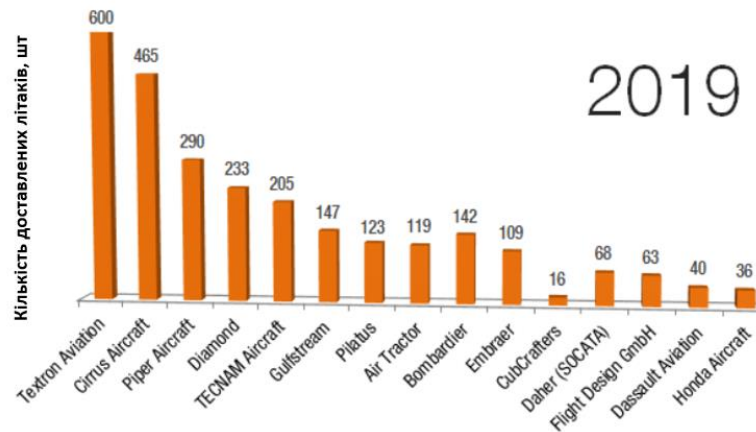


Рисунок 3.4 – Кількість доставлених літаків за 2019 рік в залежності від виробника

Згідно із приведених діаграм видно, що літаки-прототипи, які прийняті для збирання статистичних даних для проектування, є представниками лідерів даного ринку. Це означає, що при розробці літака, враховані усі нюанси та параметри, які роблять літаки-прототипи такими популярними. Також із діаграм помітно, що переважна більшість лідерів ринку, має свої штаб-квартири та виробничі потужності локалізовані у Сполучених Штатах Америки, що у свою чергу, знову підкреслює той факт, що Південна Америка найсприятливіший регіон для збуту даного типу ЛА [23].

Згідно із даними на 2020 рік, які надає головний регулятор авіаційного транспорту Сполучених Штатів Америки – Federal Aviation Administration (FAA), загальна кількість зареєстрованих у США літаків «малої» авіації за останні 10 років зменшилась порівняно із рекордними показниками 2007 – 2008 років [23]. Це пов'язують із зростанням цін на літаки, через світову економічну кризу. Проте, поступово рівень стабілізувався (2015 – 2019 роки) і в майбутньому навіть прогнозується незначне збільшення кількості літаків.

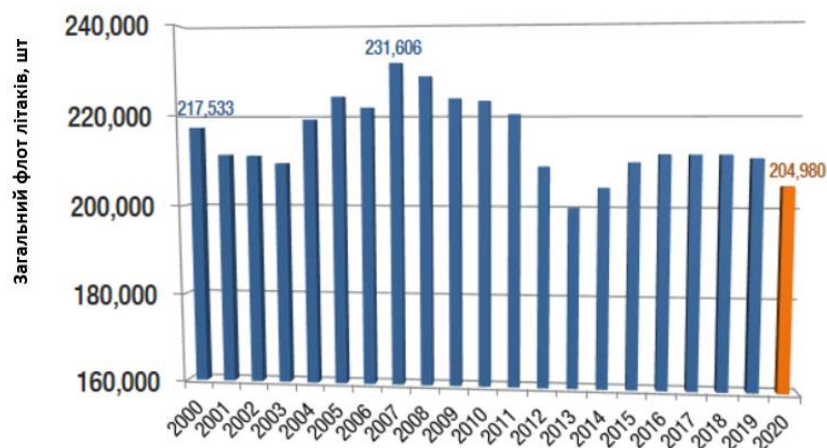


Рисунок 2.5 – Кількість зареєстрованих літаків «малої» авіації у США

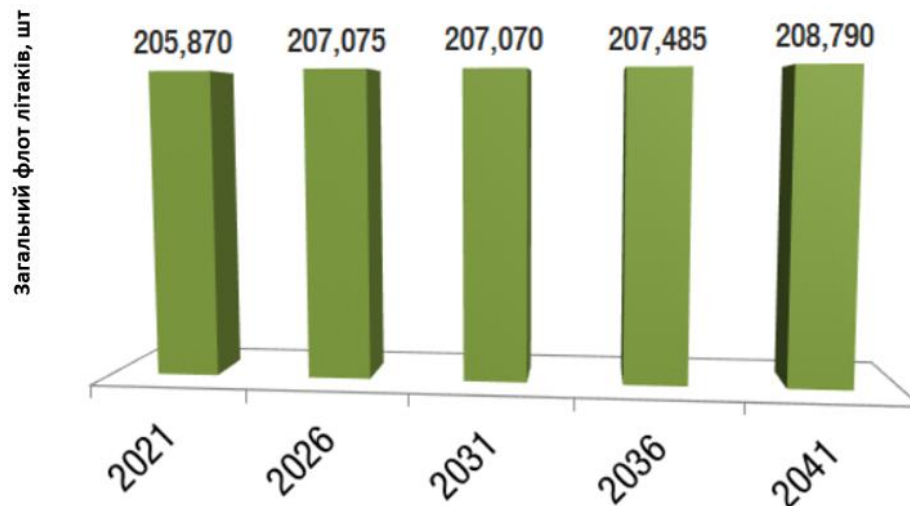


Рисунок 2.6 – Прогнозована кількість літаків «малої» авіації у США

Згідно із даними діаграмами, ринок літаків авіації загального призначення стабілізувався після певного регресу. Така ж картина спостерігається і загалом у світі. Це дає підстави казати, умови виведення нового літака на ринок зараз сприятливіші, ніж були 12 – 8 років тому.

3.2 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літального апарату

3.2.1 Дані для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро

Для повного розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро необхідні масові характеристики конструкції та обладнання проектного літака й швидкісні характеристики, а саме максимальне число Маха польоту літака й максимальна швидкість польоту літака V_{\max} в км/год.

- Масові характеристики літака, що проектується:
- Маса конструкції літака $m_{\text{кон}} = 365$ кг;
- Маса обладнання $m_{\text{обл}} = 110$ кг;
- Маса екіпажу літака $m_{\text{ек}} = 80$ кг.
- Швидкісні характеристики літака, що проектується:
- Максимальне число Маха $M = 0,26$;
- Максимальна швидкість польоту $V_{\max} = 325$ км/год.

Описані вище характеристики будуть використані при обчисленні витрат необхідних в дослідно-конструкторському бюро. Розрахунок приведений нижче.

3.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака

Для повного розрахунку витрат га серійне виробництво літака також необхідні масові характеристики проектного літака, масові характеристики

обладнання, що буде встановлено й масові характеристики цільового навантаження (у нашому випадку масу пілота та ще трьох пасажирів). Окрім цього, необхідно вказати швидкісні характеристики, а саме максимальне число Маха польоту літака й максимальна швидкість польоту літака V_{\max} в км/год.

- Масові характеристики літака, що проектується:
- Маса конструкції літака $m_{\text{кон}} = 365$ кг;
- Маса обладнання $m_{\text{обл}} = 110$ кг;
- Маса екіпажу літака $m_{\text{ек}} = 80$ кг;
- Маса пасажирів $m_{\text{пас}} = 240$ кг;
- Маса силової установки $m_{\text{cy}} = 140$ кг.
- Швидкісні характеристики літака, що проектується:
- Максимальне число Маха $M = 0,26$;
- Максимальна швидкість польоту $V_{\max} = 325$ км/год.

Впродовж року планується випускати заводом-виробником по 24 літаки. При цьому, лише 20 літаків повинно виробитись за перший рік виробництва. В подальшому, за другий рік серійного виробництва кількість випущених літаків повинна збільшитись до рівня закладеного програмою (24 штуки).

Описані вище характеристики будуть використані при обчисленні витрат необхідних при серійному виробництві літака, що проектується. Розрахунок наведений нижче.

3.3 Розрахунок техніко-економічних показників проектування і виробництва літального апарату

3.3.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро

Попередньо повні укрупнені витрати розраховують на етапі аванпроекту. Тому окремо задані витрати на аванпроект, ескізне та робоче проектування доцільно об'єднати в один у один сегмент – витрати на проектування. Витратами на етапі передачі документації на серійний завод можна знехтувати. Отже, розрахунок витрат проводять за такими етапами:

- проектування;
- виготовлення дослідних зразків;
- випробування дослідних зразків та корегування конструкторських креслень ЛА.

Сумарні витрати на проектування конструкції ЛА визначають за формулою:

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

де $V_{\text{проект}}$ – витрати на проектування, тис. у.о.;

$K_{\text{ПВВ}} = 1,61$ – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов’язкові внески та відрахування;

$m_{\text{ПЛ}} = 0,555$ т – маса планера літака та обладнанням та екіпажем, без урахування маси силової установки ($m_{\text{ПЛ}} = m_{\text{КОН}} + m_{\text{ОБЛ}} + m_{\text{ЕК}}$);

$\Gamma_{(M+1)} = 0,9044$ – гама-функція, що залежить від величини максимальної швидкості польоту літака, що проектується, вираженій у числі Маха;

$M = 0,26$ – максимальна швидкість польоту проектного літака;

$a = 0,047$ – параметр, що визначає вірогідне відхилення або міру розсіяння випадкової величини для швидкості польоту 0,26М.

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$V_{\text{ПРОЕКТ}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 0,555^{0,1} \cdot \frac{0,9044}{0,041^{(0,26+1)}} = 97,0 \text{ тис.у.о.}$$

Витрати на виготовлення дослідних зразків проектного літального апарату:

$$C_{\text{N,ВИГ}} = 1,5 \cdot K_{\text{ПВВ}} \cdot N^{-0,2} \cdot m_{\text{ПЛ}}^{1,237} \cdot V_{\text{МАХ}}^{0,699}, \quad (3.2)$$

де $C_{\text{N,ВИГ}}$ – вартість виготовлення N-го дослідного зразка ЛА, тис.у.о.;

N – порядковий номер дослідного зразка;

$K_{\text{ПВВ}} = 1,61$ – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов’язкові внески та відрахування;

$m_{\text{ПЛ}} = 0,555$ т – маса планера літака та обладнанням та екіпажем, без урахування маси силової установки ($m_{\text{ПЛ}} = m_{\text{КОН}} + m_{\text{ОБЛ}} + m_{\text{ЕК}}$);

N – порядковий номер дослідного зразка;

$V_{\text{МАХ}} = 325$ км/год – максимальна швидкість польоту проектного літака.

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$C_{1,\text{ВИГ}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 1^{-0,2} \cdot 0,555^{1,237} \cdot 325^{0,699} = 66,4 \text{ тис.у.о.}$$

$$C_{2,\text{ВИГ}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 2^{-0,2} \cdot 0,555^{1,237} \cdot 325^{0,699} = 57,8 \text{ тис.у.о.}$$

Витрати на доведення і випробування дослідних зразків розріховуємо за формулою:

$$V_{\text{ВИПР}} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot K_{\text{ПВВ}} \cdot n_{\text{ЗР}}^{-0,9} \cdot K_{\text{ЗС}} \cdot [1 + 0,01(n_{\text{ЗР}} - 1)], \quad (3.3)$$

де $V_{\text{ВИПР}}$ – витрати на випробування і корегування дослідних зразків ЛА, тис.у.о.;

$n_{\text{ЗР}} = 2$ шт – кількість дослідних зразків ЛА;

$K_{\text{ПВВ}} = 1,61$ – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов’язкові внески та відрахування;

$K_{\text{ЗС}} = 1,0$ – коефіцієнт, що залежить від довжини необхідної злітної смуги ($K_{\text{ЗС}} = 1,0$ для літаків із необхідною довжиною пробігу менше 1 км).

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$V_{\text{випр}} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot 1,61 \cdot 2^{-0,9} \cdot 1 \cdot [1 + 0,01(2 - 1)] = 130,7 \text{ тис.у.о.}$$

Загальні витрати ДКБ визначаються за формулою:

$$V_{\text{ДКБ}} = V_{\text{проект}} + C_{1,\text{виг}} + C_{2,\text{виг}} + V_{\text{випр}} \quad (3.4)$$

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$V_{\text{ДКБ}} = 97,0 + 66,4 + 57,8 + 130,7 = 352,0 \text{ тис.у.о.}$$

Вартість проекту:

$$Ц_{\text{ДКБ}} = V_{\text{ДКБ}} \cdot 25\% = 352,0 \cdot 1,25 = 440,0 \text{ тис.у.о.} \quad (3.5)$$

3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво

Повна середня собівартість одного літака визначається за наступною формулою:

$$C_{\text{пов}} = C_{\text{вир}} + V_{\text{збут}}, \quad (3.6)$$

де $C_{\text{вир}}$ – виробнича середня собівартість одного літака з річного випуску;

$V_{\text{збут}}$ – витрати на збут, закладені в розмірі 1,5% від виробничої собівартості.

Формула матиме вигляд:

$$C_{\text{пов}} = C_{\text{вир}} \cdot 1,015.$$

Виробнича середня собівартість одного літака з річного обсягу без собівартості двигуна розраховується за формулою:

$$C_{\text{вир}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{кв}} + V_{\text{со}} + V_{\text{пост}} + V_{\text{спец}} + V_{\text{зп}} + V_{\text{зв}} + V_{\text{ЕСВ}}, \quad (3.7)$$

де $V_{\text{мат}}$ – вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення і вартість покупних напівфабрикатів (поковок, лиття та штамповок), тис.у.о.;

$V_{\text{пв}}$ – вартість покупних виробів, тис.у.о.;

$V_{\text{со}}$ – витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, що списується на програму перших двох років серійного випуску літака, тис.у.о.;

$V_{\text{пост}}$ – постановочні витрати, викликані освоєнням в серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення, тис.у.о.;

$V_{\text{спец}}$ – спеціальні витрати, викликані проведенням випробувань виготовлених серійних літаків, тис.у.о.;

$V_{\text{зп}}$ – витрати на заробітну плату робітників, тис.у.о.;

$V_{\text{ОВЗ}}$ – обов'язкові внески на річну програму випуску літаків, тис.у.о.;

$V_{\text{зв}}$ – загальновиробничі витрати, тис.у.о.

Вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення і вартість покупних напівфабрикатів визначимо за формулою:

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{к}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg N}, \quad (3.8)$$

де $M = 0,26$ – максимальна швидкість літака в числах Маха;

$m_{\text{к}} = 0,365$ т – маса конструкції літака;

$N = 24$ шт – річний обсяг випуску літаків.

Підставивши наявні дані у формулу, отримаємо:

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 0,365^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg 24} = 4,7 \text{ тис.у.о.}$$

Вартість покупних виробів розраховуємо за формулою:

$$V_{\text{пв}} = 1,95 \cdot (-1280 + 2,37 \cdot V_{\text{мах}} + 14,15 \cdot m_{\text{пуст.л}}) \cdot N^{-0,09}, \quad (3.9)$$

де $V_{\text{мах}} = 325$ км/год – максимальна швидкість проектного літака;

$N = 24$ шт – річний обсяг випуску літаків;

$m_{\text{пуст.л}} = 0,615$ т – маса пустого літака.

Підставивши значення у формулу, отримаємо:

$$V_{\text{кв}} = 1,95(-1280 + 2,37 \cdot 325 + 14,15 \cdot 0,615) \cdot 24^{-0,09} = 29,2 \text{ тис.у.о.}$$

Витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки залежать від маси планера, обсягу випуску, максимальної швидкості, рівня використання нормалізованої оснастки, рівня наступності конструкції планера, кількості встановлених двигунів.

Витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, розраховуємо за формулою:

$$T_{\text{к}} = 0,87 \cdot 1,03^n \cdot m_{\text{пуст.л}}, \quad (3.10)$$

де $n = 1$ шт – кількість двигунів установлених на одному ЛА;

$m_{\text{пуст.л}} = 0,615$ т – маса пустого літака.

Згідно із формулою та наявними даними:

$$T_{\text{к}} = 0,87 \cdot 1,05^1 \cdot 0,615 = 0,55 \text{ млн.нормо-год.}$$

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення:

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{к}} \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5, \quad (3.11)$$

де K_1 – коефіцієнт, що враховує обсяг випуску:

$$K_1 = 2,77 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,77 \cdot 10^{-3} \cdot 24 + 0,64 = 0,695$$

K_2 – коефіцієнт, що враховує рівень застосування нормалізованої оснащення:

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

($x = 25\%$ – рівень застосування нормалізованої оснастки у %, на серійних заводах);

K_3 – коефіцієнт, що враховує рівень спадкоємності створюваної конструкції:

$$K_3 = 10^{-2} \cdot \left(220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2} \right) = 1;$$

($X = 0\%$ – відсоток деталей конструкції, які перейшли з попередньої продукції, що виготовляється на цьому заводі, при $X = 0\% \rightarrow K_3 = 1$);

K_4 – коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення ($K_4 = 1,48$ для легких літаків із злітною масою до 15 тон);

K_5 – коефіцієнт, що враховує тип літака вертикального зльоту і посадки. У випадку літаків без можливості вертикального злету та посадки $K_5 = 1$.

Підставивши отримані дані у формулу, отримаємо:

$$T_{\text{осн}} = 0,55 \cdot 0,695 \cdot 1,075 \cdot 1 \cdot 1,48 \cdot 1 = 0,61 \text{ млн.нормо-год.}$$

Величина витрат на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального оснащення розраховується за формулою:

$$CO = T_{\text{осн}} \cdot \bar{C}, \quad (3.12)$$

де $\bar{C} = 2,5$ у. о. – вартість виробництва однієї нормо-години спеціального технологічного оснащення.

Витрати складуть:

$$CO = 0,61 \cdot 2,5 = 1522,3 \text{ тис.у.о.}$$

Тоді:

$$V_{\text{co}} = \frac{CO}{N_1 + N_2}, \quad (3.13)$$

де N_1, N_2 – кількість літаків, запланованих до випуску в перший і другий роки серійного виробництва відповідно ($N_1 = 20, N_2 = 24$).

Підставивши отримані дані у формулу, розрахуємо повні витрати на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального оснащення:

$$V_{\text{co}} = \frac{1522,3}{20+24} = 34,6 \text{ тис.у.о.}$$

Розрахуємо постановочні витрати, викликані освоєнням в серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення:

$$PR = K \cdot V_{\text{co}}, \quad (3.14)$$

де $K = 44\%$ – величина витрат по кількості випущених літаків від затрат на спеціальне оснащення.

Постановочні витрати складуть:

$$PR = 0,44 \cdot 34,6 = 15,2 \text{ тис.у.о.}$$

Розрахуємо спеціальні витрати, викликані проведенням випробувань серійних літаків:

$$CP = K \cdot V_{\text{co}}, \quad (3.15)$$

де $K = 33\%$ – величина витрат по кількості випущених літаків від затрат на спеціальне оснащення.

Спеціальні витрати складуть:

$$CP = 0,33 \cdot 34,6 = 11,4 \text{ тис.у.о.}$$

Витрати на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників знаходимо за формулою:

$$V_{зп} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot m_k^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{пр}, \quad (3.16)$$

де $K_{пр}$ – коефіцієнт, що враховує підвищення продуктивності праці робітника за час від розробки ескізного проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака, до початку серійного виробництва:

$$K_{пр} = 1,08^{-t} = 1,08^{-5} = 0,68$$

($t = 5$ для середніх літаків);

$N = 24$ шт – річний обсяг випуску літаків;

$m_k = 0,365$ т – маса конструкції літака.

Підставимо наявні значення у формулу:

$$V_{зп} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot 0,365^{0,903} \cdot 0,26^{0,42} \cdot 24^{-0,32} \cdot 0,68 = 2,5 \text{ тис.у.о.}$$

Загальновиробничі витрати розраховуються за формулою:

$$V_{зв} = 1,92 \cdot V_{зп} \cdot (3,04 \cdot N^{-0,129} + 3,701 \cdot N^{-0,359}), \quad (3.17)$$

де $N = 24$ шт – річний обсяг випуску літаків.

З урахуванням закладеного річного випуску літаків, загальновиробничі витрати складуть:

$$V_{зв} = 1,92 \cdot V_{зп} \cdot (3,04 \cdot 24^{-0,129} + 3,701 \cdot 24^{-0,359}) = 15,6 \text{ тис.у.о.}$$

Обов'язкові внески на річну програму випуску літаків визначаються так:

$$V_{ОВЗ} = \frac{l_{ОВЗ} \cdot ЗП \cdot N}{100}, \quad (3.18)$$

де $l_{ОВЗ} = 22\%$ – сумарна ставка обов'язкових внесків від витрат на оплату праці всіх категорій працюючих;

$N = 24$ шт – річний обсяг випуску літаків;

$ЗП$ – витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу, що включаються в заводську середню собівартість одного літака, тис.у.о.

$$ЗП = K_{зп} \cdot (V_{со} + ПР + CP + V_{зп} + V_{зв}), \quad (3.19)$$

де $K_{зп} = 0,235$ – частка витрат на оплату праці працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу в сумарних витратах на спеціальне оснащення, постановочні витрати, витрати на проведення випробувань, на

основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників, на непрямі витрати цехів основного виробництва і непрямі загальнозаводські витрати.

Витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників складуть:

$$ЗП = 0,235 \cdot (34,6 + 11,4 + 15,2 + 15,6 + 2,5) = 15,9 \text{ тис.у.о.}$$

Обов'язкові внески на річну програму випуску літаків:

$$В_{ОВЗ} = \frac{22\% \cdot 15,9 \cdot 24}{100} = 84,4 \text{ тис.у.о.}$$

Підсумувавши витрати по всіх статтях отримаємо величину середньої виробничої собівартості одного літака:

$$С_{ВИР} = 4,7 + 29,2 + 34,6 + 15,2 + 11,4 + 2,5 + 15,6 + 84,4 = 197,6 \text{ тис.у.о.}$$

Також розрахуємо витрати на утримання доріг і аеродрому заводу:

$$В_{д+а} = С_{ВИР} \cdot 0,01523 = 197,6 \cdot 0,01523 = 3,0 \text{ тис.у.о.} \quad (3.20)$$

Повна середня собівартість одного літака з річного обсягу випуску в 24 штук без собівартості двигунів становить:

$$С_{ПОВ} = 1,015(С_{ВИР} + В_{д+а}) = 1,015(197,6 + 3,0) = 203,7 \text{ тис.у.о.} \quad (3.21)$$

Плановий прибуток серійного заводу:

$$П_{ЛА} = Р \cdot С_{ПОВ}/100, \quad (3.22)$$

де $Р = 40\%$ – планована рентабельність від реалізації одного літака серійним заводом.

Підставивши наявні величини у формулу, отримаємо:

$$П_{ЛА} = 40 \cdot 203,7/100 = 81,5 \text{ тис.у.о.}$$

Згідно із наявних у мережі Інтернет ресурсів, вартість двигуна Lycoming IO-540-C4 складає $В_{дв} = 75,0$ тис.у.о.

Собівартість одного літака із двигуном складе:

$$С_{ПОВ} + В_{дв} = 203,7 + 75,0 = 278,7,5 \text{ тис.у.о.} \quad (3.23)$$

Розрахункова середня ціна літака із двигуном складає:

$$Ц_{ЛА} = С_{ПОВ} + В_{дв} + П_{ЛА} = 203,7 + 75,0 + 81,5 = 360,1 \text{ тис.у.о.} \quad (3.24)$$

З урахуванням податку на прибуток, що становить 18% від його величини, у розпорядженні заводу залишається лише чистий прибуток, який можна розрахувати за формулою:

$$П_{ЛА_ч} = 0,82 \cdot П_{ЛА} = 0,82 \cdot 81,5 = 66,8 \text{ тис.у.о.} \quad (3.25)$$

Розрахована кінцева рентабельність:

$$Р = П_{ЛА_ч}/Ц_{ЛА} = 66,8/360,1 = 18,6\% \quad (3.26)$$

3.4 Оцінка ефективності виробництва літака в залежності від обсягів їх реалізації на ринках збуту

3.4.1 Визначення точки беззбитковості

Точкою беззбитковості називається той обсяг вироблених і реалізованих на ринку збуту літальних апаратів, при якому досягається повне погашення інвестиційних витрат і надалі весь прибуток від продажів залишається підприємству.

Оскільки повні витрати виробництва літака можна розділити на змінні, які залежать від кількості випущених ЛА (сировина, матеріали, комплектуючі вироби, заробітна плата виробничих робітників, амортизація обладнання) і постійні, що не залежать від обсягів виробництва (витрати в дослідно-конструкторському бюро, загальнозаводські і загальноцехові витрати), то аналітична рівність виручки і витрат виглядає так:

$$N_{\text{тб}} \cdot \Pi = V_{\text{пост}} + V_{\text{зм}} \cdot N_{\text{тб}} \quad (3.27)$$

де $N_{\text{тб}}$ – така кількість вироблених літаків, опісля якої повний чистий прибуток підприємства перевищить загальні витрати (кількість випущених літаків у точці беззбитковості), шт.;

$\Pi = 81,5$ тис.у.о. – чистий прибуток підприємства від продажу однієї одиниці товару, в нашому випадку чистий прибуток від продажу одного літака;

$V_{\text{пост}} = 440,0$ тис.у.о. – постійні витрати підприємства, які для даного розрахунку прийняті як такі, які дорівнюють витратам необхідним у дослідно-конструкторському бюро на проектування і доведення та покращення літака;

$V_{\text{зм}}$ – змінні витрати підприємства, такі які залежать від кількості випущених ЛА (сировина, матеріали, комплектуючі вироби, заробітна плата виробничих робітників, амортизація обладнання), тис.у.о.

Для даного розрахунку середні змінні витрати на виготовлення одного літака приймемо такими, які можна знайти за формулою:

$$V_{\text{зм}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{кв}} + V_{\text{со}} + V_{\text{зп}} \quad (3.28)$$

Згідно із розрахунком витрат на серійне виробництво:

$$V_{\text{зм}} = 4,7 + 29,2 + 34,6 + 2,5 = 71,0 \text{ тис.у.о.}$$

Проведемо розрахунок необхідної кількості випущених літаків, щоб отриманий прибуток перевищив усі затрати (розрахунок точки беззбитковості).

Для цього перетворимо наведену вище рівність:

$$N_{\text{тб}} = V_{\text{пост}} / (V_{\text{зм}} - \Pi_{\text{ЛА}}) \quad (3.29)$$

Підставимо у отриману формулу наявні дані:

$$N_{\text{тб}} = 440,0 / (71,0 - 81,5) = 42,09 \approx 43 \text{ шт.}$$

Точку беззбитковості можна визначити графічно, як проекцію точки перетину двох прямих: прямої прибутку від реалізації виробленої продукції

(проданих літаків) та прямої повних витрат на виробництво літаків (змінні витрати + постійні витрати). Дивіться рисунок 3.7, приведений нижче.

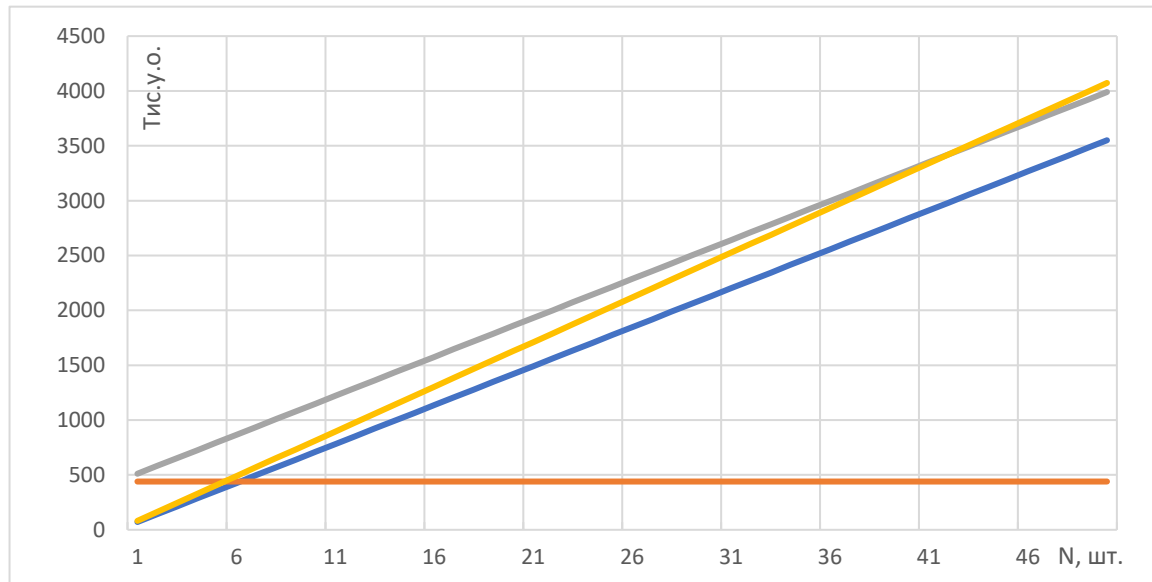


Рисунок 3.7 – Графік формування точки безбитковості

3.5 Висновки по економічній частині

Загальні витрати дослідно-конструкторського бюро на проектування та доведення літака дорівнюють 440,0 тис.у.о. При цьому середня ціна одного літака складе 360,1 тис.у.о. (собівартість самого літака, вартість двигуна та прибуток). Чистий прибуток підприємства з продажу одного літака складатиме 66,8 тис.у.о., що відповідає 18,6% рентабельності.

Протягом першого року планується вийти на виробництво 20 літаків, а з наступного року – 24 штуки. Точка безбитковості проекту відповідає 43-ьом літакам, тобто вкінці 2-го року виробництва, проект повністю окупиться і підприємство отримуватиме прибуток.

Варто відмітити, що з огляду на ринок літаків подібного класу, можна заявити, що основними континентами збуту проєктованих літаків є Північна Америка та Європа. З огляду на це, необхідно провести сертифікацію даного літака по нормам, що відповідають нормам у США та Європі.

Спроектований літак є конкурентоспроможним за наведеними характеристиками і за загальними їх показниками навіть перевершує існуючі аналоги.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Разработка аванпроекта самолета [Текст]: учеб. пособие / А.К. Мяслица, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 233 с.
2. Проектирование самолетов [Текст] учеб. для вузов/ С.М. Егер, В.М. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. – М.: Машиностроение, 1983.– 616 с.
3. Межгосударственный авиационный комитет. АП-25, редакция 3 с поправками 1-6 [Текст]. ОАО «АВИАИЗДАТ». Зак. 3080/4
4. Інформація та документація. Базові поняття. Терміни та визначення : ДСТУ 2395–94. – Чинний від 01.01.1998. – Держстандарт України, 1994. – 10 с.
Снабжение судов: Плоты спасательные авиационные – средства спасения. [Електронний ресурс] / Сервисное обслуживание и снабжение судов = yurso.com. М. : yurso.com, 2007/2019. Режим доступа :<http://www.yurso.com/cat65.html/>. – 10.05.2019. – Дата доступа 01.05.2019. – Заголовок з екрану.
5. Airfoil Tools [Електронний ресурс] / Режим доступа: или <http://airfoiltools.com> – Дата доступа 18.04.2019 р.
6. Льотно-технічні характеристики, повздовжня стійкість і керуваність літака [Текст]: Навч. посібник: Вид. друге, перероб. і доп. / Г.П. Курочка. — Х: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін.-т». 1999 – 188 с.
7. Аэродинамика и динамика полета : [Текст] конспект лекцій / В.А. Семенчин, В.А. Захаренко, В.В. Чмовж – Х: Нац. аэрокосмический ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 381 с.
8. Расчет на прочность крыла большого удлинения: [Текст] учеб. пособие / Л.А. Евсеев. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 1985. -106
9. Расчет на прочность самолета [Текст]: консп. лекцій / П. А. Фомичев, А. В. Заруцкий, С. Ф. Мандзюк. – Х :Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2017. – Ч. 1. – 165 с.
10. ГОСТ 13738 91. Профили прессованные прямоугольные из алюминиевых и магниевых сплавов. – Взамен ГОСТ 13738-80: – Введ. 03-04-91. – Государственный стандарт союза ССР:;
11. Проектирование сжатых панелей. [Текст]: учебн. пособие по курсовому и дипломному проектированию/ Арсон Л.Д., Клименко В.Н., Пехтерев В.Д. – Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1980. – 32 с...
12. Авіаційні силові установки: [Текст] консп. лекцій / Р. Ю. Цуканов, О. І. Риженко, С. В. Єпіфанов. — Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2017. — 126 с.
13. Авіаційні силові установки: консп. лекцій [Текст] / Р. Ю. Цуканов, О. І. Риженко, С. В. Єпіфанов. — Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2017. — 550 с.

15. Технология производства летательных аппаратов. : уч. пособие по курсовому проектированию. Под. ред. В.Г. Кононенко. Киев, «Вища школа:1974», 224 стр.
16. Справочник конструктора штампов: Листовая штамповка [Текст]/Под общ. ред. Л.И. Рудмана. – М.: Машиностроение, 1988. – 496 с.
17. Проектування шасі літаків [Текст]: підручник / В. І. Рябків, В. А. Трофімов, В. М. Павленко та ін. - Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2011. - 340 с.
18. Державна авіаційна служба України: веб-сайт. URL: <https://avia.gov.ua/placemarks/>
19. Вікіпедія «Авиационные происшествия вследствие выкатывания за пределы ВПП»: веб-сайт. URL: https://ru.m.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D0%B0%D1%82%D0%B5%D0%B3%D0%BE%D1%80%D0%B8%D1%8F:%D0%90%D0%B2%D0%B8%D0%B0%D1%86%D0%B8%D0%BE%D0%BD%D0%BD%D1%8B%D0%B5_%D0%BF%D1%80%D0%BE%D0%B8%D1%81%D1%88%D0%B5%D1%81%D1%82%D0%B2%D0%B8%D1%8F_%D0%B2%D1%81%D0%BB%D0%B5%D0%B4%D1%81%D1%82%D0%B2%D0%B8%D0%B5_%D0%B2%D1%8B%D0%BA%D0%B0%D1%82%D1%8B%D0%B2%D0%B0%D0%BD%D0%B8%D1%8F_%D0%B7%D0%B0_%D0%BF%D1%80%D0%B5%D0%B4%D0%B5%D0%BB%D1%8B_%D0%92%D0%9F%D0%9F
20. «Сортамент рівнополочних кутників згідно із ДСТУ 2251-93»: веб-сайт. URL: <https://recenz.com.ua/normativnaya-baza/sortament-ugolkov-ravnopolochnich.html>
21. «Airfoil Coordinate Database»: веб-сайт. URL: <https://aerodynamics.lr.tudelft.nl/cgi-bin/afCDb>
22. Стаття «2022 Key Privat Jet Industry Statistics – By Region, By Country, By Type»: веб-сайт. URL: <https://www.stratosjets.com/blog/private-jet-statistics/>
23. Стаття «General Aviation Market Data»: веб-сайт. URL: <http://www.fi-aeroweb.com/General-Aviation.html>
21. Інтернет ресурс: презентація на тему «Устойчивость пластин», виконав Мухін Д.В.: веб-сайт. URL: <https://ppt-online.org/408223>
22. Вікіпедія «Robin DR400»: веб-сайт. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Robin_DR400
23. Вікіпедія «Cirrus SR22»: веб-сайт. URL: https://uk.wikipedia.org/wiki/Cirrus_SR22
24. Інтернет ресурс «Cirrus Aircraft»: веб-сайт. URL: <https://cirrusaircraft.com/aircraft/sr22/>
25. Інтернет ресурс «Piper. Freedom of flight»: веб-сайт. URL: <https://www.piper.com/model/archer-lx/>

26. Інтернет ресурс «AOPA. Your freedom to fly»: веб-сайт. URL:
<https://www.aopa.org/go-fly/aircraft-and-ownership/aircraft-fact-sheets/american-general-ag-5b-tiger>
27. Вікіпедія «Grumman American AA-5»: веб-сайт. URL:
https://en.wikipedia.org/wiki/Grumman_American_AA-5
28. Вікіпедія «SOCATA TB family»: веб-сайт. URL:
https://en.wikipedia.org/wiki/SOCATA_TB_family
29. Вікіпедія «Lycoming O-540»: веб-сайт. URL:
https://en.wikipedia.org/wiki/Lycoming_O-540

ДОДАТОК А

ДОДАТКОВІ ВІДОМОСТІ ДО КОНСТРУКТОРСЬКОГО РОЗДІЛУ

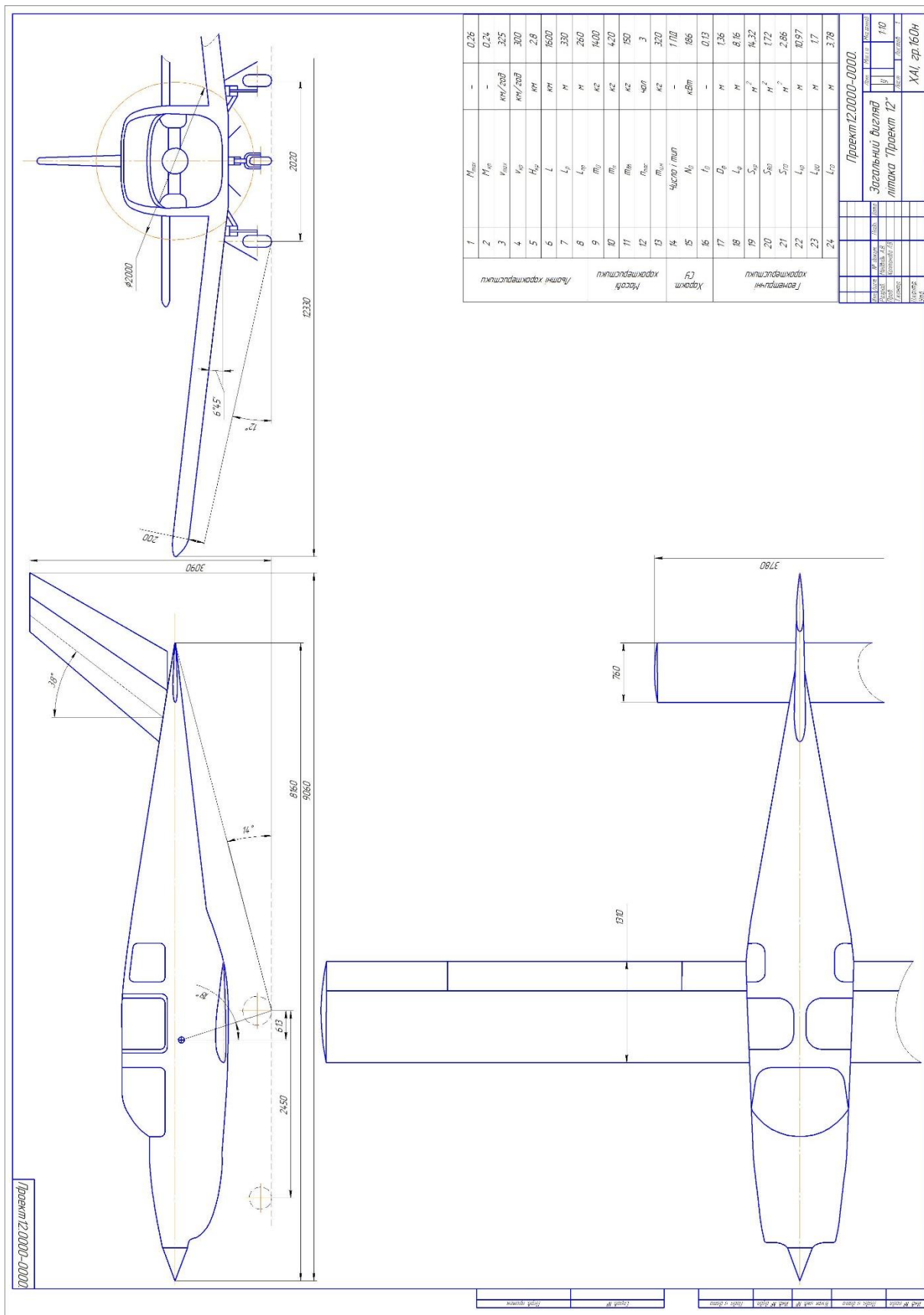


Рисунок А.1 – Загальний вигляд літака

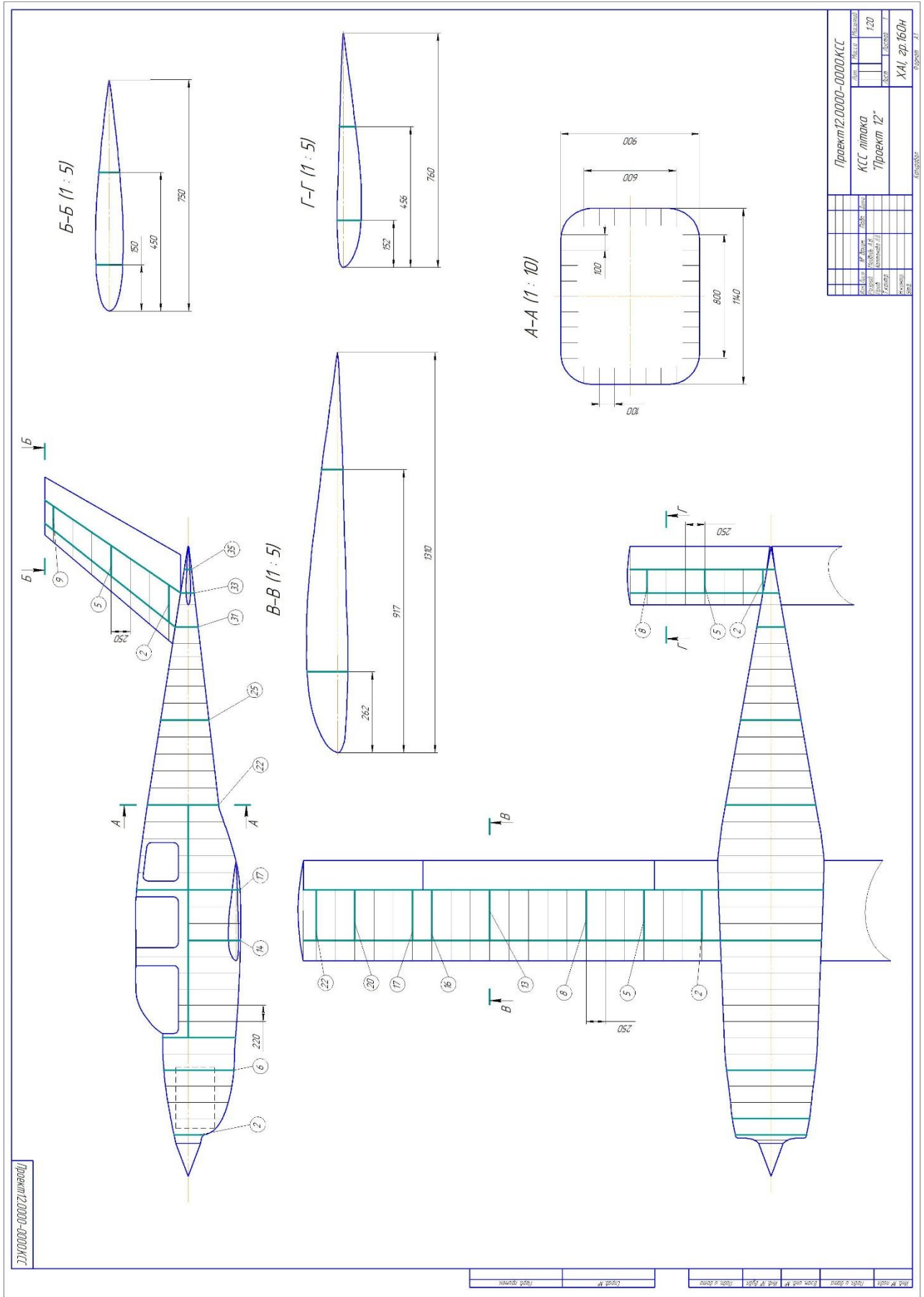


Рисунок А.2 – КСС літака, що проектується

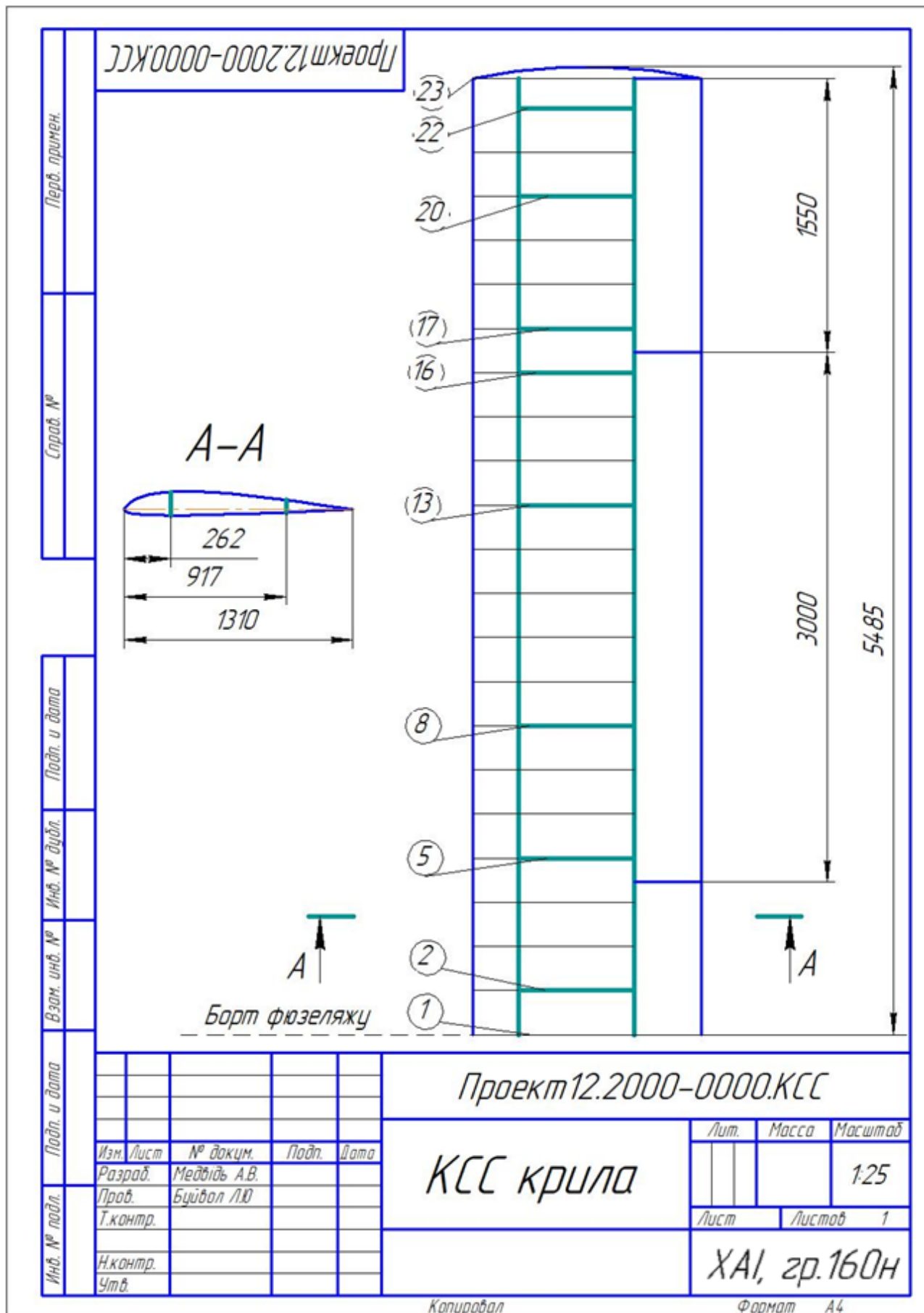


Рисунок А.3 – Конструктивно-силова схема крила

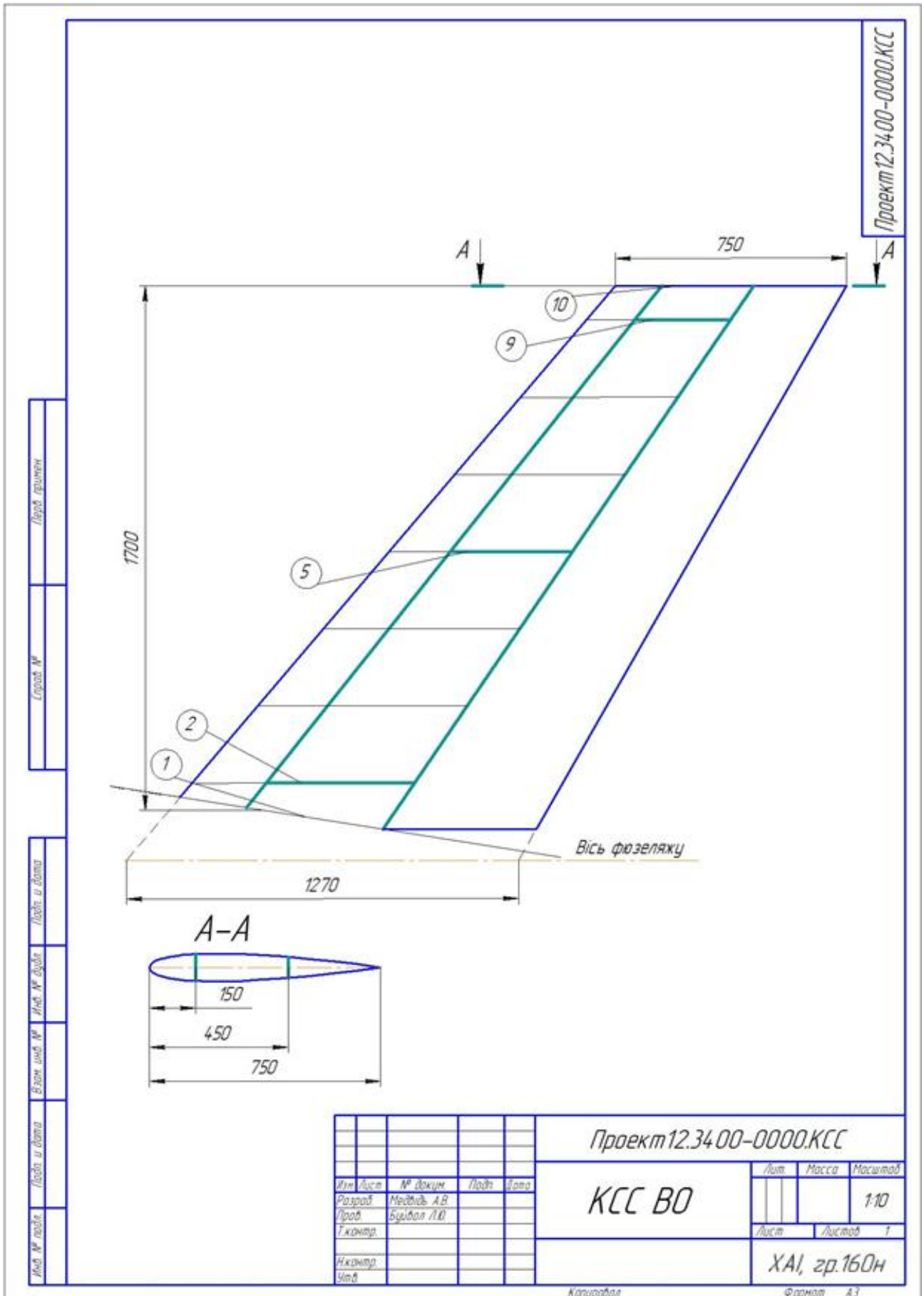


Рисунок А.4 – Конструктивно-силовая схема ВО

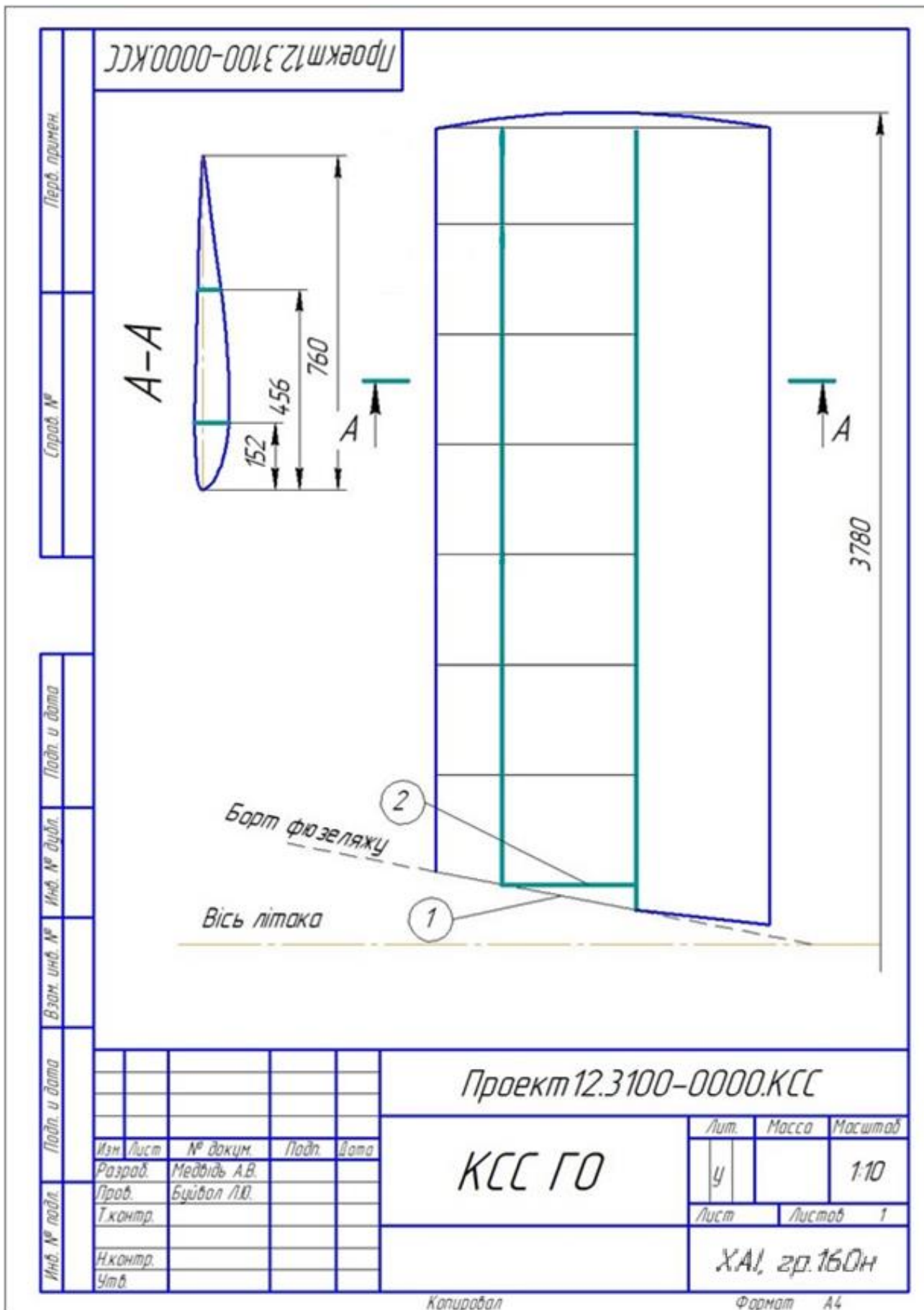


Рисунок А.5 – Конструктивно-силова схема ГО

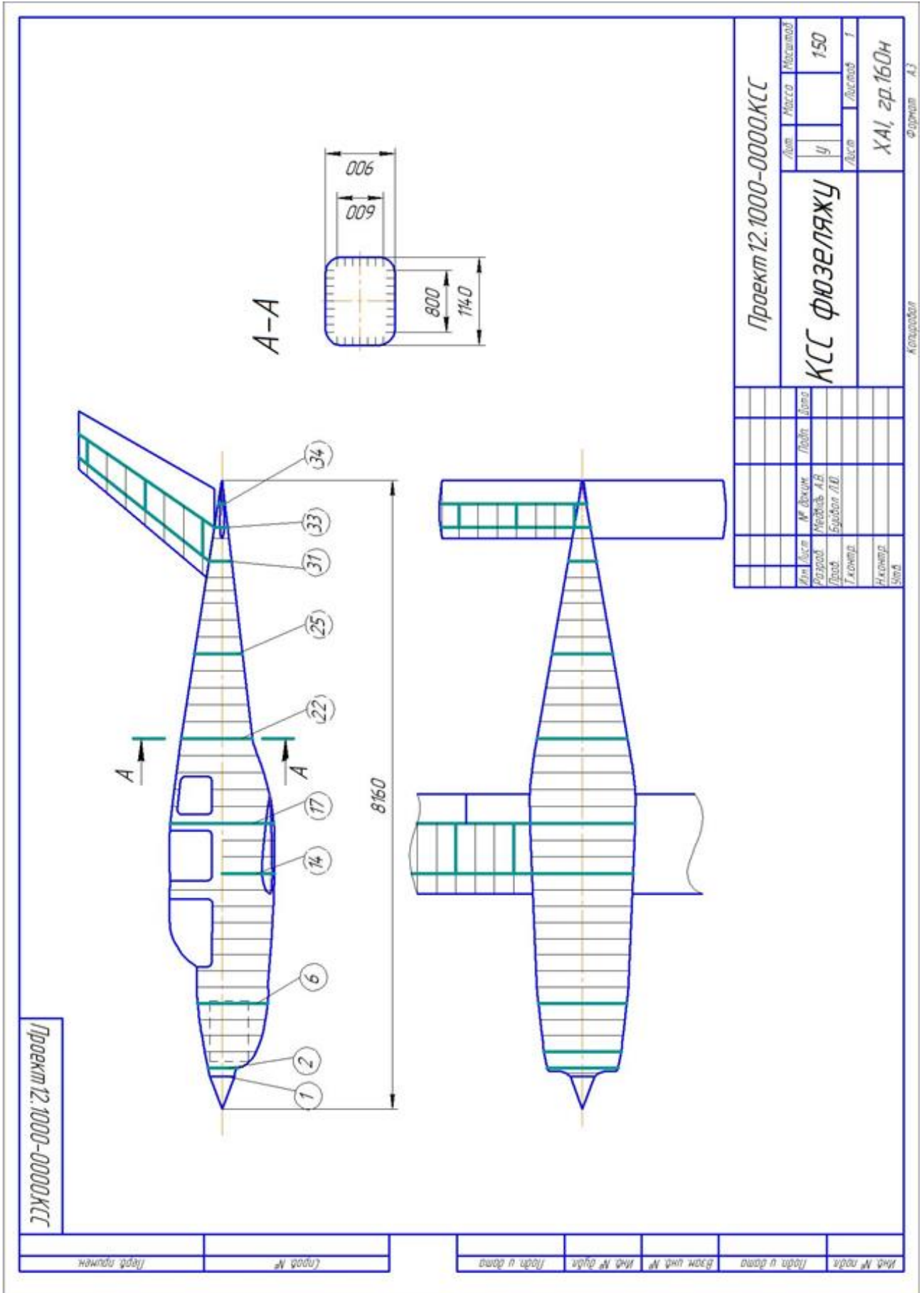


Рисунок А.6 – Конструктивно-силовая схема фюзеляжу

Таблиця А.1 – Розрахунок розподілення циркуляції по консолі ГО

i	z_i	$\Delta\Gamma_{np}(z)$	$\Delta\Gamma_{\chi=45^\circ}(z)$	$\Delta\Gamma_{\chi}(z)$	$\Delta\Gamma(z)$
1	0	1,1285	-0,235	0	1,1285
2	0,1	1,1261	-0,175	0	1,1261
3	0,2	1,1196	-0,123	0	1,1196
4	0,3	1,1096	-0,072	0	1,1096
5	0,4	1,0961	-0,025	0	1,0961
6	0,5	1,0765	0,025	0	1,0765
7	0,6	1,0457	0,073	0	1,0457
8	0,7	0,9954	0,111	0	0,9954
9	0,8	0,9138	0,135	0	0,9138
10	0,9	0,7597	0,14	0	0,7597
11	0,95	-	0,125	0	-

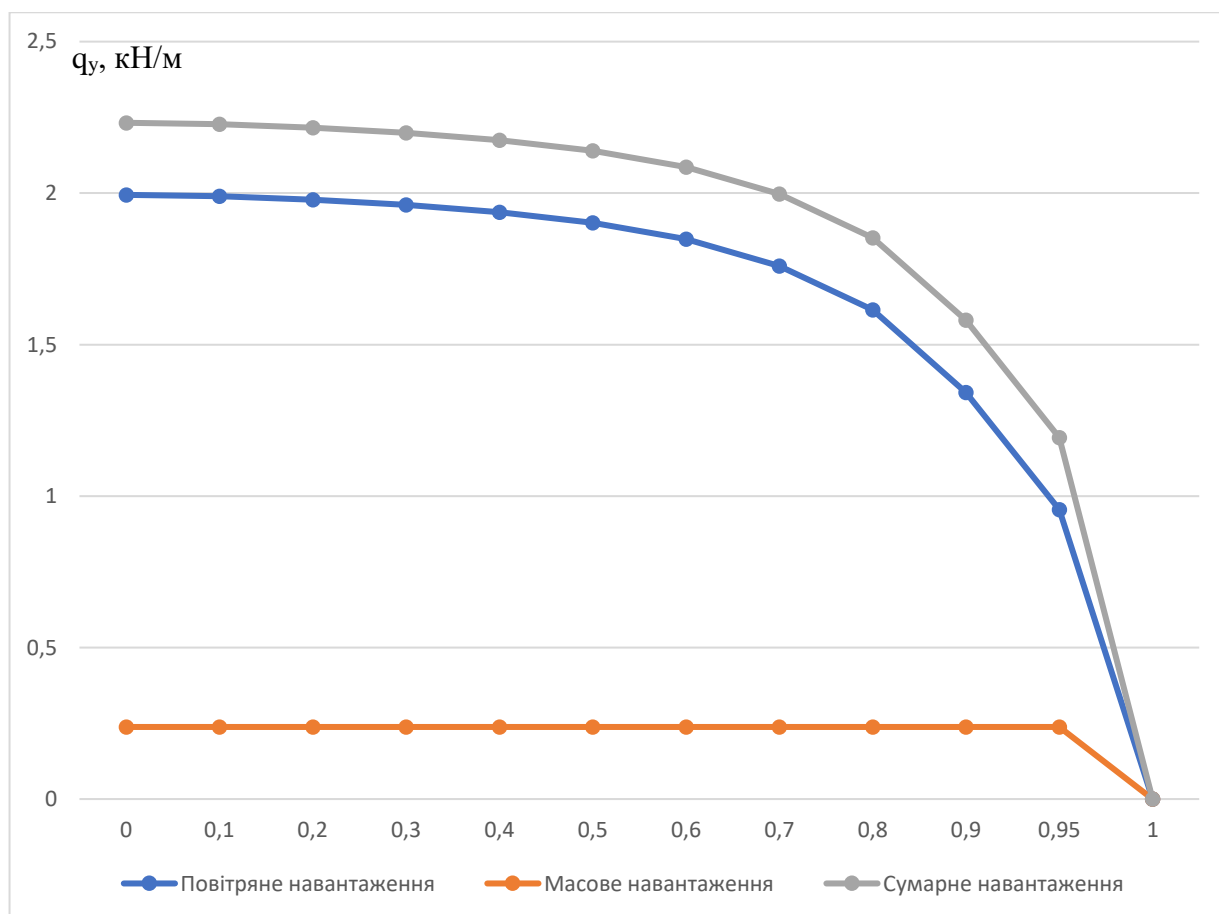


Рисунок А.7 – Епюри розподілення навантажень по ГО

Таблиця А.2 – Розрахунок розподілення повітряних і масових навантажень по консолі горизонтального оперення

i	z_i	$b(z)$, м	$q_y^B(z)$, $\frac{H}{M}$	$q_y^{ro}(z)$, $\frac{H}{M}$	$q_y^\Sigma(z)$, $\frac{H}{M}$
0	0	0,76	1,9942	0,2379	2,2321
1	0,1	0,76	1,9899	0,2379	2,2278
2	0,2	0,76	1,9785	0,2379	2,2164
3	0,3	0,76	1,9608	0,2379	2,1987
4	0,4	0,76	1,9369	0,2379	2,1748
5	0,5	0,76	1,9023	0,2379	2,1402
6	0,6	0,76	1,8479	0,2379	2,0858
7	0,7	0,76	1,7590	0,2379	1,9969
8	0,8	0,76	1,6148	0,2379	1,8527
9	0,9	0,76	1,3425	0,2379	1,5804
10	0,95	0,76	0,9549	0,2379	1,1928
11	1,0	0,76	0	0	0

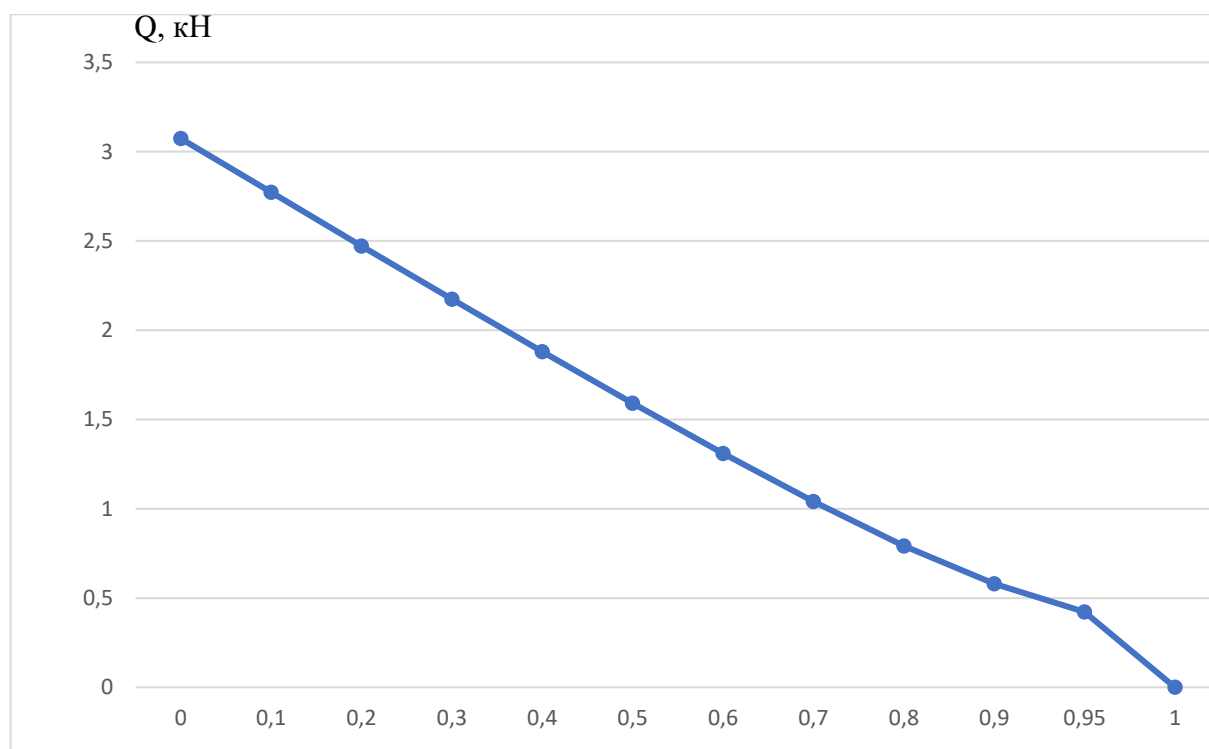


Рисунок А.8 – Епюра поперечних сил

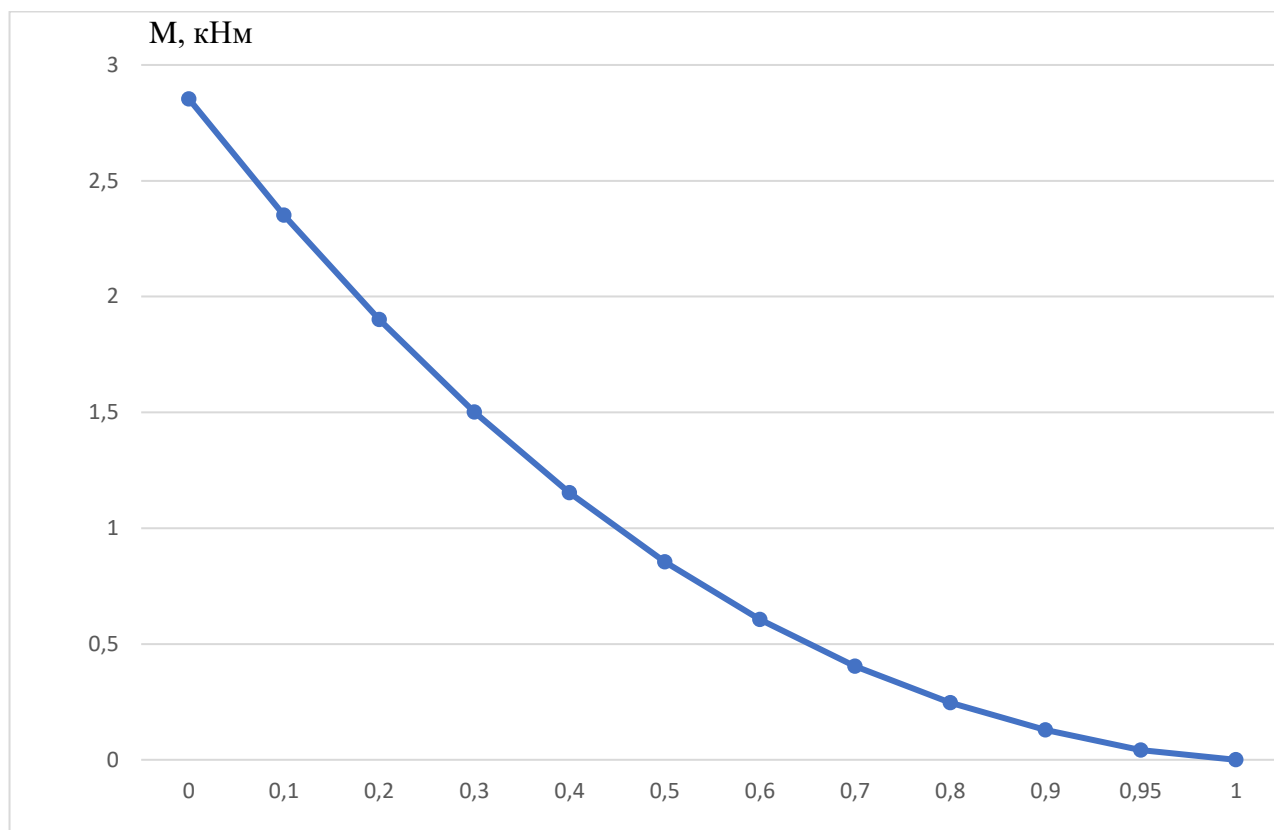


Рисунок А.9 – Епюра згинальних моментів

Таблиця А.3 – Розрахунок поперечних сил та згинальних моментів

i	z_i	Δz_i , м	$q_y^{\Sigma}(z)$, кН/м	ΔQ , кН	Q, кН	ΔM , кНм	M, кНм
0	0	0,1718	2,2321	0,3014	3,0736	0,5022	2,8539
1	0,1	0,1718	2,2278	0,3001	2,7721	0,4505	2,3517
2	0,2	0,1718	2,2164	0,2976	2,4721	0,3992	1,9011
3	0,3	0,1718	2,1987	0,2939	2,1745	0,3484	1,5019
4	0,4	0,1718	2,1748	0,2889	1,8806	0,2983	1,1536
5	0,5	0,1718	2,1402	0,2813	1,5916	0,2493	0,8553
6	0,6	0,1718	2,0858	0,2689	1,3103	0,2020	0,6059
7	0,7	0,1718	1,9969	0,2489	1,0413	0,1575	0,4039
8	0,8	0,1718	1,8527	0,2132	0,7923	0,1178	0,2464
9	0,9	0,1718	1,5804	0,1565	0,5792	0,0861	0,1286
10	0,95	0,0859	1,1928	0,0411	0,4227	0,0182	0,0426
11	1	0,0859	0	0	0	0	0

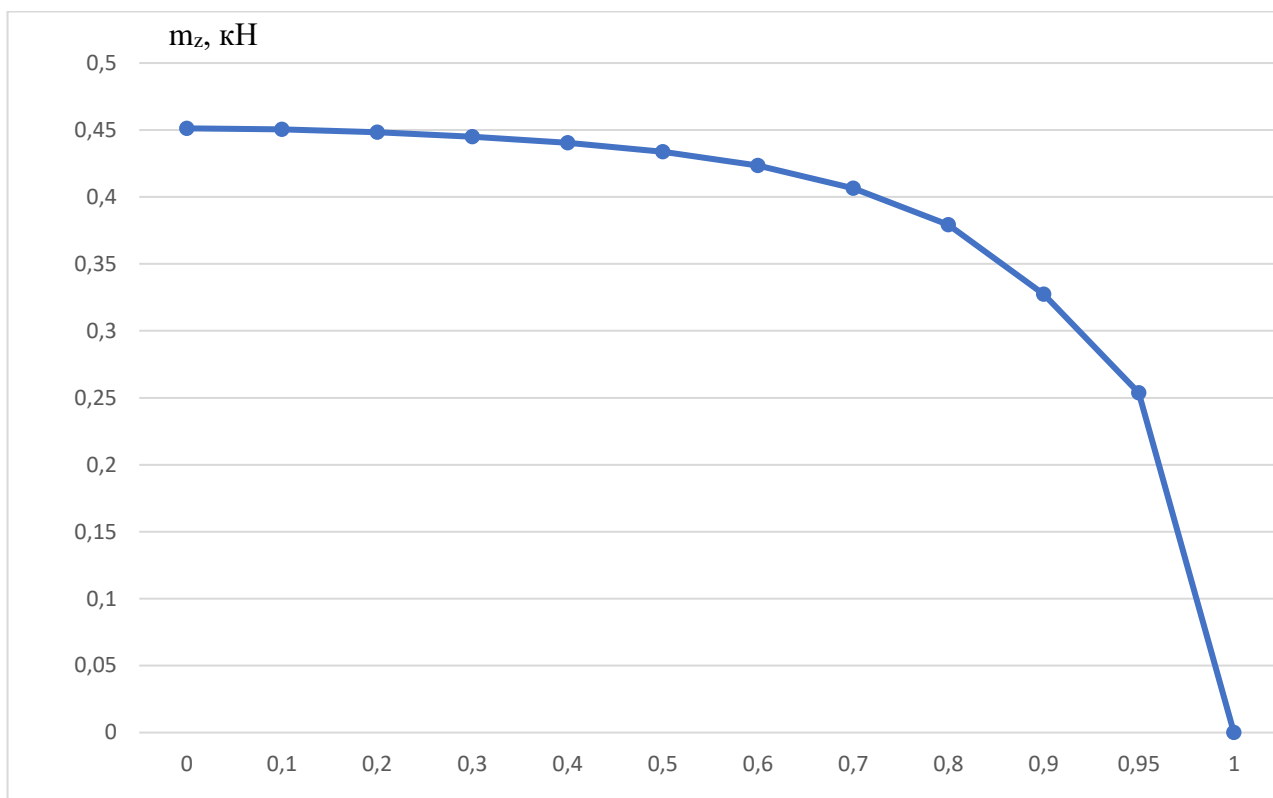


Рисунок А.10 – Еюра приведених погонних моментів

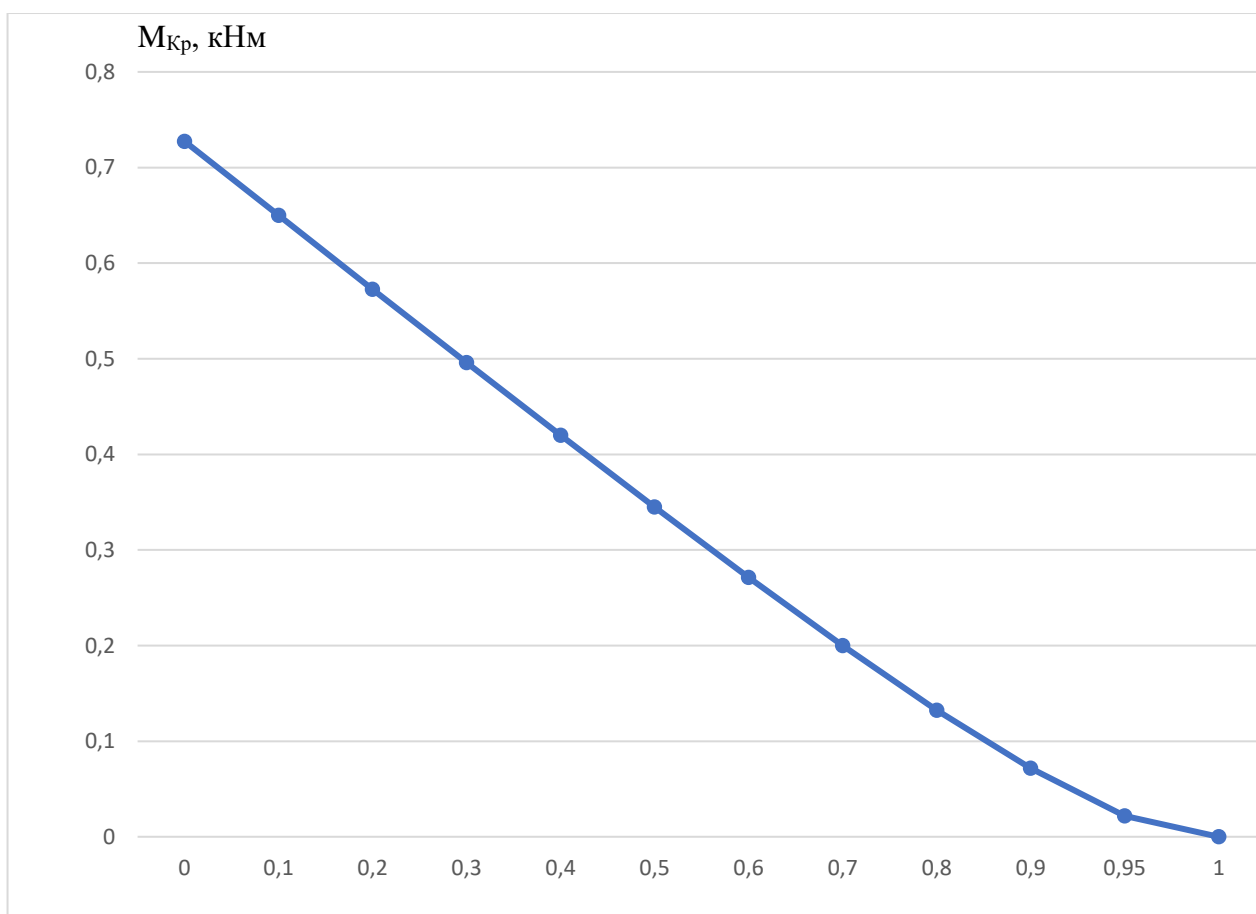


Рисунок А.11 – Еюра крутильних моментів

Таблиця А.4 – Результати розрахунків

№	$q_y^B(z)$, кН/м	a_B , м	$q_y^{r0}(z)$, кН/м	a_{r0} , м	m_z , кН	$\Delta M_{пр}$, кНм	$M_{пр}$, кНм	Q , кН	X_Q , м
0	1,7563	0,19	0,2379	0,2379	0,4512	0,0775	0,7274	3,0735	0,2367
1	1,7521	0,19	0,2379	0,2379	0,4504	0,0772	0,6799	2,7721	0,2344
2	1,7406	0,19	0,2379	0,2379	0,4482	0,0767	0,5727	2,4721	0,2317
3	1,7229	0,19	0,2379	0,2379	0,4449	0,0761	0,4959	2,1745	0,2281
4	1,6991	0,19	0,2379	0,2379	0,4403	0,0751	0,4199	1,8816	0,2233
5	1,6644	0,19	0,2379	0,2379	0,4338	0,0736	0,3449	1,5916	0,2167
6	1,6100	0,19	0,2379	0,2379	0,4234	0,0713	0,2712	1,3103	0,2059
7	1,5211	0,19	0,2379	0,2379	0,4065	0,0675	0,1999	1,0413	0,1919
8	1,3769	0,19	0,2379	0,2379	0,3791	0,0607	0,1324	0,7923	0,1671
9	1,1046	0,19	0,2379	0,2379	0,3274	0,0499	0,0717	0,5792	0,1238
10	0,7169	0,19	0,2379	0,2379	0,2537	0,0218	0,0218	0,4227	0,0516
11	0	0,19	0	0,2379	0	0	0	0	0

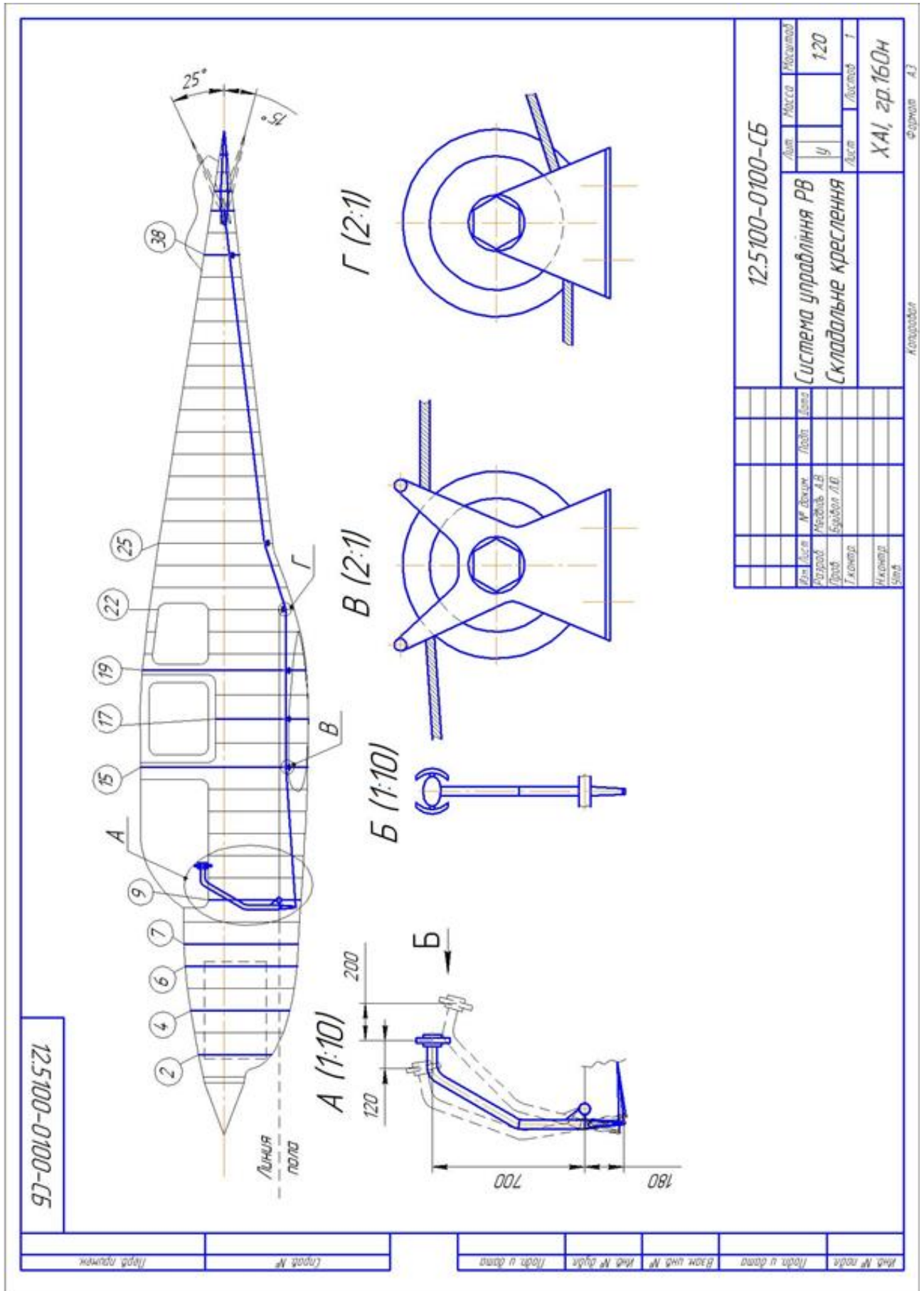


Рисунок А.11 – Схема системи управління РВ

Формат	Зона	Поз.	Обозначение	Наименование	Кол.	Примечание
<i>Документация</i>						
A3			12.5100-0100-СБ	Сборочный чертеж		
<i>Детали</i>						
		1	12.5100-0100-01	Штурвальная колонка	1	
		2	12.5100-0100-02	Кронштейн	1	
		3	12.5100-0100-03	Стальной трос	1	
		4	12.5100-0100-04	Ролик	6	
		5	12.5100-0100-05	Цепь	1	
		6	12.5100-0100-06	Шестерня	1	
12.5100-0100-СП						
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		
Разраб.		Медвідь А.В.			Лит.	Лист
Проб.		Будьвал Л.Ю.			Ч	Листов
Н.контр.					1	
Утв.					ХАІ, зр.160н	
Копіював					Формат А4	

Рисунок А.12 – Специфікація

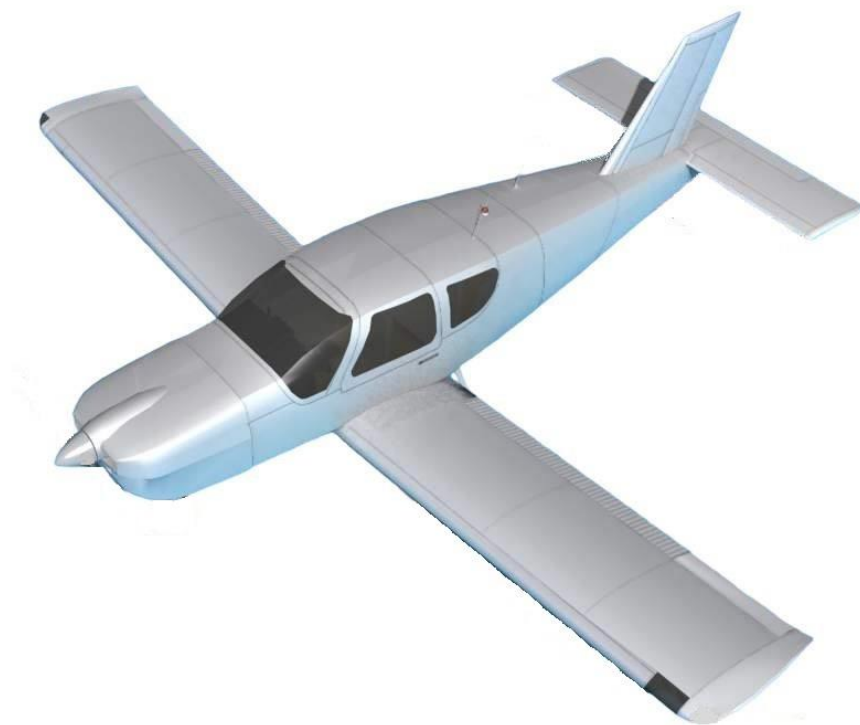


Рисунок А.13 – 3D модель проектованого літака

ДОДАТОК Б

Таблиця Б.1 – Статистичні дані авіаційних катастроф та аварій, пов'язаних зі злетом та посадкою літального апарату

Рік	Локація	Модель	Авіакомпанія	Загинуло / Поранено	Опис / Причини
2008	Денвер	737-500	Continental Airlines	0/38	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу та невідповідний стан злітно-посадкової смуги
2019	Джексонвіль	737-800	Miami Air International	0/22	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Слідство триває.
2018	Сочі	737-800	UTair	1/18	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Причини - помилки пілотів, погодні умови, невідповідний стан покриття ЗПС.
1993	Гонконг	747-400	China Airlines	0/23	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Причини - сильний боковий вітер та помилки екіпажу.
2018	Джорджтаун	757-200	Fly Jamaica Airways	1/6	При посадці літак пошкодив крило та викотився за межі злітно-посадкової смуги.
2018	Вікторія-де-Дуранго	ERJ 190AR	Aeromexico Connect	0/39	Під час розбігу та зльоту літак пошкодив праву консоль крила та викотився за межі ЗПС.
2020	Бендер-Махшехе	MD-83	Caspian Airlines	0/2	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Причини - помилки пілотів, погодні умови, невідповідна вага ЛА.
1972	Адїс-Абебе	Vickers VC-10	African Airways	43/15	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - технічні несправності системи гальмування та погані погодні умови.

1966	Алма-Ати	Іл-18Б	Аерофлот	3/-	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу, технічні несправності двигуна та погані погодні умови.
1973	Аман	Ту-134	Аерофлот	9/-	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу та скорочена довжина злітно-посадкової смуги.
1970	Анкорідж	DC-8	Capitol International Airways	47/49	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу та технічні несправності гальмівної системи.
1973	Архангельськ	Як-40	Аерофлот	1/13	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу та технічні несправності системи керування кермом висоти.
1966	Архангельськ	Іл-18	Аерофлот	0/10	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу.
1987	Бердянськ	Як 40	Аерофлот	8/-	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Причини - сильний боковий вітер, поганий стан покриття ЗПС та помилки екіпажу.
1989	Берлін	Іл-62	Interflug	22/-	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу, розміри ЗПС та неправильне розташування споруд за злітно-посадковою смугою.
1999	Буенос-Айрес	737-200	Lineas Aereas Privadas Argentinas	65/40	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу.
2012	Москва	Ту-204	Red Wings Airlines	5/4	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Причини - технічні несправності в системі випуску інтерцепторів та помилки екіпажу.

2006	Іркутськ	A310	Сибирь	125/63	При посадці літак на великій швидкості викотився за межі ЗПС і врізався у огороження. Причина - помилки екіпажу.
1972	Каір	Іл-62	EgyptAir	0/-	При посадці ЛА викотився за межі ЗПС. Причина - помилка екіпажу при виборі злітно-посадкової смуги, закоротка довжина смуги та ремонтні роботи.
2019	Нижньо-ангарськ	Ан-24	Ангара	2/-	При посадці літак викотився за межі ЗПС і врізався в огороження та споруду за ЗПС. Причина - відмова двигуна та технічні проблеми із гальмівною системою.
1996	Кіншас	Ан-32	Moscow Airways	298/253	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС та врізалось у будівлю місцевого ринку. Причини - некомпетентність екіпажу, перевищення максимальної допустимої злітної ваги судна та коротка ЗПС.
2008	Тегусігальпе	A320-200	TACA	5/-	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Причини - помилки пілотів, погодні умови, невідповідний стан покриття ЗПС.
2019	Керідж	707-300	Saha Airlines	15/1	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Слідство триває.
2020	Кожикод	737-800	Air-India Express	21/-	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Слідство триває.
1998	Кіто	Ту-154	Cubana de Aviacion	70/22	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Причини - неправильна центровка та помилки екіпажу.

2003	Котону	727-200	Union des Transports Aeriens de Guinee	138/22	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - неправильна центровка, перевищення ліміту загрузки літака, помилки екіпажу, а також погодні умови.
1995	Лагос	Ty-134	Harka Air Services	16/-	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Причини - помилки пілотів, погодні умови та неефективність гальмівної системи через поганий стан поверхні ЗПС.
2006	Лексінгтон	CRJ100	Comair	49/1	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу та диспетчера у виборі смуги для зльоту.
1999	Літл-Рок	MD-82	American Airlines	11/-	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Причини - помилки пілотів, погодні умови та неефективність гальмівної системи через поганий стан поверхні ЗПС.
1979	Луанда	Іл-18	Interflug	10/0	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу, технічні несправності двигуна та погані погодні умови.
1982	Люксембург	Іл-62	Аерофлот	7	При посадці літак викотився за межі ЗПС. Причина - некоректне спрацювання системи реверсу тяги двигунів.
1990	Маган	Іл-62	Аерофлот	0/12	При посадці літак викотився за межі ЗПС. Причина - непідготовка екіпажу судна до виконання посадки на засніжену ґрунтову смугу злітно-посадкову.
2010	Мангалур	737-800	Air-India Express	158/8	При посадці літак викотився за межі ЗПС. Причина - некоректні дії екіпажу та

					несприятливе розташування злітно-посадкової смуги.
2006	Мешхед	Ту-154М	Iran Air Tours	28/47	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу та технічні несправності гальмівної системи.
1991	Навої	Ан-24	Аерофлот	34/-	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Причини - помилки пілотів, погодні умови.
1992	Нанкін	Як-42	China General Aviation	108/18	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу.
1982	Новий Уренгой	Ан-12Б	Аерофлот	0/-	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу та технічні несправності шасі літака.
1989	Ла-Гуардія	737-400	USair	2/21	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу, погодні умови, неналежне розташування ЗПС та невідповідний стан поверхні злітно-посадкової смуги.
1988	Одеса	Ту-134	Аерофлот	0/-	При посадці в поганих погодних умовах, літак викотився за межі ЗПС. Причини - помилки пілотів, погодні умови.
2002	Омськ	Ту-204	Сибирь	0/0	Під час посадки судно викотилось за межі ЗПС. Причини - технічні несправності двигуна.
1990	Павлоград	Як-40	Аерофлот	0/0	Під час посадки судно викотилось за межі ЗПС. Причини – помилки екіпажу судна та диспетчерів аеродрому.
1986	Пенза	Ту-134	Аерофлот	1/-	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - помилки екіпажу, погодні умови, неналежне розташування ЗПС та невідповідний стан поверхні злітно-посадкової смуги.

2019	Уналашк	Saab 2000	PenAir	1/12	Під час посадки судно викотилось за межі ЗПС. Попередні причини – погодні умови та стан поверхні ЗПС. Слідство триває.
2007	Пхукет	MD-82	One-Two-GO Airlines	90/26	Під час посадки судно викотилось за межі ЗПС. Причини – погодні умови та помилки екіпажу судна.
2007	Сан-Паулу	A320-200	TAM Airlines	199/-	При посадці літак викотився за межі ЗПС та врізався у будівлю за ЗПС. Причина - несправність системи реверсу тяги двигунів та погані погодні умови.
1978	Стокгольм	Ty-154	Аерофлот	0/-	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - технічні несправності двигуна.
2006	Стур	Bae 146-200A	Atlantic Airways	4/12	При посадці літак викотився за межі ЗПС та врізався у будівлю за ЗПС. Причина - несправність системи реверсу тяги двигунів та погані погодні умови.
1992	Тбілісі	Ty-154	Transair Georgia	28/-	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - неправильна центровка, перевищення ліміту загрузки літака, помилки екіпажу, а також погодні умови.
2005	Торонто	A340-300	Air France	0/33	Під час посадки судно викотилось за межі ЗПС. Причини – погодні умови та помилки екіпажу судна.
2018	Трабзон	737-800	Pegasus Airlines	0/0	Під час посадки при поганих погодних умовах судно викотилось за межі ЗПС. Причини встановлюються.
1993	Фучжоу	MD-82	China Eastern Airlines	2/25	Під час посадки при поганих погодних умовах судно викотилось за межі ЗПС. Причини – погодні умови, помилки екіпажу.
2008	Хартум	A310-300	Sudan Airways	30/17	Під час посадки при поганих погодних умовах судно

					викотилось за межі ЗПС. Причини – погодні умови, помилки екіпажу та несправності системи реверсу тяги двигунів.
2005	Чикаго	737-700	Southwest Airlines	1/22	Під час посадки при поганих погодних умовах судно викотилось за межі ЗПС. Причини – погодні умови, помилки диспетчера.
2011	Ярославль	Як-42	Як Сервис	44/1	Під час розбігу судно викотилось за межі ЗПС. Причини - технічні несправності двигуна та помилки екіпажу.
2013	Денпасар	737-800	Lion Air	0/45	Під час посадки при поганих погодних умовах судно викотилось за межі ЗПС. Причини – погодні умови, помилки екіпажу.