

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ  
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**

**Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»  
УДК 629.735.33

До захисту допущено:  
В. о. завідувача кафедри  
\_\_\_\_\_ Петро ЛУК'ЯНОВ  
«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2024 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»  
зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
на тему: «Лонжерон крила безпілотної повітряної судна»**

Виконав:

студент II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-21мп  
Кушнір Дмитро Іванович \_\_\_\_\_

Керівник:

Старший викладач кафедри АРБ, к.т.н.  
Конотоп Дмитро Ігорович \_\_\_\_\_

Рецензент:

Професор кафедри СКЛА, д.ф.-м.н., професор  
Чепілко Микола Михайлович \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській  
дисертації немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних посилань.  
Студент Кушнір Д.І. \_\_\_\_\_

Київ – 2024 року

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра авіа- та ракетобудування**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Петро ЛУК'ЯНОВ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2023 р.

**ЗАВДАННЯ**

**на магістерську дисертацію студенту**

**Кушніру Дмитру Івановичу**

1. Тема дисертації «Лонжерон крила безпілотного повітряного судна», науковий керівник дисертації старший викладач кафедри Конотоп Дмитро Ігорович, к.т.н., затверджена наказом по університету від «03» листопада 2023 р. №5134-с.
2. Термін подання студентом дисертації 26 грудня 2023 р.
3. Об'єкт дослідження: Лонжерон крила
4. Вихідні дані: Злітна маса 1000-1500 кг.  
Швидкість польоту 120-200 км/год.  
Площа крила 8-15 м<sup>2</sup>.  
Дальність польоту 1500-2500 км.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
  - 5.1. Огляд аналогів та збір статистичних даних
  - 5.2. Вибір та обґрунтування конструктивно-силової схеми крила
  - 5.3. Визначення зовнішнього навантаження крила та лонжерону
  - 5.4. Вибір та обґрунтування матеріалу лонжерону
  - 5.5. Опис геометричної та масової моделей лонжерону
  - 5.6. Знаходження геометричної моделі лонжерону за критерієм мінімальної маси
  - 5.7. Розробка стартап-проєкту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Огляд аналогів та збір статистичних даних

6.2. Схема навантаження крила

6.3. Епюри навантажень крила та лонжерону

6.4. Геометрична та масова моделі лонжерону

6.5. Креслення лонжерону

6.6. Стартап-проект.

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.

7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання 08.11. 2022 р.

### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд аналогів та збір статистичних даних	до 22.12.2022 р.	
2.	Вибір та обґрунтування конструктивно-силової схеми крила	до 01.02.2023 р.	
3.	Визначення зовнішнього навантаження крила та лонжерону	до 21.03.2023 р.	
4.	Вибір та обґрунтування матеріалу лонжерону	до 08.06.2023 р.	
5.	Опис геометричної та масової моделей лонжерону	до 05.10.2023 р.	
6.	Знаходження геометричної моделі лонжерону за критерієм мінімальної маси	до 03.12.2023 р.	
7.	Розробка стартап-проекту	до 10.12.2023 р.	
8.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 26.12.2023 р.	
9.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.01.2024 р.	

Студент

Дмитро КУШНІР

Науковий керівник

Дмитро КОНОТОП

## РЕФЕРАТ

**Магістерська дисертація:** «Лонжерон крила безпілотного повітряного судна», 106 сторінок, 52 рисунків, 25 таблиць, 16 літературних джерел, 2 додатки.

**Актуальність:** однією з найважливіших задач, що виконується при проектуванні більшості авіаційних конструкцій є забезпечення її міцності при забезпеченні вимог мінімальної маси. Тобто в експлуатації під час дії навантажень конструкція не повинна руйнуватись та в той же час мати мінімально можливу масу та в більшості випадків об'єм.

Підібрана геометрична модель конструкції за критерієм мінімальної маси зменшує масу літака в цілому, що в свою чергу:

- зменшує вимоги до потужності двигуна, а отже й вартість літака;
- зменшує витрати палива та робить літак дешевшим в експлуатації.

Маса крила літака становить 30-50% від маси планера. В залежності від конструктивно-силової схеми крила маса лонжеронів може складати 7-30% маси крила.

Підбір геометричної моделі лонжерону крила має значний вплив на масу літака, а отже на його вартість та експлуатаційні витрати.

**Мета роботи:** знайти геометричну модель лонжерону крила безпілотного повітряного судна за критерієм мінімальної маси.

**Об'єкт дослідження:** лонжерон крила.

**Предмет дослідження:** геометрична модель лонжерону за критерієм мінімальної маси.

**Методи дослідження:** виконано знаходження геометричної моделі лонжерону крила безпілотного повітряного судна при якій лонжерон має мінімальну масу та забезпечується його умова міцності: умова міцності поясів та стінки, умова втрати стійкості поясів та стінки. Дослідження базуються на теоретичних засадах опору матеріалів, будівельної механіки,

проектуванні/конструкції ЛА та матеріалознавства. Використані можливості програмного забезпечення MS Excel для проведення ітераційних розрахунків.

**Наукова новизна:** визначенні залежності мінімально необхідного об'єму (маси) лонжерону від кількості стійок та визначенні залежності геометрії поперечного перерізу лонжерону (товщини стінки та поясів, ширини поясів) по його розмаху.

**Практичне значення отриманих результатів:** запропоновано підхід для знаходження геометричної моделі лонжерону за критерієм мінімальної маси, що може бути використаний як приклад для проектування лонжеронів або схожих балочних елементів ЛА та власне знайдена геометрична модель лонжерону безпілотного повітряного судна за вихідним даними ЛА-аналогів, що може використовуватись для попереднього проектування ЛА цього класу.

**Апробація результатів дисертації:** науково-практична конференція студентів та молодих вчених "Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку".

**Публікації:** "Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології".

**Ключові слова:** лонжерон, крило, навантаження, геометрична модель, масова модель, статична перевірка, умова міцності, умова втрати стійкості.

## ABSTRACT

**Master's thesis:** «Wing spar of an unmanned aerial vehicle», 106 pages, 52 figures, 25 tables, 16 references, 2 appendixes.

**Relevance:** one of the most crucial objective in designing aircraft structures is to ensure their strength while meeting the requirement for minimal weight. In operation, the structure must withstand loads without failure, as well as be designed with the lowest possible weight and, in most cases, volume.

The determined geometric model of the structure based on the minimum weight criteria, reduces the overall weight of the aircraft which leads to:

- reducing the power requirements of the engine, and thus the cost of the aircraft;
- decreasing fuel consumption, making the aircraft cheaper in operation.

The weight of the wing is equal 30-50% of the aircraft empty weight. Depending on the structural and load-carrying scheme of the wing, the weight of the spars can range 7-30% of the wing`s weight.

Wing spar geometric model determination has a significant impact on the weight of the aircraft and thus on its cost and operational expenses.

**Purpose of the study:** to determine the geometric model of the wing spar for an unmanned aerial vehicle based on minimum weight criteria.

**The object of study:** wing spar.

**Subject of research:** geometric model of the wing spar based on minimum weight criteria.

**Methods of research:** the investigation involved determining the geometric model of the wing spar for an unmanned aerial vehicle in accordance with minimum weight criteria while meeting strength requirements: the strength of the flanges and web, the buckling of the flanges and web. The research is based on theoretical principles of the strength of materials, construction mechanics, construction/designing of the aircraft and material sciences. MS Excel software is used for iterative calculations.

**The results and their novelty:** this study determines relation between the minimum required volume (weight) of the wing spar and the number of stiffeners as well as relations between the cross-section geometric properties of the spar (thicknesses of the flanges and web, flanges width) along its span.

**Recommendations for the use of work:** this study proposes approach for determining geometrical model of the wing spar based on the minimum weight criteria, which can serve as a valuable reference for the design process of spars or similar beam elements. The determined geometrical model of the wing spar for unmanned aerial vehicle, derived from analogous aircrafts data, is applicable for preliminary design purposes in this class of aircraft.

**Approbation of the results of the dissertation:** the scientific and practical conference of students and young scientists "Aircraft and rocket construction and design: perspectives and directions of development".

**Publications:** "Open information and computer integrated technologies".

**Keywords:** spar, wing, loading, geometrical model, weight model, static check, strength requirement, buckling requirement.

## ЗМІСТ

Перелік умовних скорочень .....	10
Вступ.....	11
РОЗДІЛ 1 Конструктивно-силова схема крила, Статистичні дані аналогів .....	13
1.1 Крило. Силкові елементи крила. Лонжерон.....	13
1.2 Конструктивно-силова схема крила.....	17
1.3 Оцінка вибору конструктивно-силової схеми крила.....	19
1.4 Статистичні дані ЛА-аналогів та визначення КСС .....	21
Висновки по розділу .....	25
РОЗДІЛ 2 Навантаження крила, переднього лонжерону .....	26
2.1 Навантаження крила .....	26
2.2 Погонне навантаження крила .....	28
2.3 Поперечна сила переднього лонжерону .....	32
2.4 Згинальний момент переднього лонжерону.....	36
2.5 Крутний момент крила .....	38
Висновки по розділу .....	41
РОЗДІЛ 3 Матеріал лонжерону .....	42
3.1 Вибір матеріалу для поясів та стінки.....	42
3.2 Механічні характеристики Алюмінію 2024-T3 .....	42
3.3 Механічні характеристики Алюмінію 7075-T6 .....	44
3.4 Вплив температури .....	46

<b>АЛ21мп 08.16.20.00.00 ПЗ</b>				
<b>Зм.</b>	<b>Арк.</b>	<b>№ документа</b>	<b>Підпис</b>	<b>Дата</b>
Розроб.		Кушнір Д.І.		
Перевір.		Конотол Д.І.		
Т. контр.				
Н. контр.		Поваров С.А.		
Затв.		Лук'янов П.В.		
<b>Лонжерон крила безпілотного повітряного судна</b>				
		<b>Літ.</b>	<b>Аркуш</b>	<b>Аркушів</b>
		7	7	106
КПІ ІМ. ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО Каф. АРБ гр. АЛ-21мп				



Висновки по розділу .....	47
РОЗДІЛ 4 Геометрична та масова моделі лонжерону .....	48
4.1 Геометрична модель лонжерону .....	48
4.2 Масова модель лонжерону .....	51
Висновки по розділу .....	54
РОЗДІЛ 5 Умова міцності лонжерону .....	55
5.1 Розрахункова модель .....	55
5.2 Умова втрати стійкості поясу .....	59
5.3 Умова міцності поясів .....	61
5.4 Умова втрати стійкості стінки .....	64
Висновки по розділу .....	77
РОЗДІЛ 6 Модель лонжерону за критерієм мінімальної маси.....	78
6.1 Кількість секцій (стійок) .....	79
6.2 Ширина поясів, товщини поясів та стінки .....	79
6.3 Аналіз отриманих результатів .....	85
6.4 Валідація отриманих результатів .....	90
Висновки по розділу .....	91
РОЗДІЛ 7 Стартап-проект .....	92
7.1 Опис ідеї проекту .....	92
7.2 Технологічний аудит ідеї проекту.....	92
7.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	93

					<b>АЛ21мп 08.16.20.00.00 ПЗ</b>			
Зм.	Арк.	№ документа	Підпис	Дата				
Розроб.		Кушнір Д.І.			<b>Лонжерон крила безпілотною повітряного судна</b>	Літ.	Аркуш	Аркушів
Перевір.		Конотоп Д.І.					<b>8</b>	<b>106</b>
Т. контр.						КПІ ІМ. ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО Каф. АРБ гр. АЛ-21мп		
Н. контр.		Поваров С.А.						
Затв.		Лук'янов П.В.						

7.4 Розробка ринкової стратегії проєкту.....	96
7.5 Розробка маркетингової програми стартап-проєкту .....	98
Висновки по розділу .....	99
Висновки .....	100
Список використаних джерел .....	102
Додаток А Конвертація одиниць вимірювання.....	104
Додаток Б Розрахунки та проміжні значення для моделі лонжерону з кількістю стійок n=13.....	105

					<b>АЛ21мп 08.16.20.00.00 ПЗ</b>		
Зм.	Арк.	№ документа	Підпис	Дата			
Розроб.		Кушнір Д.І.			Літ.	Аркуш	Аркушів
Перевір.		Конотоп Д.І.				<b>9</b>	<b>106</b>
Т. контр.					<b>Лонжерон крила безпілотною повітряного судна</b> КПІ ІМ. ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО Каф. АРБ гр. АЛ-21мп		
Н. контр.		Поваров С.А.					
Затв.		Лук'янов П.В.					

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ**

ЛА – літальний апарат;

БПС – безпілотне повітряне судно;

КСС – конструктивно-силова схема;

САХ – середня аеродинамічна хорда;

MS – margin of safety.

## ВСТУП

**Актуальність:** однією з найважливіших задач, що виконується при проектуванні більшості авіаційних конструкцій є забезпечення її міцності при забезпеченні вимог мінімальної маси. Тобто в експлуатації під час дії навантажень конструкція не повинна руйнуватись та в той же час мати мінімально можливу масу та в більшості випадків об'єм.

Підібрана геометрична модель конструкції за критерієм мінімальної маси зменшує масу літака в цілому, що в свою чергу:

- зменшує вимоги до потужності двигуна, а отже й вартість літака;
- зменшує витрати палива та робить літак дешевшим в експлуатації.

Маса крила літака становить 30-50% від маси планера. В залежності від конструктивно-силової схеми крила маса лонжеронів може складати 7-30% маси крила.

Підбір геометричної моделі лонжерону крила має значний вплив на масу літака, а отже на його вартість та експлуатаційні витрати.

**Мета роботи:** знайти геометричну модель лонжерону крила безпілотного повітряного судна за критерієм мінімальної маси.

**Завдання роботи:** зібрати статистичні дані ЛА аналогів, з врахуванням впливу конструктивно-силової схеми крила визначити навантаження лонжерону, описати геометричну та масову моделі лонжерону, описати перевірку на міцність та знайти геометричну модель лонжерону за критерієм мінімальної маси.

**Об'єкт дослідження:** лонжерон крила.

**Предмет дослідження:** геометрична модель лонжерону за критерієм мінімальної маси.

**Наукова новизна:** визначенні залежності мінімально необхідного об'єму (маси) лонжерону від кількості стійок та визначенні залежності геометрії поперечного перерізу лонжерону (товщини стінки та поясів, ширини поясів) по його розмаху.

**Практичне значення отриманих результатів:** запропоновано підхід для знаходження геометричної моделі лонжерону за критерієм мінімальної маси, що може бути використаний як приклад для проєктування лонжеронів або схожих балочних елементів ЛА та власне знайдена геометрична модель лонжерону безпілотного повітряного судна за вихідним даними ЛА-аналогів, що може використовуватись для попереднього проєктування ЛА цього класу.

# РОЗДІЛ 1 КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВА СХЕМА КРИЛА, СТАТИСТИЧНІ ДАНІ АНАЛОГІВ

## 1.1 Крило. Силкові елементи крила. Лонжерон

Крило – це несуча аеродинамічна поверхня літака, призначена для створення аеродинамічної підйомної сили, необхідної для забезпечення польоту та маневрів літака на всіх режимах, передбачених тактико-технічними вимогами. Крило забезпечує поперечну стійкість і керованість літака і може бути використано для кріплення шасі, двигунів, розміщення палива, озброєння. [1]

Крило (Рис. 1.1) є тонкостінною підкріпленою оболонкою і складається з каркасу та обшивки 6; каркас – із лонжеронів 1, стінок і стрингерів 2 (поздовжній набір) і нервюр 9 (поперечний набір). На крилі розміщені елементи механізації (передкрилки 7 і закрилки 3) для покращення злітно-посадкових характеристик літака, елерони 5 і інтерцептори 4 – для керування літаком відносно поздовжньої осі, пілони 8 – для кріплення двигунів. [1]

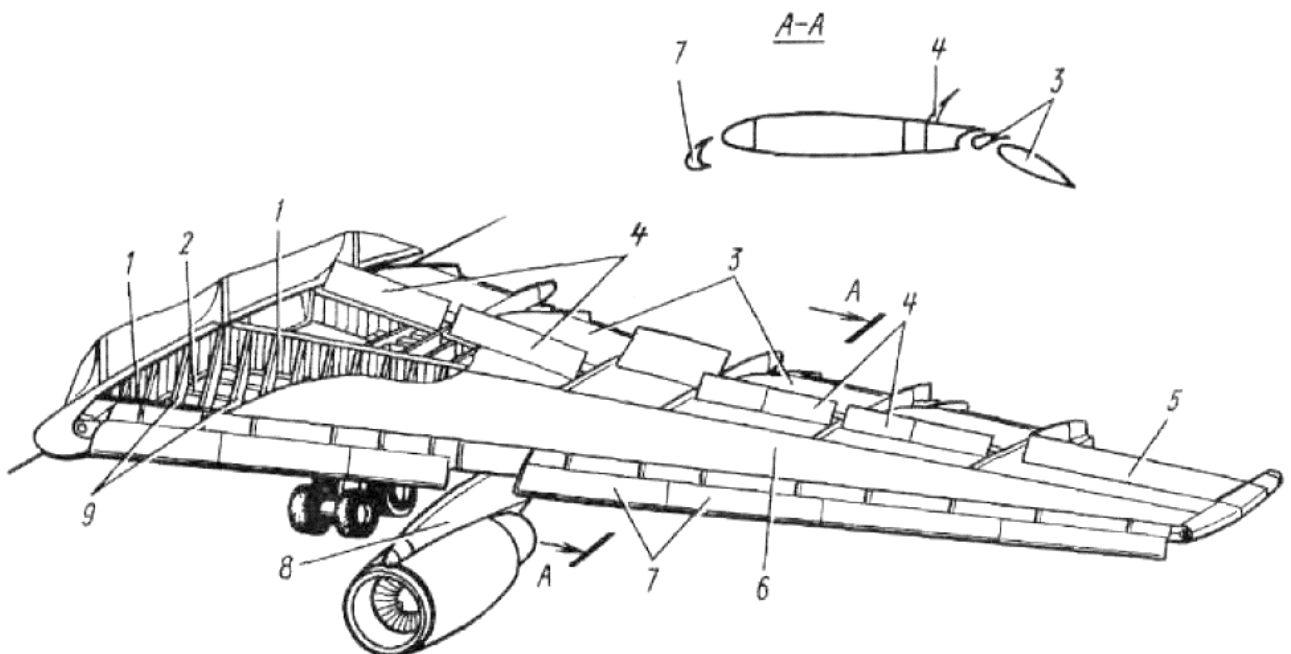


Рис. 1.1 Типова будова крила літака

У відсотковому відношенні крило займає від 30 до 50% маси планера. [1]

Основним силовими елементами крила, які сприймають більшу частину зовнішнє навантаження є: обшивка, стрингери, нервюри, лонжерони.

Обшивка – це оболонка, що утворює зовнішню поверхню крила, сприймає тиск аеродинамічного навантаження, формує обтічну форму.

Стрингер – це поздовжній силовий елемент крила, що є опорою для обшивки, сприймає осьові навантаження (розтяг, стиск), місцеві аеродинамічні навантаження підкріплюючи обшивку та підвищуючи її жорсткість.

Стрингери і обшивка разом формують панель крила.

Нервюра – це поперечний силовий елемент крила, що формує профіль крила, розділяє його на відсіки та є опорою для стрингерів та обшивки.

Лонжерон – це поздовжній силовий елемент крила, що є опорою для нервюр та обшивки. Складається з стінок 1 та поясів 2 (Рис. 1.2). Пояси сприймають згинальний момент, навантажуючись розтягом-стиском, стінки, що підкріплені стійками 3 навантажуються поперечною силою, а також сприймають крутний момент разом із обшивкою замикаючи контур крила та навантажуючись при цьому здвигом.

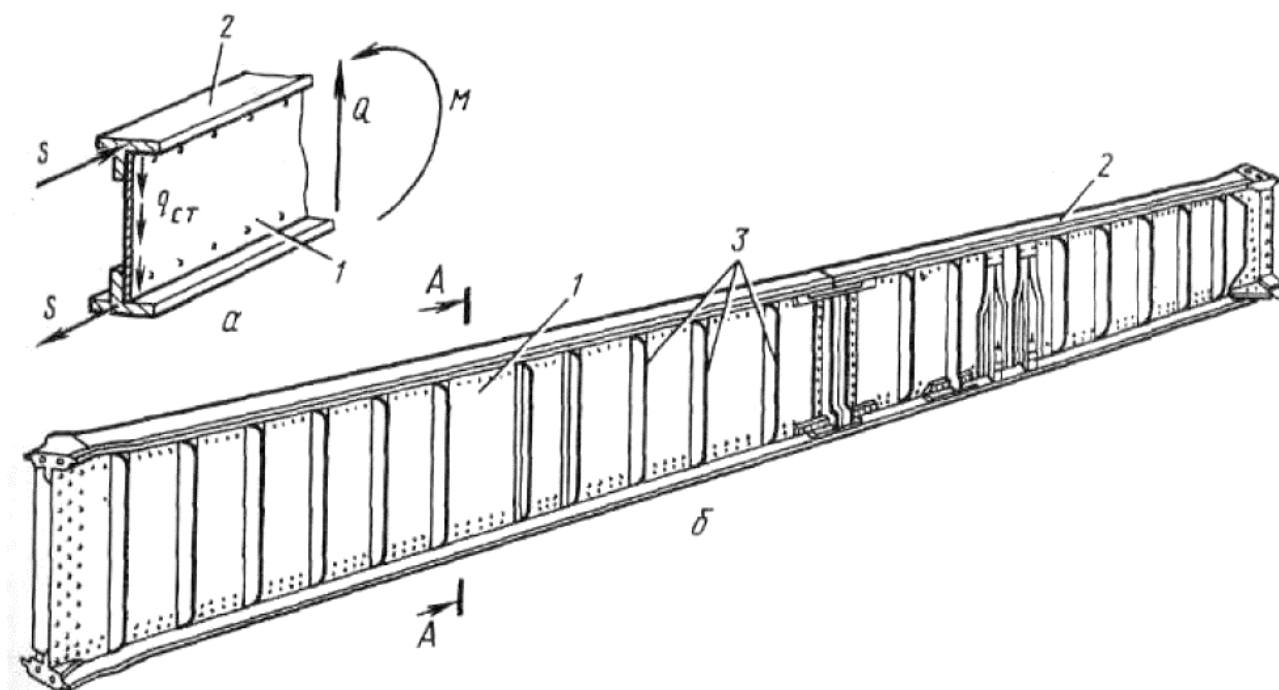


Рис. 1.2 Типова будова лонжерону крила

Залежно від конструкції стінки розрізняють балочні (Рис. 1.3 б, в) та ферменні (Рис. 1.3 а) лонжерони. Балочні лонжерони в свою чергу поділяються на складальні - б (стінка, пояси та стійки є різними деталями, що з'єднуються за допомогою кріплення) та монолітні - в (весь лонжерон виготовлено фрезеруванням як одна ціла деталь).

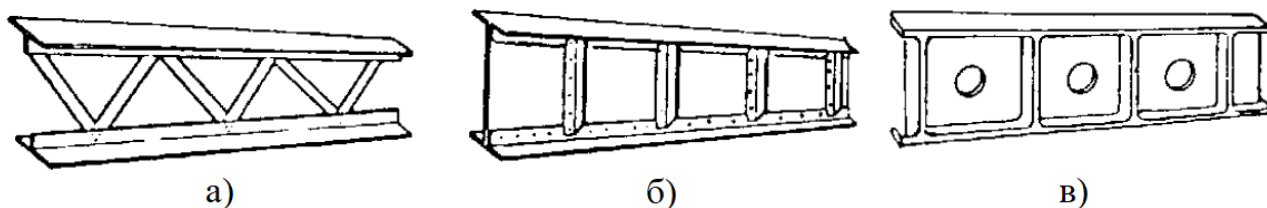


Рис. 1.3 Основні типи лонжеронів

Недоліком ферменних лонжеронів є їх більша маса в порівнянні з балочними при зменшенні будівельної висоти тому починаючи з 1940-х років вони практично не використовуються [1]. Знижені втомних характеристики - основний недолік монолітного лонжерону оскільки при фрезеруванні порушується структура матеріалу. Складальні лонжерони є більш економічно вигідними ніж монолітні адже під час фрезерування велика частина матеріалу перетворюється в стружку. В той же час складальні лонжерони містять велику кількість отворів під кріплення, що є концентраторами напружень і також вимагають врахування технологічних обмежень пов'язаних із процесом складання.

Пояси лонжеронів виготовляють із високоміцних сталей або алюмінієвих сплавів, часто застосовуючи відкриті тонкостінні пресовані профілі. При виборі форми перерізу поясу (Рис. 1.4) враховується завдання отримати максимальний момент інерції лонжерону, простота виготовлення, зручність витримання профілю по довжині лонжерону, зручність кріплення обшивки та стінки. На мало навантажених кінцях крила переріз лонжерону із двотаврового профілю може бути замінений на швелерний, відштампований із листового матеріалу, в цілях зменшення маси.



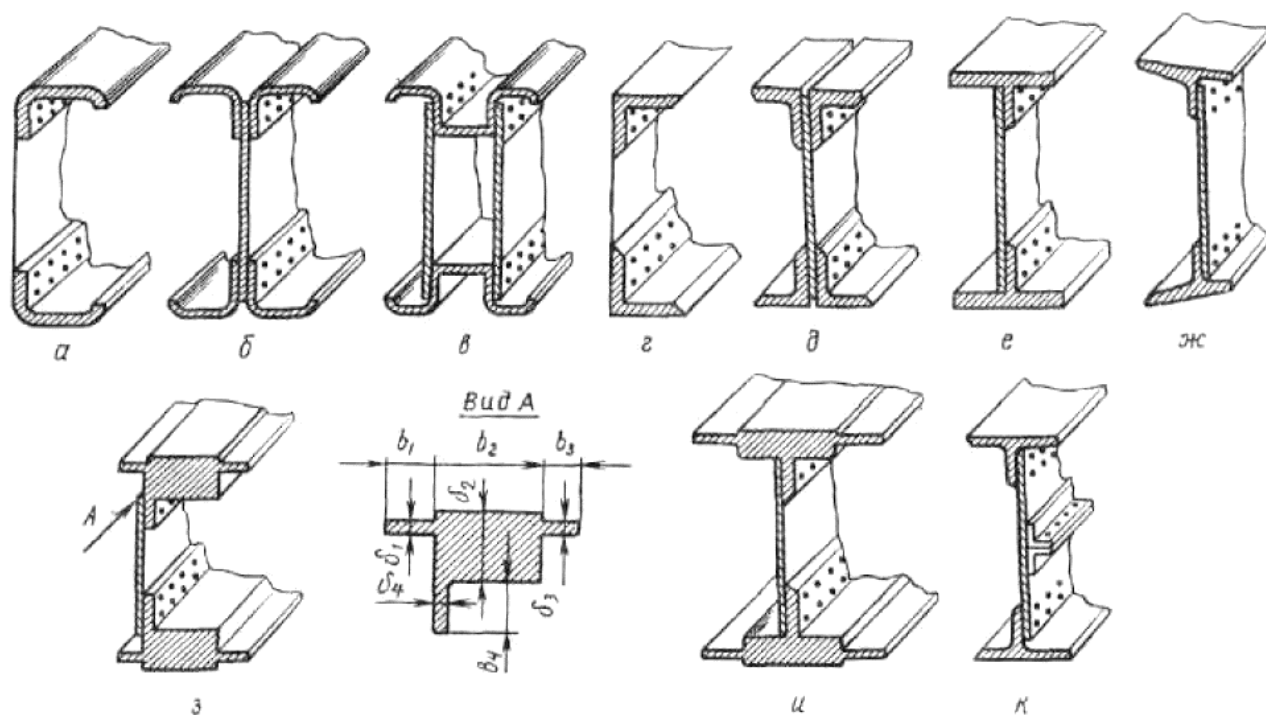


Рис. 1.4 Типовий переріз балочного лонжерона

Стінки виготовляють із листового матеріалу. Тонкі стінки підкріплюють стійками з кутовими перерізами для того, щоб розділити стінку на панелі і тим самим підвищити значення критичного напруження втрати стійкості. В основному застосовуються конструкції з однією стінкою. Конструкції з двома стінками (Рис. 1.4, в) вимагає двох заклепкових швів, що збільшує масу в порівнянні із одностінковою конструкцією та ускладнює клепку другої стінки. Стінки можуть мати потовщення в зонах поздовжніх та поперечних стиків, вирізи для прокладки труб/проводки та галтельні переходи (плавний перехід від однієї площини до іншої) в мало навантажених зонах (Рис. 1.5). [2]

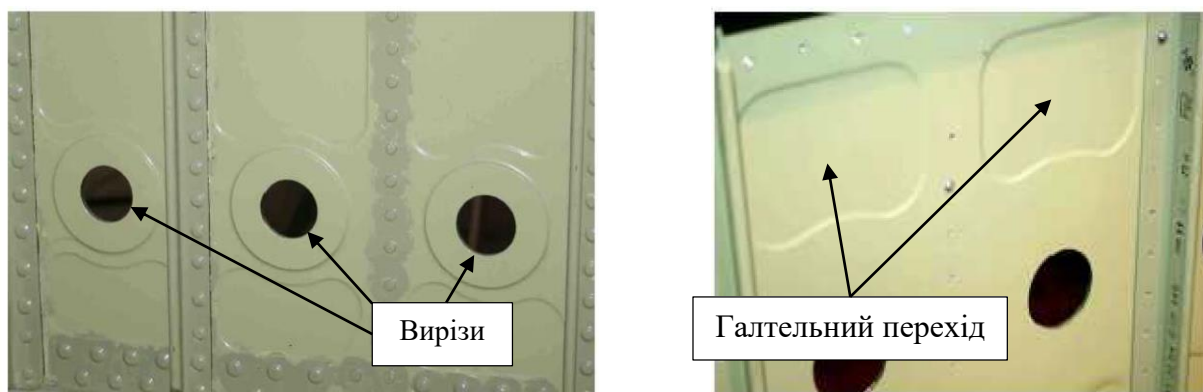


Рис. 1.5 Вирізи та галтельні переходи

Кріплення елементів лонжерону виконують за допомогою заклепок або болтів.

Оскільки навантаження по довжині лонжерону не однорідне (мінімальне або нульове на кінцях і зростає до максимального значення в місці кріплення крила до фюзеляжу) для забезпечення рівномірності товщину та ширину поясів та стінок виконують змінними за розмахом. [2]

## **1.2 Конструктивно-силова схема крила**

Конструктивно-силова схема крила (КСС) – це конфігурація поздовжніх та поперечних силових елементів, яка визначає величину участі кожного силового елемента в протидії навантаженню.

Конфігурація лонжеронів, нервюр, стрингерів та обшивки формують конструктивно-силову схему крила. Інші елементи крила, що служать для передачі місцевого навантаження на елементи основної силової схеми, доповнюють її.

Основний силовий фактор навантаження крила – це згинальний момент. В загальному крила поділяють на лонжеронні, кесонні та моноблочні в залежності від ступеня участі обшивки, стрингерів, і поясів лонжеронів у протидії згинальному моменту.

Моноблочне крило – це крило в якому весь згинальний момент сприймається товстою обшивкою підкріпленою масивними стрингерами. Лонжерони в такому типі крила замінені на стінки, що сприймають тільки поперечну силу  $Q$ .

Кесонне крило – це крило в якому згинальний момент сприймається як обшивкою підкріпленою стрингерами так і лонжеронами, що мають дещо ослаблені пояси в порівнянні з лонжеронним крилом. Відсоток навантаження, що сприймає кожен з цих елементів залежить від їхніх характеристик жорсткості. Обшивка і стрингера можуть сприймати більше 30% згинального моменту. [3]

Лонжеронне крило – це крило в якому згинальний момент в основному сприймається масивними поясами лонжерону. Обшивка в такому крилі може бути не працюючою - взагалі не сприймати навантаження (наприклад полотняна обшивка); частково працюючою (сприймати тільки потік дотичних напружень від крутного моменту) або працюючою (разом із стрингерами сприймати частину згинального моменту) [3]. Основне завдання стрингерів в таких крилах підкріпляти обшивку та збільшувати її максимальне напруження втрати стійкості.

В однолонжеронних крилах стараються розташувати лонжерон таким чином, щоб як найкраще використати його будівельну висоту. Така конструктивно силова схема доповнюється поздовжніми стінками, що разом із лонжероном та обшивкою замикають контур на кручення та служать опорою для вузлів навіски елеронів, закрилків. Лонжерон розташовують в межах  $x_L = 0.2 \dots 0.5 b$  (де  $b$  – хорда). Задня стінка розташовується на відстані  $0.65 \dots 0.7 b$  (Рис. 1.6). [3]

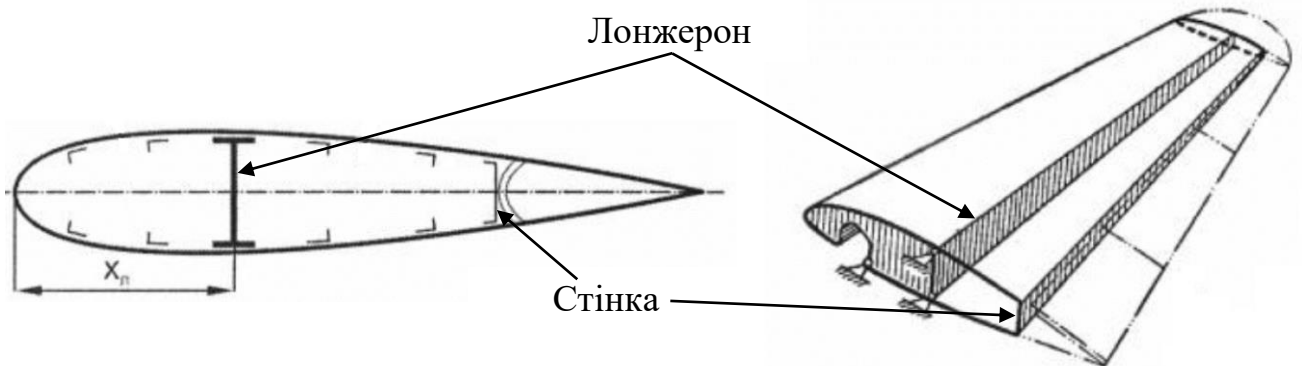


Рис. 1.6 Схема однолонжеронного крила

В дволонжеронному крилі передній лонжерон розташовують на 20-30% хорди, задній на 60-70% (Рис. 1.7) [1]. Лонжерони в такому крилі важчі в порівнянні з однолонжеронними оскільки не використовуються максимальна будівельна висота профілю.

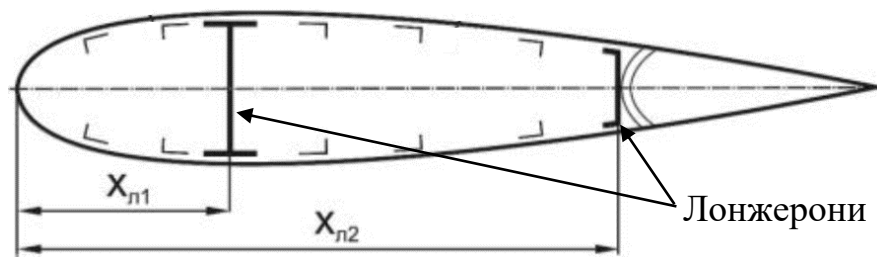


Рис. 1.7 Схема двохлонжеронного крила

Трьохлонжеронні та багатолонжеронні крила використовують при великих хордах крила малого подовження (Ту-144 – 13 лонжеронів) та для крил важких транспортних чи пасажирських літаків (Ан-124 – 3 лонжерони). [3]

### 1.3 Оцінка вибору конструктивно-силової схеми крила

Для приблизного визначення КСС крила користуються поняттям умовного лонжерону ширина поясу  $b_y$  якого складає  $0.6b$ , де  $b$  – хорда в розрахунковому перерізі (Рис. 1.8). [3]

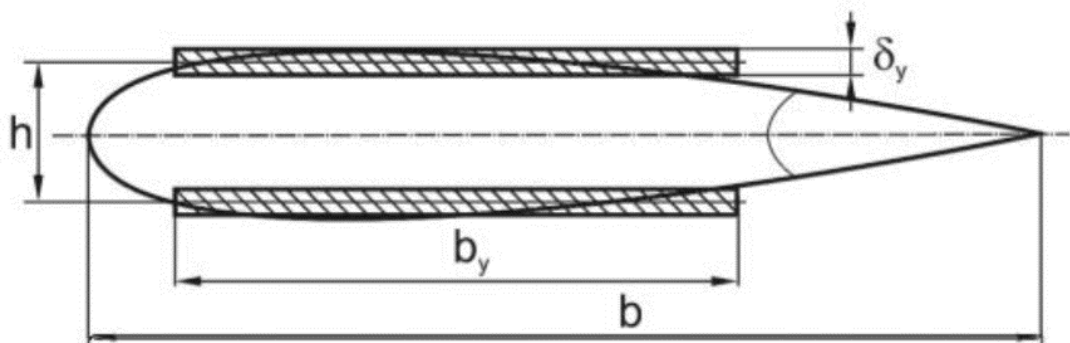


Рис. 1.8 Параметри поясів умовного лонжерону

Для кореневого перерізу  $b=b_0$ :

$$\delta_y = \frac{(\rho_0 S Z_A - 2m_l Z_i g_i - m_{кр} g Z_A) n_p}{0,96 c b_0^2 \sigma_p} \quad (1.1)$$

Де  $\rho_0$  – питоме навантаження на крило,  $\text{Н/м}^2$ ,  $\rho_0 = \frac{m_0 g}{S}$ ;

$m_0$  – злітна маса літка, кг

$g = 9.8 \text{ м/с}^2$  – прискорення вільного падіння;

$S$  – площа крила,  $\text{м}^2$ ;

$Z_A$  – координата середньої аеродинамічної хорди (САХ) від поздовжньої осі літака по розмаху крила, м;

$m_i, Z_i$  – маса вантажу, розташованого на крилі, кг і координата його центра ваги, м;

$m_{кр}$  – маса крила, кг;

$n^p$  – розрахунковий коефіцієнт перевантаження;

$\bar{c}$  – відносна товщина профілю крила;

$b_0$  – коренева хорда крила, м;

$\sigma_p$  – розрахункове руйнівне навантаження поясу лонжерону.

Якщо  $\delta_y = 0.1 \dots 2 \text{ мм}$  [3] то видно, що площа умовного поясу лонжерону мала та із за технологічних обмежень її вистачає лише для формування або поперечного перерізу поясу лонжерону або на поперечний переріз обшивки та стрингерів. В моноблочному крилі із за відсутності поясів лонжерона обшивка сприймає весь згинальний момент, що в свою чергу, для запобігання втрати стійкості, вимагає зменшення площі панелей, що працюють на стиск, за рахунок збільшення кількості опор обшивки (стрингера, нервюри). Невелике збільшення затрат маси для перетворення стінок в лонжерони компенсується зменшенням маси із за зменшення необхідної кількості опор для запобігання втрати стійкості (лонжерон забриє на себе частину згинального моменту, зменшуючи стискання обшивки). Оскільки лонжерон ефективний тільки коли має якомога більшу висоту то і лонжеронна КСС буде ефективною тільки для товстих профілів. Тоді як для тонких профілів крила в масовому співвідношенні більш ефективно моноблочне крило. [1], [4]

Якщо  $\delta_y = 2 \dots 7 \text{ мм}$  [3] то матеріалу вистачає для формування або масивного лонжерону із тонкою обшивкою (лонжеронне крило) або на розвинуту обшивкою з слабшими лонжеронами (кесонне/моноблочне крило).

Лонжеронне крило в даному випадку програє по масі кесонному/моноблочному оскільки збільшення товщини обшивки ефективніше збільшує момент інерції кесону для протидії згинальному моменту ніж збільшення геометрії поясів або кількості лонжеронів із за того, що обшивка знаходиться на більшій відстані від нейтральної лінії ніж пояси. Збільшення ж висоти лонжеронів вимагає збільшення відносної товщини профілю крила, що в свою чергу збільшує лобовий опір та як результат може не задовольнити вимоги аеродинаміки.

В зоні підвищеного тиску (під крилом) обшивка під дією навантажень деформується випуклістю, а в зоні розрідженого тиску (над крилом) – опуклістю. Зі збільшенням швидкості польоту літака збільшується й аеродинамічне навантаження на обшивку, вона піддається більшим деформаціям. Для забезпечення вимог аеродинаміки необхідно збільшити жорсткість обшивки. Це можна зробити шляхом збільшення її товщини або збільшення кількості її опор – нервюр та стрингерів. З певних значень навантаження збільшення товщини обшивки може бути вигіднішим в масовому співвідношенні ніж збільшення опор. Зі збільшенням товщини обшивки вона включається в спротив згинальному моменту, а отже КСС крила переходить із лонжеронного типу в кесонний. Отже, при великих швидкостях польоту кесонна та моноблочна КСС вигідніші за лонжеронну.

#### **1.4 Статистичні дані ЛА-аналогів та визначення КСС**

Згідно вихідних даних вказаних в завданні дисертації (див. ст. 2) для дослідження підібрано три БПС аналоги: MQ-1 Predator, Chengdu GJ-1 (Wing Loong 1) та IAI Heron Malat. Необхідні характеристики для аналізу зведені в Таблиці 1.1.

General Atomics MQ-1 Predator (Рис. 1.9) — розвідувальний і ударний безпілотний літальний апарат виробництва «General Atomics Aeronautical Systems» (США). Стояв до 2018 на озброєнні ВПС США. Активно застосовувався на території Іраку та Афганістану. Всього за минуле десятиліття

було побудовано 126 літаків. Вартість одного ЛА становить 4,5 мільйона доларів. Перший політ відбувся в 1994 році.

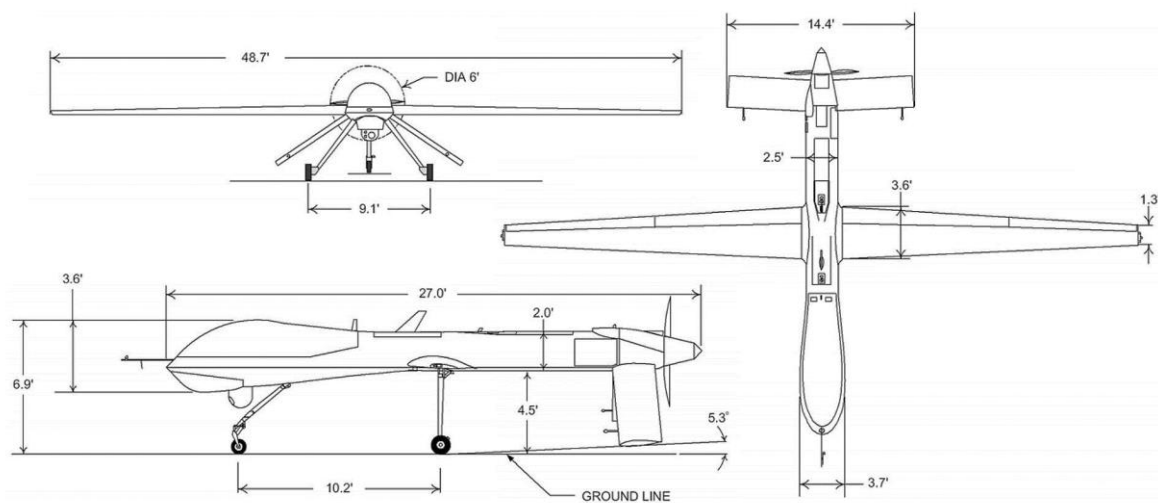


Рис. 1.9 Ескіз MQ-1 Predator

Chengdu GJ-1/Wing Loong 1 (Рис. 1.10) — китайський розвідувально-ударний безпілотний літальний апарат. Призначений для використання як платформа спостереження та повітряної розвідки, може бути оснащений зброєю класу «повітря-поверхня» для використання в ролі безпілотного бойового літального апарату. Перший політ відбувся у 2009 році.



Рис. 1.10 Ескіз Chengdu GJ-1 / Wing Loong 1

IAI Heron Malat (Рис. 1.11) – безпілотний розвідувальний літальний апарат, розроблений ізраїльською компанією IAI. Роботи над БПС було розпочато на початку 1990-х років спільно з американською фірмою TRW Inc. за однією із програм міністерства оборони США. БПС пристосований до тривалих польотів на середніх та великих висотах. Heron може позначати цілі для винищувачів, гелікоптерів та ракет. Перший політ відбувся у 1994 році.

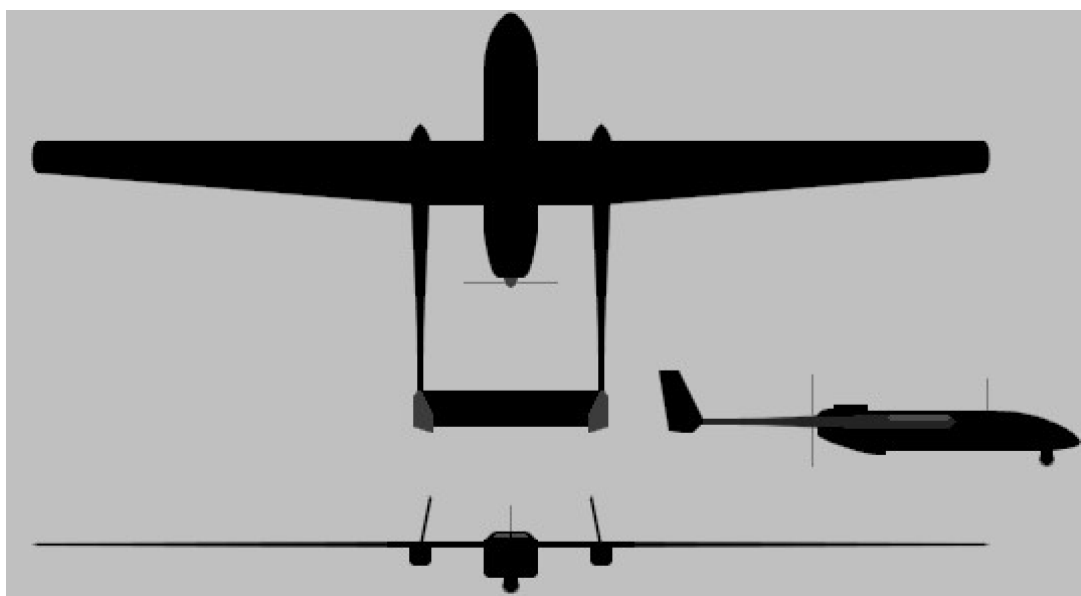


Рис. 1.11 Ескіз IAI Heron Malat

Таблиця 1.1

Характеристики ЛА аналогів та середні значення

Назва характеристики		MQ-1 Predator	Chengdu GJ-1	IAI Heron Malat	Середнє значення
Довжина, м	-	8.23	9.05	8.50	8.59
Висота, м	-	2.10	2.77	2.30	2.39
Розмах крила, м	L	14.8	14.0	16.6	15.13
Коренева хорда крила, м	$b_0$	1.20	0.96	1.08	1.08
Кінцева хорда крила, м	$b_k$	0.56	0.41	0.63	0.53
Звуження крила	$\eta$	0.47	0.43	0.58	0.491
Коренева висота профілю, м	$H_0$	0.23	0.24	0.23	0.233
Відносна товщина профілю	$\bar{c}$	0.19	0.25	0.21	0.217
Площа крила, м <sup>2</sup>	S	11.45	-	13.00	12.23
Ширина фюзеляжу, м	$w_\phi$	0.8	0.73	0.93	0.82
Максимальна маса БПС, кг	$m_0$	1020	1100	1150	1090



Назва характеристики		MQ-1 Predator	Chengdu GJ-1	IAI Heron Malat	Середнє значення
Маса планера, кг	$m_{\Pi}$	513	-	450	481.5
Маса палива, кг	$m_{\text{ПЛ}}$	387	-	450	418.5
Максимальна швидкість польоту, км/год	$V_{\text{max}}$	217	280	240	245.7
Крейсерська швидкість польоту, км/год	-	130-170	-	130	140

Приймається, що відносна товщина профілю  $\bar{c}$  не змінюється по розмаху, звуження крила – стале по розмаху, кут стрілоподібності крила дорівнює нуль градусів (пряме крило) та кут поперечного V крила дорівнює нулю.

Згідно отриманих середніх значень характеристик БПС аналогів та формули (1.1) перевіряємо товщину поясу умовного лонжерону:

$$\begin{aligned} \delta_y &= \frac{(m_0 g Z_A - m_{\text{кр}} g Z_A) n_p}{0.96 \bar{c} b_0^2 \sigma_p} = \\ &= \frac{(1090 \text{ кг} \cdot 9.8 \frac{\text{М}}{\text{с}^2} \cdot 3.026 \text{ м} - 192.6 \text{ кг} \cdot 9.8 \frac{\text{М}}{\text{с}^2} \cdot 3.026 \text{ м}) \cdot 5.7}{0.96 \cdot 0.217 \cdot (1.08 \text{ м})^2 \cdot 330 \text{ МПа}} = \\ &= 1.89 \text{ мм} \end{aligned}$$

Де  $Z_A = \frac{L}{2} \cdot 0.4 = \frac{15.13 \text{ м}}{2} \cdot 0.4 = 3.026 \text{ м}$  – приймається, що САХ розташована на 40% розмаху консолі крила;

$m_{\text{кр}} = 0.4 m_{\Pi} = 0.4 \cdot 481,5 \text{ кг} = 192.6 \text{ кг}$  – 40% від маси планера (див розділ 1.1);

$n_p = 5.7$  (див. розділ 2.2);

$\sigma_p = 330 \text{ МПа}$  для поясу із алюмінієвого сплаву типу Д16Т, [3].

Оскільки товщина поясу умовного лонжерону рівна 1.89 мм, відносна товщина профілю рівна 0.217, що означає використання «товстого» профілю та максимальна швидкість польоту є відносно невеликою – 245.7 км/год, то лонжеронне крило є найефективнішою КСС (див. розділ 1.3).

Крило General Atomics MQ-1 Predator складається з двох лонжеронів (Рис. 1.12).

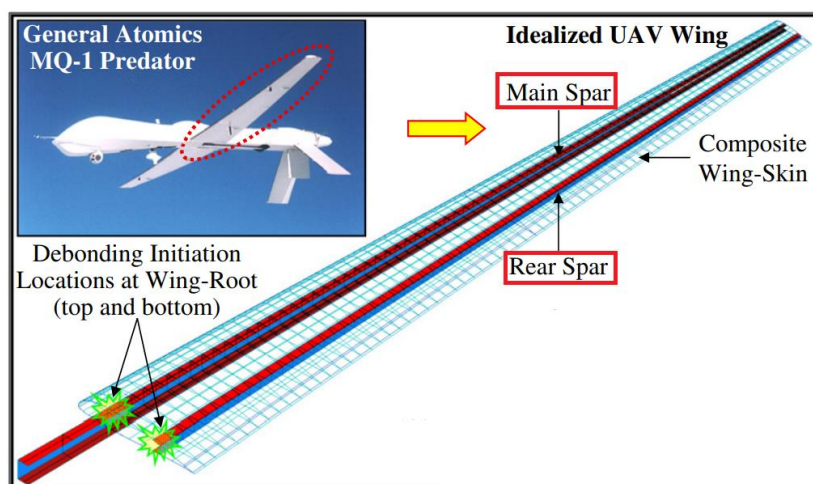


Рис. 1.12 Конструкція крила General Atomics MQ-1 Predator

З аналізу конструкції БПС аналога MQ-1 Predator знаходження геометричної моделі лонжерону буде виконуватись для двохлонжеронної схеми крила, а саме для переднього лонжерону (в прямому крилі передній лонжерон сильніше навантажений ніж задній), що виготовлений більш економічно вигідним складальним методом.

### Висновки по розділу

В розділі було розкрито питання застосування кесонної, моноблочної та лонжеронної конструктивно-силових схем крила. На основі вихідних даних вказаних в завданні дисертації було підібрано три БПС аналоги: MQ-1 Predator, Chengdu GJ-1 (Wing Loong 1) та IAI Heron Malat. Проаналізовано їхні льотно-технічні та геометричні характеристики та виведені середні значення для подальших розрахунків. Виконано оцінку КСС – лонжеронна. Крило двохлонжеронне, пряме. Дослідження виконується для переднього лонжерону. Тип лонжерону – балочний, виготовлений складанням.

## РОЗДІЛ 2 НАВАНТАЖЕННЯ КРИЛА, ПЕРЕДНЬОГО ЛОНЖЕРОНУ

### 2.1 Навантаження крила

В польоті на крило діють розподілені аеродинамічні сили (підйомна сила у вертикальній площині, сила опору в горизонтальній), прикладені безпосередньо до обшивки у вигляді сил розрідження/тиску та масові сили конструкції крила, в тому числі палива, розподілені по всьому об'єму крила. Ці сили врівноважуються реакціями в вузлах кріплення крила до фюзеляжу [1]. Зосереджені масові сили від агрегатів та вантажів, що кріпляться до крила не враховані в даній роботі. Приймається, що двигун розташований в кінці фюзеляжу згідно конструкцій ЛА аналогів (див розділ 1.4), а одним із завдань ЛА є розвідка під час якої бомби/ракети не встановлюються на підвіси крила. Навантаження крила в горизонтальній площині не враховано із за малості сил та великих моментів інерції крила в цій площині.

Розподіл вертикального аеродинамічного навантаження за розмахом крила має складний характер та обумовлюється: формою крила в плані, наявністю аеродинамічного та геометричного закручення крила, розміщення обтічників, а також режимом польоту (віраж, крен тощо) [5]. В дисертаційній роботі не буде враховуватись вплив вищезазначених факторів.

Точка прикладання аеродинамічного навантаження приймається 25% хорди профілю в розглядуваному перерізі [1]. Точка прикладання масового (маса крила та паливо) навантаження для прямого крила приймається 42% хорди профілю в розглядуваному перерізі. [1], [5]

Аеродинамічне та масове навантаження перенесуться в центр жорсткості перерізу. Центр жорсткості перерізу – це точка в площині перерізу прикладання до якої довільної сили не викликає закручування перерізу від цієї сили. Таким чином після перенесення аеродинамічного та масового навантаження в центр жорсткості згин та кручення (виникло із-за переносу), можна розглядати незалежно один від одного як окремі складові навантаження крила.

На згин крило розглядається як двохопорна балка (з опорами в вузлах кріплення крила до фюзеляжу) з консолями, навантаженими аеродинамічним та масовими (маса крила та палива) силами, що прикладені в осі жорсткості перерізу (див. Рис. 2.1).

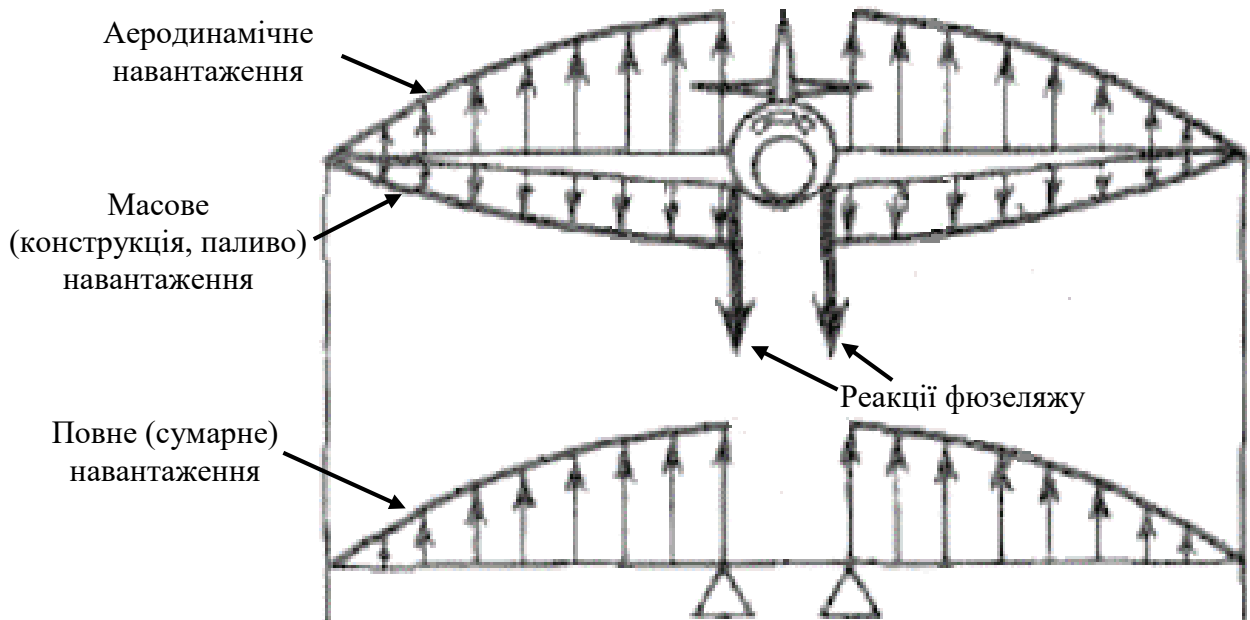


Рис. 2.1 Схема навантаження крила згином

На кручення півкрило розглядається як жорстко закріплений консольний вал (з опорою у вузлі кріплення крила до фюзеляжу), навантажений аеродинамічним та масовими (маса крила та палива) моментами відносно осі жорсткості перерізу (див. Рис. 2.2).

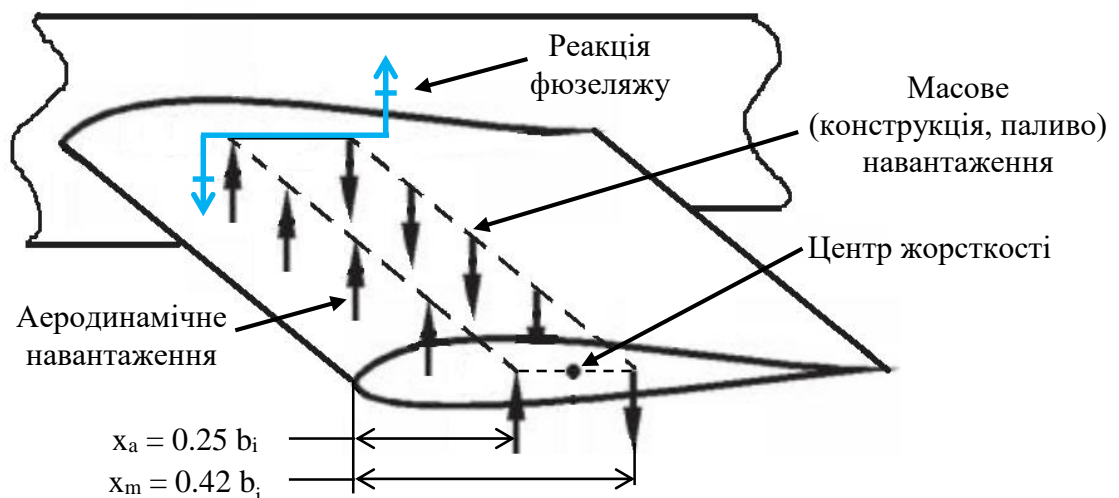


Рис. 2.2 Схема навантаження крила крученням

Отже, під час польоту крило навантажується згином і крученням, що викликає появу наступних внутрішніх силових факторів:

- Поперечна сила  $Q$ ;
- Згинальний момент  $M$ ;
- Крутним момент  $M_{кр}$ .

## 2.2 Погонне навантаження крила

Для наближених розрахунків аеродинамічне погонне навантаження в  $i$ -тому перерізі крила знаходиться за формулою [1]:

$$q_{ai} = \frac{n_p G_0}{S} b_i = \frac{n_p \cdot g \cdot m_0}{S} b_i$$

де  $b_i$  – хорда крила в  $i$ -тому перерізі;

$n_p = n_e \cdot f = 3.8 \cdot 1.5 = 5.7$  – коефіцієнт розрахункового перевантаження [1], [3];

$f = 1.5$  – коефіцієнт безпеки [1], [3], [5], [7];

$n_e$  – коефіцієнт максимального експлуатаційного перевантаження, що приймається рівним максимальному експлуатаційному маневреному навантаженню і згідно АП-23, [5], заходиться за формулою:

$$n_e = 2.1 + \frac{10890}{G + 4540} = 2.1 + \frac{10890}{1090 + 4540} = 4.03$$

де  $G = 1090$  кгс – максимальна злітна маса.

В пункті 23.337а(1), АП-23, [5], вказано, що для літаків нормальної категорії (категорія визначена в розділі 23.3, АП-23, [5]) немає потреби встановлювати  $n_e$  більше ніж 3.8. Також в АП-ОЛС, [7], в пункті 337 вказано, що експлуатаційне перевантаження не повинно бути менше ніж 3.8.

Враховуючи рекомендації наведені в [1], [3], [5], [5], [7], коефіцієнт максимального експлуатаційного перевантаження в даній роботі **приймається рівним  $n_e=3.8$** . АП-23, [5], та АП-ОЛС, [7], не є регуляторними документами для проєктування військового БПС, але ці документи описують ЛА із схожими технічними та льотними характеристиками, тому в роботі вони прийняті до розгляду.

Для наближених розрахунків масове (маса крила та палива) погонне навантаження в  $i$ -тому перерізі крила знаходиться за формулою [1]:

$$q_{mi} = \frac{n_p G_m}{S} b_i = \frac{n_p \cdot g \cdot (m_{кр} + m_{пл})}{S} b_i$$

Повне погонне навантаження в  $i$ -тому перерізі крила [1]:

$$q_i = q_{ai} - q_{mi}$$

Оскільки навантаження крила симетричне то розглядається тільки одна консоль. Крило має звуження тому розрахункова схема консолі крила представляє собою рівнобічну трапецію з основами, що є кореневою та кінцевою хордами крила  $b_0$ ,  $b_k$  (див. Таблицю 1.1) та висотою обчисленою за формулою:

$$L_k = \frac{L - w_\phi}{2} = \frac{15.13 \text{ м} - 0.82 \text{ м}}{2} = 7.15 \text{ м}$$

Розрахункова схема крила розбита на 18 перерізів із відстанню між ними  $\Delta L = L_k / 17 = 7.15 \text{ м} / 17 = 0.4206 \text{ м}$  (див. Рис. 2.3).

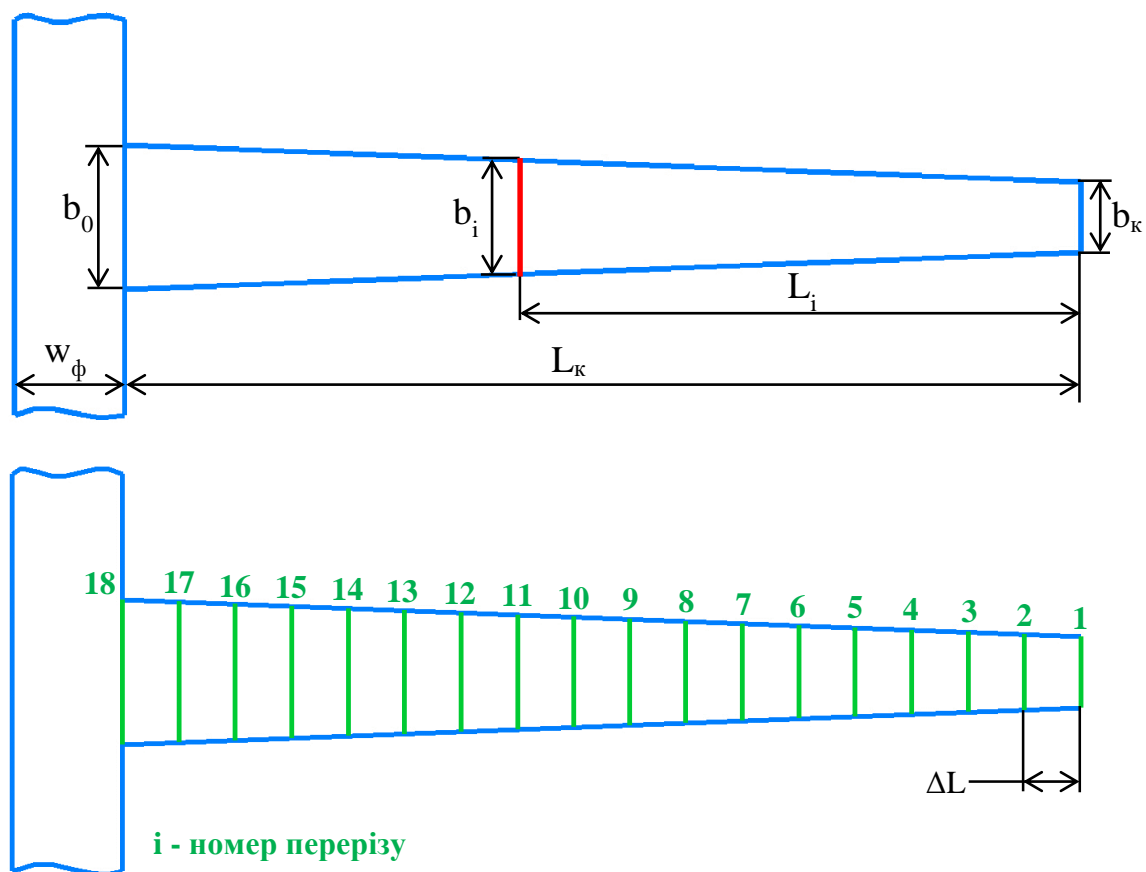


Рис. 2.3 Розрахункова схема консолі крила (вид в плані)

Величина хорди в  $i$ -тому перерізі  $b_i$  знаходиться за формулою (див. Таблицю 2.1):

$$b_i = b_k + \frac{L_i}{L_k} \cdot (b_0 - b_k)$$

Таблиця 2.1

Хорда  $b_i$  в  $i$ -тому перерізі крила

$i$	$\Delta L$ , м	$L_i$ , м	$L_k$ , м	$b_0$ , м	$b_k$ , м	$b_i$ , м
1	0.4206	0.00	7.15	1.08	0.53	0.53
2	0.4206	0.42				0.56
3	0.4206	0.84				0.59
4	0.4206	1.26				0.63
5	0.4206	1.68				0.66
6	0.4206	2.10				0.69
7	0.4206	2.52				0.72

Продовження Таблиці 2.1

i	$\Delta L$ , м	$L_i$ , м	$L_k$ , м	$b_0$ , м	$b_k$ , м	$b_i$ , м
8	0.4206	2.94	7.15	1.08	0.53	0.76
9	0.4206	3.36				0.79
10	0.4206	3.79				0.82
11	0.4206	4.21				0.85
12	0.4206	4.63				0.89
13	0.4206	5.05				0.92
14	0.4206	5.47				0.95
15	0.4206	5.89				0.98
16	0.4206	6.31				1.02
17	0.4206	6.73				1.05
18	0.4206	7.15				1.08

Аеродинамічне  $q_{ai}$ , масове  $q_{mi}$  та повне  $q_i$  погонне навантаження в  $i$ -тому перерізі крила обчислено в Таблиці 2.2.

Таблиця 2.2

Погонні навантаження  $q_{ai}$ ,  $q_{mi}$  та  $q_i$  в  $i$ -тому перерізі крила

i	$b_i$ , м	$n_p$	$g$ , м/с <sup>2</sup>	$m_0$ , кг	$m_{кр}$ , кг	$m_{пл}$ , кг	$S$ , м <sup>2</sup>	$q_{ai}$ , Н/м	$q_{mi}$ , Н/м	$q_i$ , Н/м
1	0.53	5.7	9.8	1090	192.6	418.5	12.23	2638.6	1479.3	1159.3
2	0.56							2799.7	1569.6	1230.1
3	0.59							2960.8	1659.9	1300.8
4	0.63							3121.8	1750.2	1371.6
5	0.66							3282.9	1840.5	1442.4
6	0.69							3444.0	1930.8	1513.1
7	0.72							3605.1	2021.2	1583.9
8	0.76							3766.1	2111.5	1654.7
9	0.79							3927.2	2201.8	1725.5
10	0.82							4088.3	2292.1	1796.2
11	0.85							4249.4	2382.4	1867.0
12	0.89							4410.4	2472.7	1937.8
13	0.92							4571.5	2563.0	2008.5
14	0.95							4732.6	2653.3	2079.3
15	0.98							4893.7	2743.6	2150.1
16	1.02							5054.7	2833.9	2220.8
17	1.05							5215.8	2924.2	2291.6
18	1.08							5376.9	3014.5	2362.4



Епюра повного погонного навантаження  $q_i$  крила зображена на Рис. 2.4.

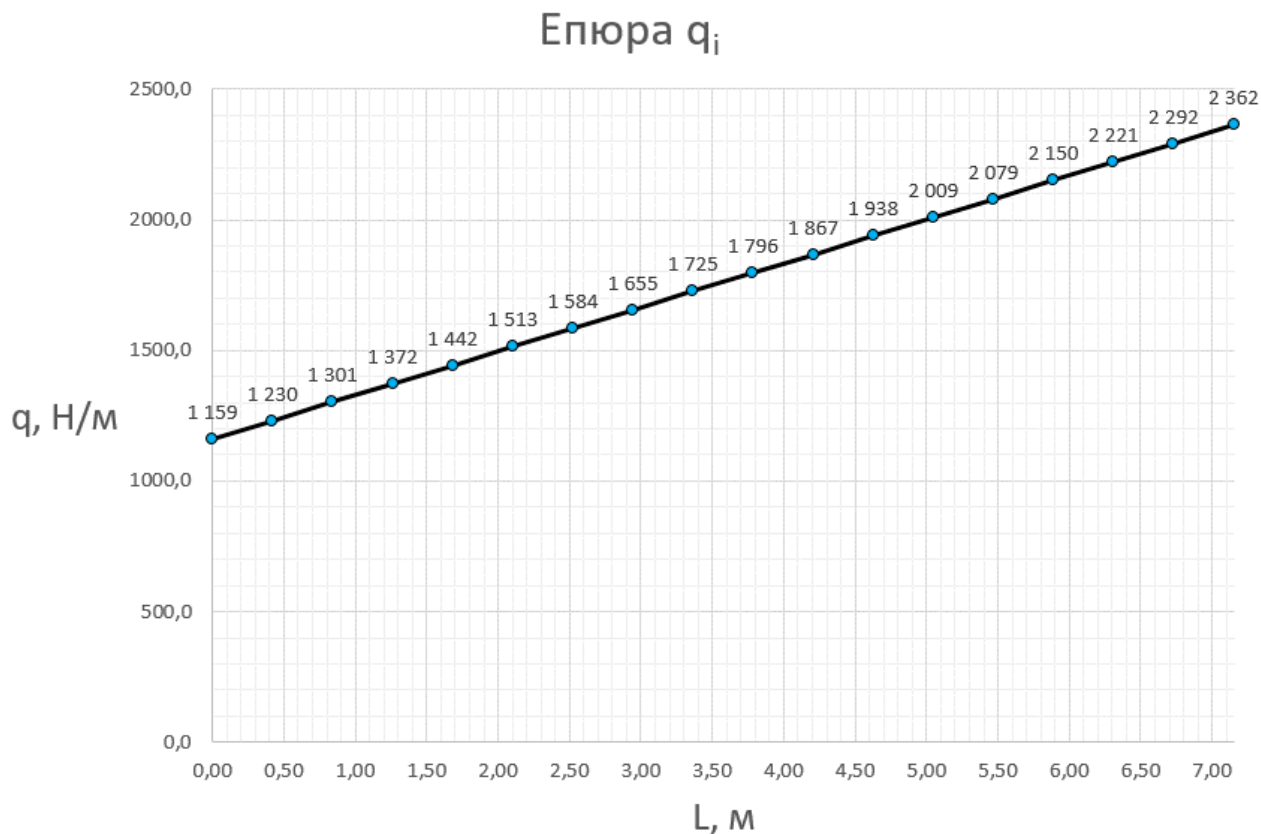


Рис. 2.4 Епюра повного погонного навантаження  $q_i$  крила

### 2.3 Поперечна сила переднього лонжерону

В лонжеронному крилі вся поперечна сила  $Q$  сприймається стінками лонжеронів (див. розділ 1.2). Поперечна сила  $Q$  розподіляється між переднім (п) і заднім (з) лонжеронами пропорційно їх жорсткостям при згині [8]:

$$\frac{Q_{\text{п}}}{Q_{\text{з}}} = \frac{E_{\text{п}} I_{\text{п}}}{E_{\text{з}} I_{\text{з}}} \tag{2.1}$$

де  $E$  – модуль Юнга матеріалу із якого зроблена стінка лонжерону;

$I$  – більший головний центральний момент інерції перерізу лонжерону.

Формула (2.1) виведена із умови рівності кутів повороту перерізів лонжеронів крила при згині (закон плоских перерізів).

Приймається, що і передній (п) і задній (з) лонжерони зроблені із одного й того ж матеріалу  $E_{\text{п}} = E_{\text{з}} = E$ . Момент інерції перерізу лонжерону складається з моменту інерції поясів, моменту інерції стінки та переносних моментів інерції поясів до нейтральної лінії. Для тонкостінних перерізів саме переносний момент інерції дає найбільший вклад в сумарний момент інерції (більше 90%) та в більшій мірі залежить від квадрату висоти лонжерону. Тому для наближеного обчислення приймаємо  $I \approx H^2$ , де  $H$  – висота лонжерону. [1], [3], [8]

Висоти переднього  $H_{\text{п}}$  і заднього  $H_{\text{з}}$  лонжеронів визначаються використовуючи характеристики профілю ЛА-аналога MQ-1 Predator (див. Рис. 1.9). Приймається, що передній (п) лонжерон розташований на 25% хорди тоді як задній (з) на 65% хорди (див. розділ 1.2).

Обчислення висот переднього  $H_{\text{п}}$  і заднього  $H_{\text{з}}$  лонжеронів виконано графічним методом із використанням пропорцій між геометричними розмірами та показано для кореневого профілю на Рис. 2.5.

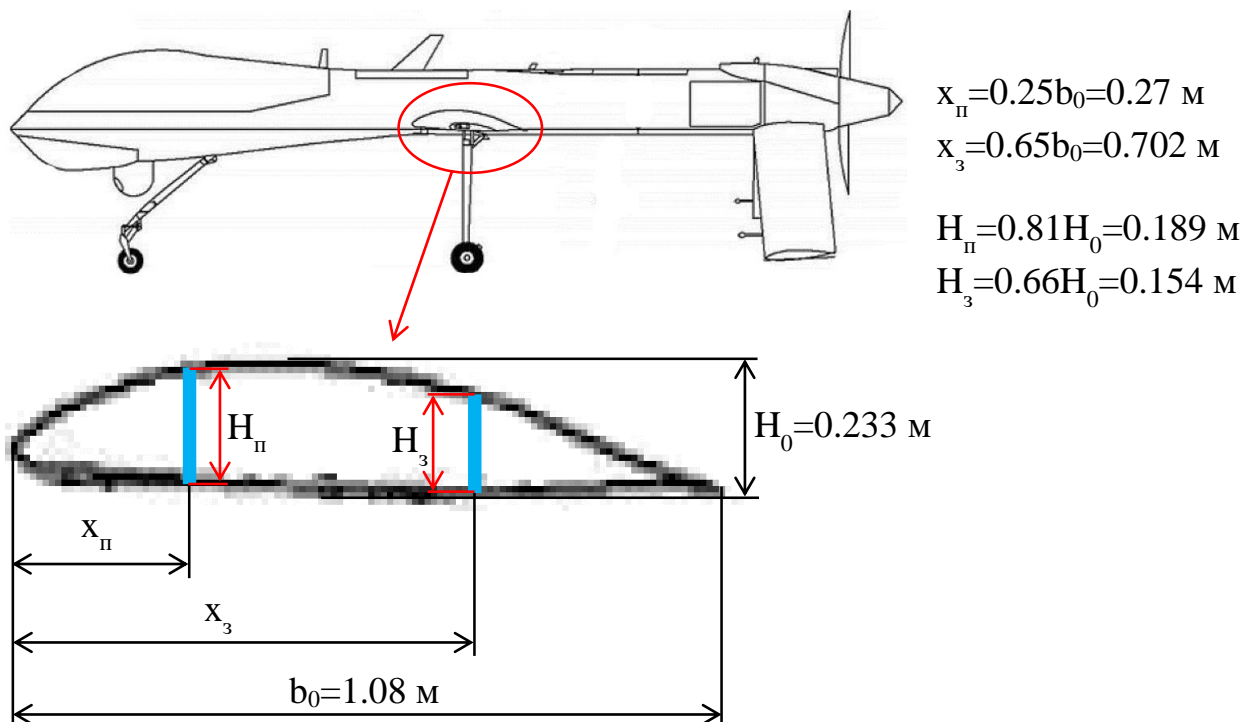


Рис. 2.5 Визначення висот переднього  $H_{\text{п}}$  і заднього  $H_{\text{з}}$  лонжеронів для кореневого профілю/перерізу крила

Враховуючи вище вказане формула (2.1) приймає вигляд:

$$\frac{Q_{\Pi}}{Q_3} = \frac{E_{\Pi} I_{\Pi}}{E_3 I_3} = \frac{E H_{\Pi}^2}{E H_3^2} = \frac{H_{\Pi}^2}{H_3^2} = \frac{(0.189 \text{ м})^2}{(0.154 \text{ м})^2} = 1.51 \quad (2.2)$$

Оскільки  $Q_{\Pi} + Q_3 = Q$ , де  $Q$  – повна поперечна сила крила то формула ((2.2) приймає вигляд:

$$\frac{Q_{\Pi}}{Q - Q_{\Pi}} = 1.51 \quad \Rightarrow \quad Q_{\Pi} = 1.51(Q - Q_{\Pi}) = \frac{1.51Q}{2.51} = 0.6Q$$

Отже, в кореновому перерізі крила передній лонжерон сприймає 60% навантаження поперечної сили  $Q$ . Приймається, що профіль крила, відносна товщина профілю та розташування переднього і заднього лонжеронів на хорді крила ( $x_{\Pi}=0.25b$ ,  $x_3=0.65b$ ) не змінюються по розмаху крила, що означає сталі значення відношення висот переднього і заднього лонжеронів, а отже в кожному перерізі крила передній лонжерон сприймає 60% навантаження поперечної сили  $Q$ .

Приріст поперечної сили в  $i$ -тому перерізі крила [1], [5]:

$$\Delta Q_i = q_i \cdot \Delta L$$

Але для  $i=1$  перерізу крила:

$$\Delta Q_1 = q_1 \cdot \frac{1}{2} \Delta L$$

Величина поперечної сили в  $i$ -тому перерізі крила  $Q_{i\_кр}$ :

$$Q_{i\_кр} = \sum_{i=1}^i \Delta Q_i$$

Величина поперечної сили в і-тому перерізі переднього лонжерону  $Q_i$ :

$$Q_i = 0.6 \cdot Q_{i\_кр}$$

Поперечну силу в і-тому перерізі переднього лонжерону  $Q_i$  обчислено в Таблиці 2.3.

Таблиця 2.3

Поперечна сила в і-тому перерізі переднього лонжерону  $Q_i$

i	$L_i$ , м	$q_i$ , Н/м	$\Delta L$ , м	$\Delta Q_i$ , Н	$Q_{i\_кр}$ , Н	$Q_i$ , Н
1	0.00	1159.3	0.4206	243.8	243.8	146.3
2	0.42	1230.1	0.4206	517.4	761.2	456.7
3	0.84	1300.8	0.4206	547.1	1308.3	785.0
4	1.26	1371.6	0.4206	576.9	1885.2	1131.1
5	1.68	1442.4	0.4206	606.7	2491.9	1495.1
6	2.10	1513.1	0.4206	636.4	3128.3	1877.0
7	2.52	1583.9	0.4206	666.2	3794.5	2276.7
8	2.94	1654.7	0.4206	696.0	4490.4	2694.3
9	3.36	1725.5	0.4206	725.7	5216.2	3129.7
10	3.79	1796.2	0.4206	755.5	5971.7	3583.0
11	4.21	1867.0	0.4206	785.3	6756.9	4054.1
12	4.63	1937.8	0.4206	815.0	7571.9	4543.2
13	5.05	2008.5	0.4206	844.8	8416.7	5050.0
14	5.47	2079.3	0.4206	874.6	9291.3	5574.8
15	5.89	2150.1	0.4206	904.3	10195.6	6117.4
16	6.31	2220.8	0.4206	934.1	11129.7	6677.8
17	6.73	2291.6	0.4206	963.9	12093.5	7256.1
18	7.15	2362.4	0.4206	993.6	13087.2	7852.3

Епюра поперечної сили переднього лонжерону  $Q_i$  зображена на Рис. 2.6.

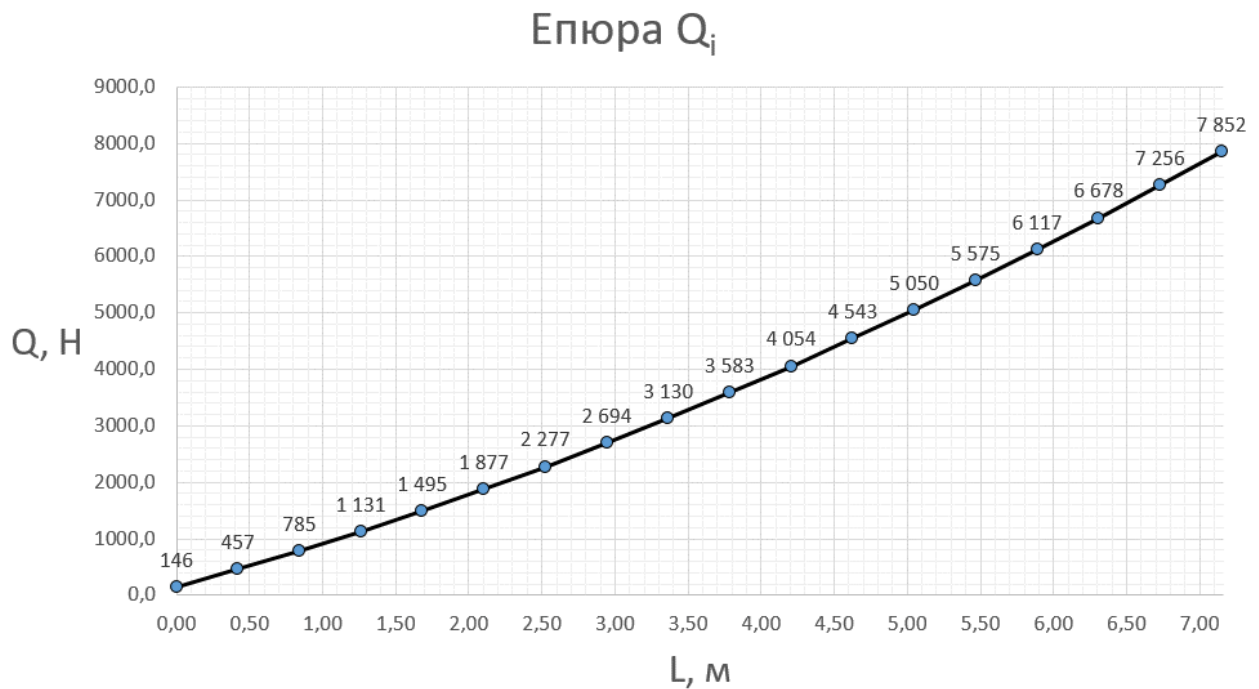


Рис. 2.6 Епюра поперечної сили переднього лонжерону  $Q_i$

## 2.4 Згинальний момент переднього лонжерону

В лонжеронному крилі весь згинальний момент  $M$  сприймається лонжеронами (див. розділ 1.2). Згинальний момент  $M$  розподіляється між переднім (п) і заднім (з) лонжеронами пропорційно їх жорсткостям при згині [8]:

$$\frac{M_{\text{п}}}{M_{\text{з}}} = \frac{E_{\text{п}} I_{\text{п}}}{E_{\text{з}} I_{\text{з}}}$$

Як було показано в розділі 2.3 передній лонжерон сприймає 60% поперечної сили  $Q$ . Оскільки згинальний момент  $M$  розподіляється між лонжеронами пропорційно їх жорсткостям по тій самій методології то приймається, що передній лонжерон також сприймає 60% згинального моменту без доведення.

Приріст згинального моменту в  $i$ -тому перерізі лонжерону [1], [5]:

$$\Delta M_i = Q_i \cdot \Delta L$$

Але для  $i=1$  перерізу крила:

$$\Delta M_1 = Q_1 \cdot \frac{1}{2} \Delta L$$

Величина згинального моменту в  $i$ -тому перерізі переднього лонжерону  $M_i$ :

$$M_i = \sum_{i=1}^i \Delta M_i$$

Згинальний момент в  $i$ -тому перерізі переднього лонжерону  $M_i$  обчислено в Таблиці 2.4.

Таблиця 2.4

Згинальний момент в  $i$ -тому перерізі переднього лонжерону  $M_i$

$i$	$L_i, \text{ м}$	$\Delta L, \text{ м}$	$Q_i, \text{ Н}$	$\Delta M_i, \text{ Н}\cdot\text{м}$	$M_i, \text{ Н}\cdot\text{м}$
1	0.00	0.4206	146.3	30.8	30.8
2	0.42	0.4206	456.7	192.1	222.9
3	0.84	0.4206	785.0	330.2	553.0
4	1.26	0.4206	1131.1	475.7	1028.8
5	1.68	0.4206	1495.1	628.8	1657.6
6	2.10	0.4206	1877.0	789.5	2447.1
7	2.52	0.4206	2276.7	957.6	3404.6
8	2.94	0.4206	2694.3	1133.2	4537.8
9	3.36	0.4206	3129.7	1316.4	5854.2
10	3.79	0.4206	3583.0	1507.0	7361.2
11	4.21	0.4206	4054.1	1705.2	9066.4
12	4.63	0.4206	4543.2	1910.9	10977.2
13	5.05	0.4206	5050.0	2124.0	13101.3
14	5.47	0.4206	5574.8	2344.7	15446.0
15	5.89	0.4206	6117.4	2573.0	18019.0
16	6.31	0.4206	6677.8	2808.7	20827.7
17	6.73	0.4206	7256.1	3051.9	23879.6
18	7.15	0.4206	7852.3	3302.7	27182.3

Епюра згинального моменту переднього лонжерону  $M_i$  зображена на Рис. 2.7.

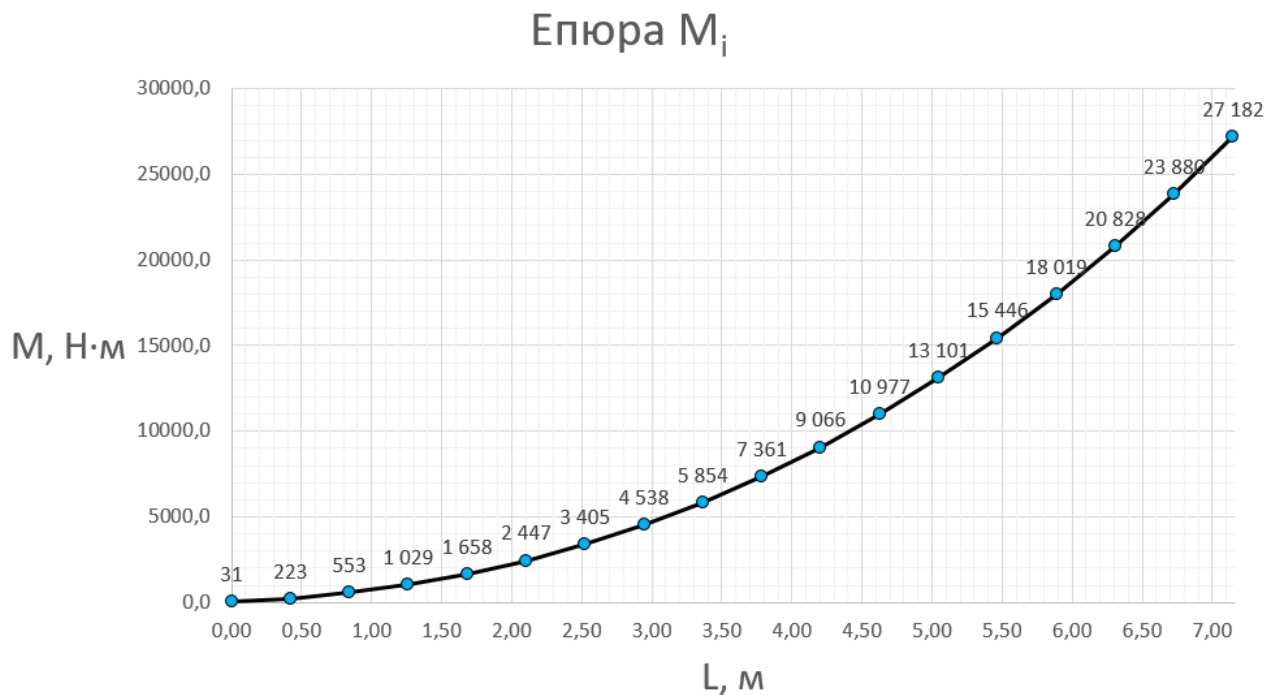


Рис. 2.7 Епюра згинального моменту переднього лонжерону  $M_i$

## 2.5 Крутний момент крила

Аеродинамічне та масове навантаження створюють крутний момент відносно осі жорсткості перерізу.

Центр жорсткості перерізу двохлонжеронного крила знаходиться за формулою [5]:

$$x_{цж} = \frac{H_{\Pi}^2 \cdot x_{\Pi} + H_3^2 \cdot x_3}{H_{\Pi}^2 + H_3^2} \quad (2.3)$$

де  $x_{\Pi}=0.25b_i$ ,  $x_3=0.65b_i$ ,  $H_{\Pi}=0.81H_i$ ,  $H_3=0.66H_i$  (див Рис. 2.5).

Підставивши вище вказані значення в формулу (2.3) отримуємо:

$$\begin{aligned}x_{\text{цж}} &= \frac{0.81^2 H_i^2 \cdot 0.25 b_i + 0.66^2 H_i^2 \cdot 0.65 b_i}{0.81^2 H_i^2 + 0.66^2 H_i^2} = b_i \frac{H_i^2}{H_i^2} \cdot \left( \frac{0.81^2 \cdot 0.25 + 0.66^2 \cdot 0.65}{0.81^2 + 0.66^2} \right) \\ &= 0.41 b_i\end{aligned}$$

Залежність центра жорсткості від довжини хорди зберігається однаковою по розмаху консолі крила оскільки профіль крила, відносна товщина профілю та розташування переднього і заднього лонжеронів на хорді крила ( $x_{\text{п}}=0.25b$ ,  $x_{\text{з}}=0.65b$ ) не змінюються по розмаху крила, що означає сталі значення відношення висот переднього і заднього лонжеронів.

Погонний крутний момент в  $i$ -тому перерізі крила [1], [3]:

$$m_i = q_{ai}(x_{\text{цж}} - x_a) + q_{mi}(x_m - x_{\text{цж}})$$

Приріст крутного моменту в  $i$ -тому перерізі крила:

$$\Delta M_{\text{кр}i} = m_i \cdot \Delta L$$

Але для  $i=1$  перерізу крила:

$$\Delta M_{\text{кр}i} = m_i \cdot \frac{\Delta L}{2}$$

Величина крутного моменту в  $i$ -тому перерізі крила  $M_{\text{кр}i}$ :

$$M_{\text{кр}i} = \sum_{i=1}^i \Delta M_{\text{кр}i}$$

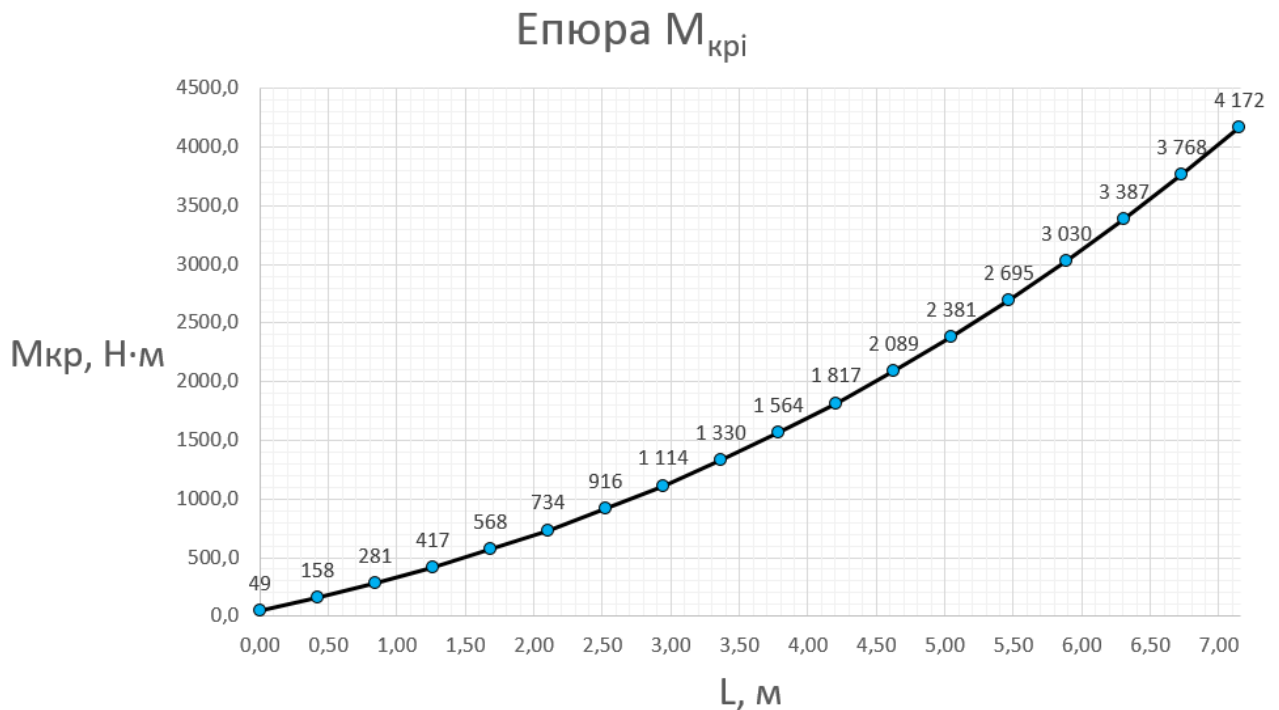
Крутний момент в  $i$ -тому перерізі крила  $M_{\text{кр}i}$  обчислено в Таблиці 2.5.



Крутний момент в і-тому перерізі крила  $M_{\text{кри}}$ 

$i$	$L_i, \text{ м}$	$\Delta L, \text{ м}$	$b_i, \text{ м}$	$q_{ai}, \text{ Н/м}$	$q_{mi}, \text{ Н/м}$	$x_{\text{цж}}, \text{ м}$	$x_a, \text{ м}$	$x_m, \text{ м}$	$m_i, \text{ Н}$	$\Delta M_{\text{кри}}, \text{ Н}\cdot\text{м}$	$M_{\text{кри}}, \text{ Н}\cdot\text{м}$
1	0.00	0.4206	0.53	2638.6	1479.3	0.22	0.13	0.22	231.6	48.7	48.7
2	0.42	0.4206	0.56	2799.7	1569.6	0.23	0.14	0.24	260.7	109.7	158.4
3	0.84	0.4206	0.59	2960.8	1659.9	0.24	0.15	0.25	291.6	122.6	281.0
4	1.26	0.4206	0.63	3121.8	1750.2	0.26	0.16	0.26	324.2	136.4	417.4
5	1.68	0.4206	0.66	3282.9	1840.5	0.27	0.16	0.28	358.5	150.8	568.2
6	2.10	0.4206	0.69	3444.0	1930.8	0.28	0.17	0.29	394.5	165.9	734.1
7	2.52	0.4206	0.72	3605.1	2021.2	0.30	0.18	0.30	432.3	181.8	915.9
8	2.94	0.4206	0.76	3766.1	2111.5	0.31	0.19	0.32	471.8	198.4	1114.4
9	3.36	0.4206	0.79	3927.2	2201.8	0.32	0.20	0.33	513.0	215.8	1330.2
10	3.79	0.4206	0.82	4088.3	2292.1	0.34	0.21	0.34	556.0	233.8	1564.0
11	4.21	0.4206	0.85	4249.4	2382.4	0.35	0.21	0.36	600.7	252.6	1816.6
12	4.63	0.4206	0.89	4410.4	2472.7	0.36	0.22	0.37	647.1	272.2	2088.8
13	5.05	0.4206	0.92	4571.5	2563.0	0.38	0.23	0.39	695.2	292.4	2381.2
14	5.47	0.4206	0.95	4732.6	2653.3	0.39	0.24	0.40	745.0	313.4	2694.5
15	5.89	0.4206	0.98	4893.7	2743.6	0.40	0.25	0.41	796.6	335.1	3029.6
16	6.31	0.4206	1.02	5054.7	2833.9	0.42	0.25	0.43	849.9	357.5	3387.1
17	6.73	0.4206	1.05	5215.8	2924.2	0.43	0.26	0.44	904.9	380.6	3767.7
18	7.15	0.4206	1.08	5376.9	3014.5	0.44	0.27	0.45	961.7	404.5	4172.2

Епюра крутного моменту крила  $M_{\text{кри}}$  зображена на Рис. 2.8.

Рис. 2.8 Епюра крутного моменту крила  $M_{\text{кри}}$

## Висновки по розділу

Під час польоту на крило діють аеродинамічні та масові (маса крила та палива) навантаження. Крило навантажується згином і крученням, в ньому виникають наступні силові фактори: поперечна сила  $Q$ , згинальний момент  $M$ , крутний момент  $M_{кр}$ . Максимальне розрахункове перевантаження  $n_p=5.7$ , що включає коефіцієнт максимального експлуатаційного перевантаження  $n_e=3.8$  та коефіцієнт безпеки  $f=1.5$ . Передній лонжерон сприймає 60% навантаження поперечної сили  $Q$  та згинального моменту  $M$  крила. Отримані епюри навантажень переднього лонжерону поперечною силою  $Q$  та згинальним моментом  $M$ , та епюра навантажень крила крутним моментом  $M_{кр}$ .

## РОЗДІЛ 3 МАТЕРІАЛ ЛОНЖЕРОНУ

### 3.1 Вибір матеріалу для поясів та стінки

Під час польоту основне навантаження лонжерону – згин. Під час згину верхній пояс навантажується стиском, а нижній – розтягом. Оскільки ЛА розрахований на велику кількість циклів польоту лонжерон піддається циклічним навантаженням, що в свою чергу викликають втому матеріалу. Пластичні матеріали краще переносять втомні навантаження ніж крихкі за рахунок руху дислокацій та вирівнюванню навантажень в зоні дефектів матеріалу, але пластичні матеріали в той же час мають меншу міцність.

Сплави алюмінію є найбільш розповсюдженим матеріалом для основних силових елементів літака. [9], [10]

Обраний матеріал лонжерону – алюміній.

Оскільки для верхнього поясу і стінки актуальна втрата стійкості то важливо мати якомога більші значення механічних характеристик матеріалу. Тоді як для нижнього поясу, що навантажується розтягом і для якого втрата стійкості не актуальна, забезпечити міцність і жорсткість набагато простіше то доцільно використати менш міцний матеріал (з меншими механічними характеристиками), але більш пластичний для ефективної протидії втомному руйнуванню. [9], [10]

Матеріал нижнього поясу – Алюміній 2024-Т3. [9]

Матеріал верхнього поясу та стінки – Алюміній 7075-Т6. [9]

### 3.2 Механічні характеристики Алюмінію 2024-Т3

Алюміній 2024 – це високоміцний алюмінієвий сплав, особливістю якого є хороші показники опору втомному руйнуванню завдяки великій пластичності (максимальна залишкова деформація може досягати 12-15%). Цей сплав складається з алюмінію (понад 90%) та міді (близько 3,8-4,9%) як основний

легуючий елемент. Сплав добре піддається корозії, тому для захисту він покривається захисними покриттями. Сплав 2024 добре піддається обробці, включаючи ковку, прокатку, свердління та фрезерування.

2024-T3 це варіант сплаву 2024, який піддається тепловій обробці при температурі 475 °C, утримується декілька годин та повільно охолоджується.

Нижній пояс сформовано з двох елементів листового матеріалу зігнутих в L-переріз та покритих антикорозійним покриттям (див. розділ РОЗДІЛ 4).

Механічні характеристики Алюмінію 2024-T3 (clad sheet) отримано з [11] та показано на Рис. 3.1.

**Table 3.2.3.0(e). Design Mechanical and Physical Properties of Clad 2024 Aluminum Alloy Sheet and Plate**

Specification	AMS-QQ-A-250/5																	
Form	Flat sheet and plate																	
Temper	T3								T351									
Thickness, in.	0.008-0.009		0.010-0.062		0.063-0.128		0.129-0.249		0.250-0.499		0.500-1.000 <sup>a</sup>		1.001-1.500 <sup>a</sup>		1.501-2.000 <sup>a</sup>		2.001-3.000 <sup>a</sup>	
Basis	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B
<b>Mechanical Properties:</b>																		
$F_{br}$ , ksi:																		
L	59	60	60	61	62	63	63	64	62	64	61	63	60	62	60	62	58	60
LT	58	59	59	60	61	62	62	63	62	64	61	63	60	62	60	62	58	60
ST	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	52 <sup>b</sup>	54 <sup>b</sup>
$F_{br}^c$ , ksi:																		
L	44	45	44	45	45	47	45	47	46	48	45	48	45	48	45	47	44	46
LT	39	40	39	40	40	42	40	42	40	42	40	42	40	42	40	42	40	42
ST	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	38 <sup>b</sup>	40 <sup>b</sup>
$F_{0.2}$ , ksi:																		
L	36	37	36	37	37	39	37	39	37	39	37	39	37	39	36	38	35	37
LT	42	43	42	43	43	45	43	45	43	45	42	45	42	44	42	44	41	43
ST	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	46	48
$F_{br}^c$ , ksi:																		
(e/D = 1.5)	96	97	97	99	101	102	102	104	94	97	92	95	91	94	91	94	88	91
(e/D = 2.0)	119	121	121	123	125	127	127	129	115	119	113	117	111	115	111	115	107	111
$F_{br}^c$ , ksi:																		
(e/D = 1.5)	68	70	68	70	70	73	70	73	69	72	69	72	69	72	69	72	69	72
(e/D = 2.0)	82	84	82	84	84	88	84	88	82	86	82	86	82	86	82	86	82	86
e, percent (S-basis):																		
LT	10	...	d	...	15	...	15	...	12	...	8	...	7	...	6	...	4	...
$E$ , 10 <sup>3</sup> ksi:																		
Primary	10.5								10.7									
Secondary	9.5				10.0				10.2									
$E_c$ , 10 <sup>3</sup> ksi:																		
Primary	10.7								10.9									
Secondary	9.7				10.2				10.4									
$G$ , 10 <sup>3</sup> ksi	...																	
$\mu$	0.33																	
<b>Physical Properties:</b>																		
$\omega$ , lb/in. <sup>3</sup>	0.100																	
C, K, and $\alpha$	...																	

a These values, except in the ST direction, have been adjusted to represent the average properties across the whole section, including the 2-1/2 percent nominal cladding.  
b Caution: This specific alloy, temper, and product form exhibits poor stress-corrosion cracking resistance in this grain direction. It corresponds to an SCC resistance as indicated in Table 3.1.2.3.1(a).  
c Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1. See Table 3.1.2.1.1.  
d See Table 3.2.3.0(f).

Рис. 3.1 Механічні характеристики Алюмінію 2024-T3 (clad sheet), [11]

Механічні характеристики визначені для товщини листа 0.010-0.062 inch консервативно (товщина 0.008-0.009 inch не актуальна для отриманої моделі лонжерону) по базису В оскільки передача навантаження багатошляхова по напрямку навантажень/деформацій вздовж волокон матеріалу - L.

### **3.3 Механічні характеристики Алюмінію 7075-T6**

Алюміній 7075 – це високоміцний алюмінієвий сплав, особливістю якого є високі значення механічних характеристик на розтяг/зсув (напруження руйнування розтягу  $\sigma_B$  може досягати 260 МПа). Цей сплав складається з алюмінію (близько 90.7%), основного легуючого елемента – цинку (близько 5.6%), магнію (близько 2.5%) та міді (близько 1.6%). Сплав добре опирається корозії. 7075 добре піддається обробці, включаючи ковку, прокатку, свердління та фрезерування.

7075-T6 це варіант сплаву 7075, який піддається тепловій обробці при температурі 470-510 °С, утримується декілька годин та поступово охолоджується.

Верхній пояс сформовано з двох елементів листового матеріалу зігнутих в L-переріз та покритих антикорозійним покриттям (див. розділ РОЗДІЛ 4)

Стінку виготовлено із листового матеріалу покритого антикорозійним покриттям (див. розділ РОЗДІЛ 4).

Механічні характеристики Алюмінію 7075-T6 (clad sheet) отримано з [11] та показано на Рис. 3.2.

**Table 3.7.6.0(c<sub>2</sub>). Design Mechanical and Physical Properties of Clad 7075 Aluminum Alloy Sheet—Continued**

Specification Form Temper Thickness, in. Basis	AMS-QQ-A-250/13									
	Sheet									
	T6 and T62 <sup>a</sup>									
	0.008-0.011	0.012-0.039		0.040-0.062		0.063-0.187		0.188-0.249		
	S	A	B	A	B	A	B	A	B	
<b>Mechanical Properties:</b>										
$F_{tu}$ , ksi:										
L	...	70	74	71	75	73	77	75	77	
LT	68	70 <sup>b</sup>	74	71	75	73 <sup>c</sup>	77	75	77	
$F_{ty}$ , ksi:										
L	...	62	65	63	66	65	69	66	68	
LT	58	60	63	61	64	63 <sup>d</sup>	67	64	66	
$F_{cy}$ , ksi:										
L	...	61	64	62	65	64	68	65	67	
LT	...	64	67	65	68	67	71	68	70	
$F_{su}$ , ksi	...	42	44	42	45	44	46	45	46	
$F_{bu}$ <sup>e</sup> , ksi:										
(e/D = 1.5)	...	108	115	110	116	113	119	116	119	
(e/D = 2.0)	...	140	148	142	150	146	154	150	154	
$F_{by}$ <sup>e</sup> , ksi:										
(e/D = 1.5)	...	90	94	91	96	94	100	96	99	
(e/D = 2.0)	...	105	110	106	112	110	117	112	115	
$e$ , percent (S-basis):										
LT	5	7	...	8	...	8	...	8	...	
$E$ , 10 <sup>3</sup> ksi:										
Primary		10.3				10.3		10.3		
Secondary		9.5				9.8		10.0		
$E_c$ , 10 <sup>3</sup> ksi:										
Primary		10.5				10.5		10.5		
Secondary		9.7				10.0		10.2		
$G$ , 10 <sup>3</sup> ksi		...				...		...		
$\mu$		0.33				0.33		0.33		
<b>Physical Properties:</b>										
$\omega$ , lb/in. <sup>3</sup>		0.101								
$C$ , $K$ , and $\alpha$		...								

a Design allowables were based upon data obtained from testing T6 temper sheet and from testing samples of sheet, supplied in the O or F temper, which were heat treated to demonstrate response to heat treatment by suppliers. Properties obtained may be lower than those listed if the material has been formed or otherwise cold worked, particularly in the annealed temper, prior to solution heat treatment.

b S-Basis. The rounded  $T_{90}$  value is 71 ksi.

c S-Basis. The rounded  $T_{90}$  value is 75 ksi.

d S-Basis. The rounded  $T_{90}$  value is 64 ksi.

e Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1.

Рис. 3.2 Механічні характеристики Алюмінію 7075-Т6 (clad sheet), [11]

Механічні характеристики визначені для товщини листа 0.012-0.039 inch консервативно (товщина 0.008-0.011 inch не актуальна для отриманої моделі

лонжерону) по базису В оскільки передача навантаження багатошляхова по напрямку навантажень/деформацій вздовж волокон матеріалу - L.

### 3.4 Вплив температури

Механічні характеристики показані на Рис. 3.1 і Рис. 3.2 виведені для кімнатної температури: 80 °F, 26.7 °C, 299.8 K. [11]

При збільшенні температури навколишнього середовища механічні характеристики матеріалів знижуються, а при зменшенні температури – підвищуються. [11]

Під час польоту конструкція літака піддається нагріву із-за дії [1]:

- Силової установки;
- Аеродинамічного нагріву (тертя повітряного потоку об обшивку);
- Прямого сонячного впливу.

Згідно конструкції ЛА-аналогів силова установка розміщується в кінці фюзеляжу тому ніяк не впливає на нагрів лонжерону. Прямий сонячний вплив не є критичним та не враховується в даній роботі.

Температуру аеродинамічного нагріву для обшивки наближено визначено за формулою [1]:

$$T_{об} = T_H(1 + 0.18M^2) = 288.15 \text{ K} \cdot (1 + 0.18 \cdot 0.22^2) = 290.7 \text{ K}$$

де  $T_H = 288.15 \text{ K}$  – температура повітря на висоті 0 м від рівня моря для стандартної атмосфери;

$$M = \frac{V_{max}}{a} = \frac{245.7 \text{ км/год}}{1124.3 \text{ км/год}} = 0.22 \text{ – максимальне число Маха польоту;}$$

$a = 1124.3 \text{ км/год}$  – швидкість звуку на висоті 7000 метрів від рівня моря для стандартної атмосфери.

Видно, що нагрів обшивки не перевищує 291 Кельвіна, а отже нагрів лонжерону не є критичним і механічні характеристики показані на Рис. 3.1 і Рис. 3.2 дійсні для аналізу без уведення температурних коефіцієнтів.

### **Висновки по розділу**

Вибраний матеріал елементів лонжерону – алюміній. Матеріал нижнього поясу – алюміній 2024-T3, що виготовляється у вигляді листа з антикорозійним покриттям (clad sheet/plate). Матеріал верхнього поясу – алюміній 7075-T6, що виготовляється у вигляді листа з антикорозійним покриттям (clad sheet/plate). Матеріал стінки – алюміній 7075-T6, що виготовляється у вигляді листа з антикорозійним покриттям (clad sheet/plate). Нагрів лонжерону не актуальний, температурні коефіцієнти для коригування механічних характеристик не застосовуються.



## РОЗДІЛ 4 ГЕОМЕТРИЧНА ТА МАСОВА МОДЕЛІ ЛОНЖЕРОНУ

### 4.1 Геометрична модель лонжерону

Розмах лонжерону  $L_k = 7.15$  м (див. розділ 2.2). Коренева висота профілю  $H_0 = 0.233$  м, кінцева хорда крила  $b_k = 0.53$  м, а відносна товщина профілю не змінюється по розмаху та рівна  $\bar{c} = 0.217$  (див. Таблицю 1.1). Висота переднього лонжерону дорівнює 81% від висоти профілю в розглядуваному перерізі (див. Рис. 2.5). Це відношення не змінюється по розмаху крила (див. розділ 2.3).

Коренева висота лонжерону:

$$H_{л0} = H_0 \cdot 0.81 = 0.189 \text{ м}$$

Кінцева висота лонжерону:

$$H_{лк} = b_k \cdot \bar{c} \cdot 0.81 = 0.53 \text{ м} \cdot 0.217 \cdot 0.81 = 0.093 \text{ м}$$

Висота лонжерону по розмаху змінюється лінійно оскільки лінійно зменшується хорда крила, а відносна товщина профілю та відсоток навантаження переднього лонжерону сталі по розмаху.

Тип лонжерону, що проектується – балочний, виготовлений складальним методом (див. розділ 1.4). Виділено чотири типи елементів складального лонжерону, що є різними деталями та з'єднуються за допомогою кріплення:

- Стінка;
- Верхній пояс;
- Нижній пояс;
- Стійка.

Оскільки ЛА має відносно низьку швидкість польоту (140 км/год див. Таблицю 1.1) та злітну масу (1090 кг див. Таблицю 1.1) припускається, що

лонжерон навантажений відносно не великими зусиллями, а отже площа верхнього і нижнього фланця є малою, що дозволяє використовувати гнучий листовий матеріал для формування поясів лонжерону (див. Рис. 4.1).

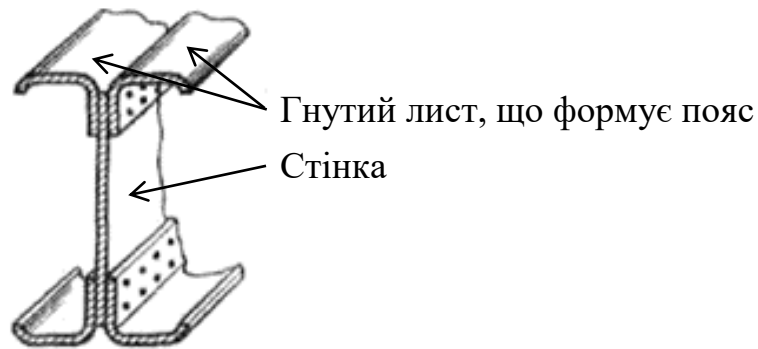


Рис. 4.1 Будова лонжерону

Товщина листового матеріалу не повинна перевищувати 0.25 inch (див. Додаток А для конвертації одиниць вимірювання). Якщо товщина буде більше – матеріал буде важче піддаватись згинанню для утворення гнутого профілю. Використання листового матеріалу для формування поясів лонжерону є більш технологічним та економним рішенням оскільки не вимагає затрат для формування профілю або матриці при прокатному методі виготовлення поясів.

Стінка виготовляється із набору секцій листового матеріалу з різною товщиною (див Рис. 4.2). Секція – це лист, що розташований між стійками. Коренева та кінцева висоти секції визначаються із висоти лонжерона в розглядуваному перерізі. Товщина секції визначається із умови міцності (див. РОЗДІЛ 5 і РОЗДІЛ 6). Оскільки з технологічної точки зору доволі складно змінювати товщину листа по довжині приймається, що товщина секції стала по розмаху. Секції між собою можуть відрізнятися товщинами оскільки виготовлені з окремих листів різної товщини.

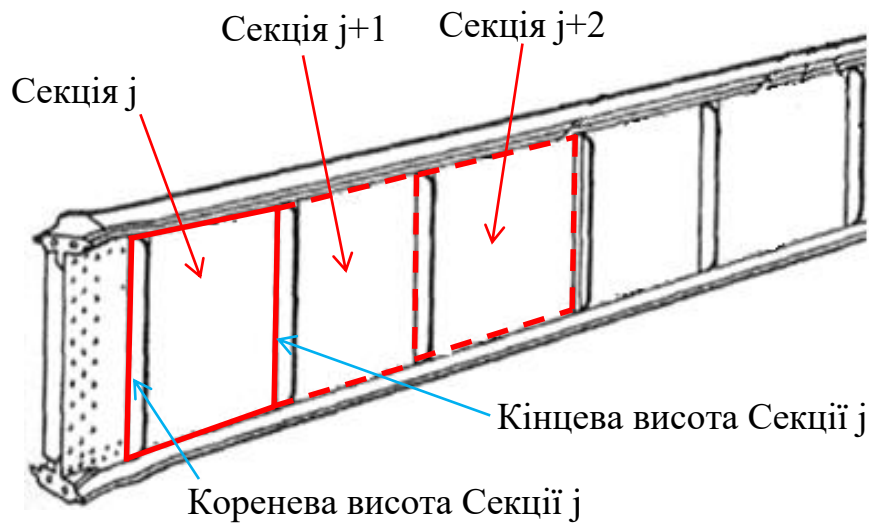


Рис. 4.2 Секція стінки

Верхній пояс виготовляється із набору секцій утвореними комбінацією двох однакових листів, що складаються симетрично (див Рис. 4.1). Секція – це частина поясу, що розташований між стійками. Коренева та кінцева ширини секції, товщина листів секції визначаються із умови міцності (див. РОЗДІЛ 5 і РОЗДІЛ 6). Оскільки з технологічної точки зору доволі складно змінювати товщину листа по довжині приймається, що товщина листів секції стала по розмаху. Секції між собою можуть відрізнятися товщинами оскільки виготовлені з окремих листів різної товщини. Зменшення ширини секції від кореневої ширини до кінцевої ширини відбувається за лінійним законом.

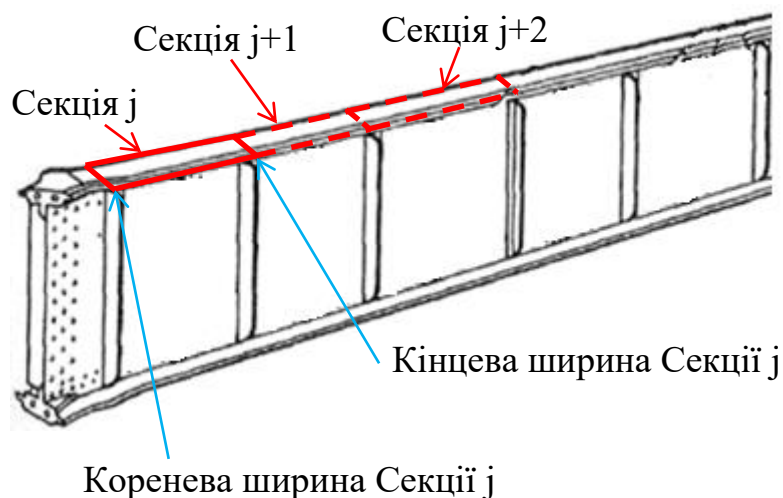


Рис. 4.3 Секція верхнього поясу

Нижній пояс виготовляється аналогічно до верхнього поясу.

Стійка виготовляється комбінацією із двох однакових гнутих листових матеріалів, які встановлюються симетрично з двох боків стінки. Стійка ділить стінку та пояси на секції. Кількість стійок визначається із умови міцності (див. РОЗДІЛ 5 і РОЗДІЛ 6). Відстань між стійками приймається однаковою по розмаху лонжерона. Товщина стійки приймається рівною половині товщини стінки в розглядуваному перерізі. Ширина стійки приймається рівною ширині поясу в розглядуваному перерізі. Довжина стійки приймається рівною половині ширини поясу в розглядуваному перерізі.

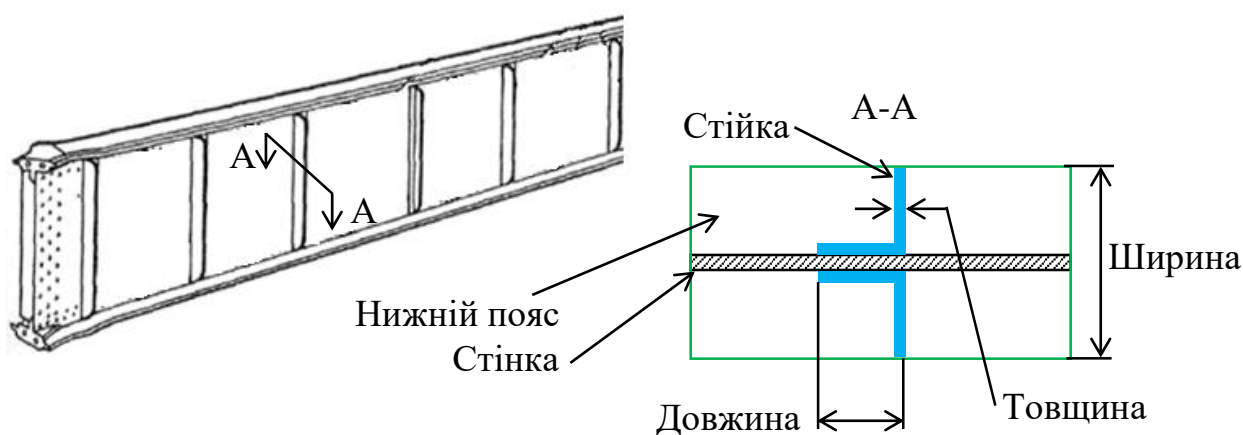


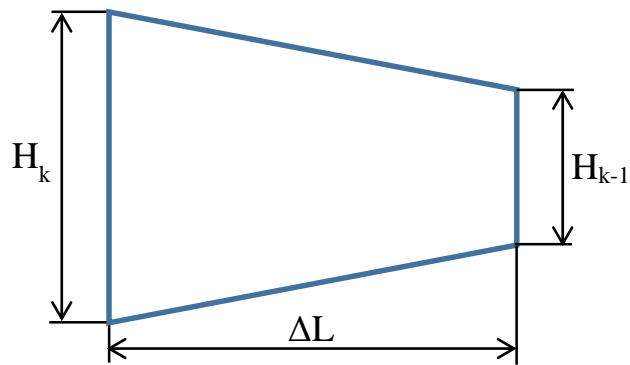
Рис. 4.4 Геометрія стійки

Секції стінок, верхніх поясів, нижніх поясів з'єднуються в перерізах розташування стійок за допомогою заклепкових швів. Для компенсації різниці у товщинах поясів і стінок двох з'єднувальних секцій використовуються прокладки зроблені зі листового матеріалу.

#### 4.2 Масова модель лонжерону

Для опису масової моделі лонжерону визначено перерізи  $k$ , що детально описані в розділі 5.1 та на Рис. 5.2.

Об'єм секції стінки знаходиться згідно Рис. 4.5.



$$V_{wk} = \frac{H_{k-1} + H_k}{2} \cdot \Delta L \cdot t_w$$

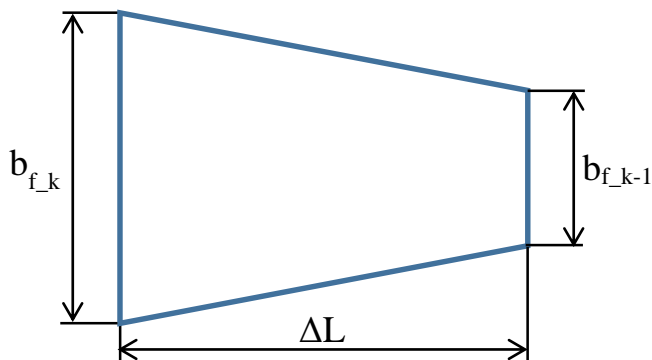
Де  $H_{k-1}$ ,  $H_k$  – висоти лонжерона в перерізах розташування стійок, що формують секцію;  
 $\Delta L$  – відстань між стійками k-1, k;  
 $t_w$  – товщина стінки секції.

Рис. 4.5 Об'єм секції стінки

Об'єм стінки знаходиться за формулою:

$$V_w = \sum V_{wk}$$

Об'єм секції верхнього поясу знаходиться згідно Рис. 4.6.



$$V_{f1k} = \frac{b_{f_{k-1}} + b_{f_k}}{2} \cdot \Delta L \cdot t_f$$

Де  $b_{f_{k-1}}$ ,  $b_{f_k}$  – ширини поясу в перерізах розташування стійок, що формують секцію;  
 $\Delta L$  – відстань між стійками k-1, k;  
 $t_f$  – товщина поясу секції.

Рис. 4.6 Об'єм секції верхнього поясу

Об'єм верхнього поясу знаходиться за формулою:

$$V_{f1} = \sum V_{f1k}$$

Об'єм нижнього поясу  $V_{f2}$  знаходиться аналогічно до верхнього поясу.

В розрахунку об'єму поясів не враховано матеріал пояса в зоні кріплення листів пояса до стінки. В той же час об'єм стінки знаходиться по повній висоті лонжерону, що є консервативно.

Об'єм стійки в перерізі  $k$  знаходиться згідно Рис. 4.7.

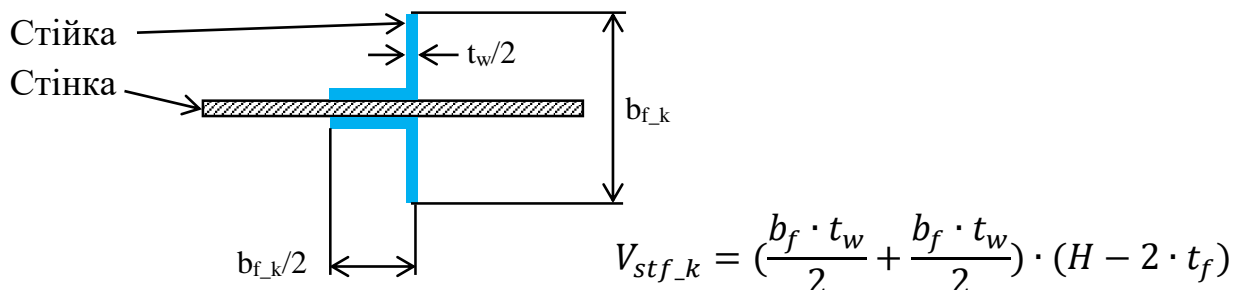


Рис. 4.7 Об'єм стійки

Формула обчислення об'єму стійки завищена консервативно.

Об'єм всіх стійок знаходиться за формулою:

$$V_{stf} = \sum V_{stf_k}$$

Об'єм лонжерону знаходиться за формулою:

$$V = V_w + V_{f1} + V_{f2} + V_{stf}$$

Лонжерон виготовлено із алюмінію (див. РОЗДІЛ 3). Густина алюмінію має незначні відмінності в залежності від серії та термообробки та дорівнює:  $\rho = 0.1 \frac{lb}{in^3}$ . [12]

Маса лонжерону знаходиться за формулою:  $m = V \cdot \rho$

## Висновки по розділу

Розмах лонжерону  $L_k=7.15$  м, коренева висота  $H_{л0}=0.189$  м, кінцева висота  $H_{лк}=0.093$  м. Висота лонжерону по розмаху змінюється лінійно. Стійки ділять лонжерон на секції. Стінка секції виготовляється із листового матеріалу. Пояси секції виготовляються із гнучого листового матеріалу формуючи двотавровий переріз секції. Товщина стінки та листів поясів не змінюється по довжині секції. Висота стінки секції обмежена висотою лонжерона. Ширина поясів по розмаху секції змінюється лінійно. Секції стінки та поясів з'єднуються в перерізах розташування стійок. Стійки виготовлені із гнучого листового матеріалу та розташовані на однаковій відстані одна від одної. Товщина стінки, товщина поясів, ширина поясів для кожної секції та кількість стійок (секцій) визначається із умови міцності за критерієм мінімальної маси. Маса лонжерона складається з маси секцій стінки, поясів та стійок.

## РОЗДІЛ 5 УМОВА МІЦНОСТІ ЛОНЖЕРОНУ

### 5.1 Розрахункова модель

Лонжерон розглядається як консольна балка довжиною  $L_k=7.15$  м навантажена частиною повного (аеродинамічного та масового) навантаження крила. Розрахункова схема показана в розділі 2.1. В результаті цього навантаження на лонжерон діють наступні силові фактори: згинальний момент  $M$ , поперечна сила  $Q$  та крутний момент  $M_{кр}$ , що визначені в РОЗДІЛ 2.

Розрахунковий переріз лонжерону – двотавр з вистою  $H$ , товщиною стінки  $t_w$ , товщиною поясів  $t_f$  та шириною поясів  $b_f$  (див. Рис. 5.1).

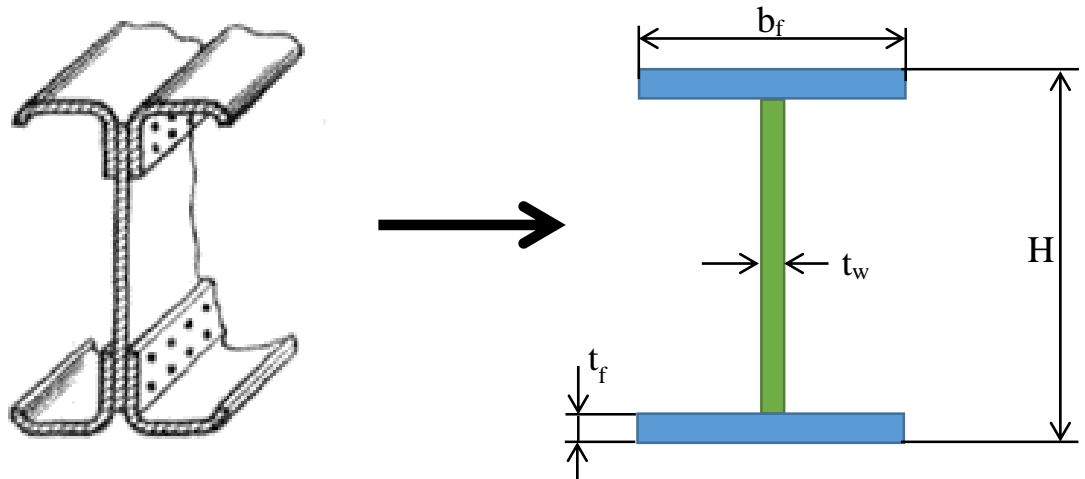


Рис. 5.1 Розрахунковий переріз лонжерону

Зона кріплення листів поясу до стінки в розрахунках консервативно приймається із товщиною стінки без врахування товщини листів поясу. Згинання листів на кінцях поясів для підвищення їх стійкості не враховується в розрахунках.

Збільшення площі верхнього поясу по відношенню до площі нижнього збільшує центр ваги перерізу, що в свою чергу зменшує напруження втрати стійкості стінки від стиску, що виник внаслідок згину вище нейтральної лінії. Це в свою чергу дозволяє зменшити товщину стінки. Але збільшення центру ваги сильніше навантажує нижній пояс за рахунок більшої відстані до нейтральної



лінії. Враховуючи те що нижній пояс зроблено із менш міцного матеріалу збільшення центру ваги перерізу вимагає значного збільшення площі нижнього поясу, що повністю перекриває виграш у зменшенні товщини стінки.

Зменшення площі верхнього поясу по відношенню до площі нижнього зменшує центр ваги перерізу. Це в свою чергу збільшує частину перерізу стінки, що перебуває в стиску, що виник із-за згину, що призводить до зменшення допустимого критичного напруження втрати стійкості стінки та вимагає збільшення товщини стінки. З іншого боку це зменшує напруження на нижньому поясі та дозволяє зменшити його площу. Але із за зменшення площі падає момент інерції перерізу в цілому, навантаження перетікає із поясів у стінку, що в свою чергу ще сильніше навантажує стінку на стиск і вимагає ще більшого збільшення її товщини, що перекриває виграш у зменшенні площі нижнього поясу.

Площа верхнього і нижнього поясу приймається однаковою.

Момент інерції перерізу лонжерону складається з моменту інерції поясів, моменту інерції стінки та переносних моментів інерції поясів до нейтральної лінії. Для тонкостінних перерізів саме переносний момент інерції дає найбільший вклад в сумарний момент інерції (більше 90%). Чим більша відстань від центру ваги поясу до нейтральної лінії тим більший переносний момент інерції. Тому з точки зору моменту інерції перерізу відношення ширини до товщини поясу вигідно брати якомога більшим, що в свою чергу приведе до умовно дуже широких, але дуже тонких поясів (чим тонший пояс тим вище по перерізу розташований його центр ваги і тим більша відстань від його центру ваги до центру ваги всього перерізу). Верхній пояс перебуває в стиску, а отже піддається втраті стійкості, що обмежує використання дуже широкого поясу із тонкою товщиною. Для нижнього поясу обмеження по втраті стійкості не так актуальне, але використання дуже тонкого поясу обмежить товщину стінки (див. наступний абзац) та збільшить її висоту, що зменшить критичне напруження втрати стійкості. Оскільки товщину пояса вигідно обирати якомога меншою при великій ширині, але це відношення обмежується втратою стійкості для верхнього

поясу, а використання тонкого та широкого нижнього поясу обмежить товщину стінки та зменшить її допустимі напруження, приймається, що товщина верхнього і нижнього поясу однакова, ширина верхнього і нижнього поясу однакова.

Під час згину лонжерону стінка навантажується згином та здвигом. Під дією цього навантаження вона може втрачати стійкість. Для аналізу стінки на втрату стійкості необхідно вибрати її граничні умови: жорстке, шарнірне чи вільне закріплення. З двох боків секцію стінки підтримують стійки, зверху та знизу – пояси. Вільне закріплення не актуальне. Оскільки відношення товщини поясу/стійки до стінки не може бути прийнятним більше ніж в десятки разів то використання жорсткого закріплення є неконсервативним та не розглядається. Обрана гранична умова – шарнірне закріплення з усіх чотирьох боків. Приймається, що для забезпечення шарнірного закріплення жорсткість поясів має бути на декілька відсотків більшою за жорсткість стінки тому, що пояси (опора) створюють шарнірне закріплення для стінки, а не навпаки. Тому приймається, що відношення товщини стінки до товщини поясу не повинно перевищувати 90%:  $t_w/t_f \leq 0.9$ . Якщо  $t_w/t_f > 0.9$  то приймається, що шарнірне закріплення не актуальне і тоді граничні умови - вільне закріплення, що має набагато меншу жорсткість, а отже й менше критичне напруження втрати стійкості та вимагатиме збільшення товщин стінки та поясів на порядок.

Коренева висота лонжерону  $H_{л0} = 0.189$  м, кінцева висота лонжерону  $H_{лк} = 0.093$  м. Висота лонжерону по розмаху змінюється лінійно (див. розділ 4.1).

Лонжерон розділений на секції  $n$ -ною кількістю стійок. Нумерація стійок починається з кінцевого перерізу. В кінцевому перерізі немає стійки і його номер  $k=0$ . Перша стійка від кінцевого перерізу має номер  $k=1$ , друга стійка від кінцевого перерізу має номер  $k=2$  і т.д (див. Рис. 5.2). Зміна товщини стінки та поясів відбувається в перерізах розташування стійок де з'єднуються секції. Товщини стінки та поясів секції, що розташована між стійками  $k-1$  та  $k$  визначаються по розрахованим товщинам для перерізу  $k$ . В перерізі  $k$  діють

більші навантаження ніж по розмаху секції від  $k-1$  до  $k$  тому використання товщин перерізу  $k$  для всієї секції гарантує її міцність. Ширина поясу секції, що розташована між стійками  $k-1$  та  $k$  змінюється лінійно між визначеними ширинами в  $k-1$  та  $k$  відповідно. Ширина поясу для перерізу  $k=0$  дорівнює нулю, товщина стінки рівна визначеній товщині стінки в перерізі  $k=1$ .

Відстань між стійками знаходиться як:

$$\Delta L = \frac{L_k}{n} = \frac{7.15 \text{ м}}{n}$$

де  $n$  – кількість стійок.

Для кожної стійки  $k$  визначається відстань від цієї стійки до кінцевого перерізу крила ( $k=0$ ) як:

$$L_k = k \cdot \Delta L$$

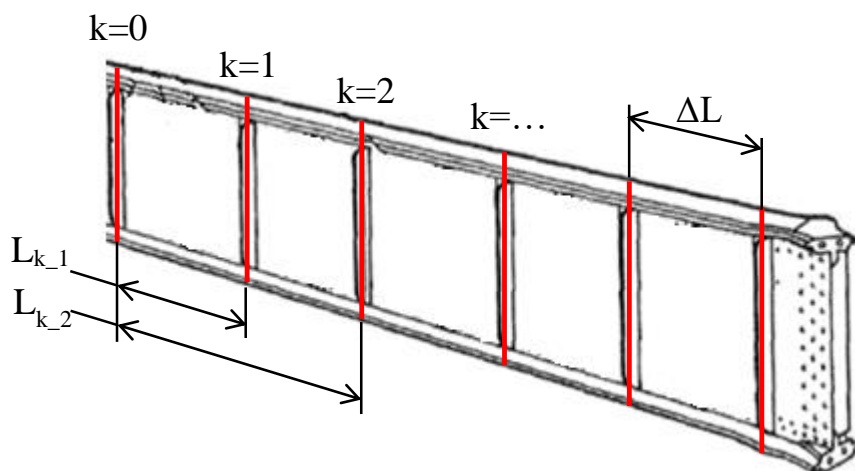


Рис. 5.2 Визначення перерізів  $k$

В кожному перерізі розташування стійки  $k$  згідно даних в РОЗДІЛ 2 визначається: висота переднього лонжерону  $H$ , згинальний момент  $M$ , крутний момент  $M_{кр}$ , поперечна сила  $Q$  та довжина хорди  $b$  за формулою лінійної інтерполяції між двома крайніми значеннями:

$$y = y_1 + \frac{x - x_1}{x_2 - x_1} (y_2 - y_1)$$

Де  $y$  – шукане значення:  $H$ ,  $M$ ,  $M_{кр}$ ,  $Q$ ,  $b$ ;

$x$  – значення  $L_k$ ;

$x_1$ ,  $x_2$  – два крайніх значення  $L_i$  в які потрапляє значення  $x$  ( $L_k$ );

$y_1$ ,  $y_2$  – два крайні значення для  $y$  ( $H_i$ ,  $M_i$ ,  $M_{кри}$ ,  $Q_i$ ,  $b_i$ ), які визначають  $x_1$  та  $x_2$  відповідно.

Отже, розрахункова модель лонжерону - консольна балка, що має  $n$  кількість геометрично різних двотаврових перерізів, що розташовані в зоні кріплення стійок до стінки. Для кожного перерізу із умови міцності визначаються: товщина поясу  $t_f$ , товщина стінки  $t_w$  ( $t_w/t_f \leq 0.9$ ) та ширина поясу  $b_f$ .

## 5.2 Умова втрати стійкості поясу

Виділяють дві втрати стійкості елементів, що перебувають під стиском: загальна та місцева (кріплінг) [10].

Загальна втрата стійкості для верхнього поясу, що перебуває в стиску під дією навантажень не актуальна оскільки верхній пояс кріпиться до обшивки. Обшивка забезпечує жорсткість на втрату стійкості для поясу відносно його більшого моменту інерції тоді як стінка забезпечує жорсткість відносно меншого моменту інерції поясу.

Кріплінг – це характеристика стержня, що показує величину напруження перевищення якого викликає появу місцевої втрати стійкості. Кріплінг залежить від: геометричних розмірів перерізу, матеріалу стержня, наявності вільних кінців в елементах стержня, способу виготовлення стержня (гнутий лист/прокатний профіль). При перевищенні напруження кріплінгу найменш жорсткі частини перерізу втрачають стійкість і не можуть переносити навантаження. Більш жорсткі частини перерізу продовжують нести навантаження доки не буде

втрачена стійкість всього перерізу. Подальша поведінка стержня, що піддався місцевій втраті стійкості важко описується математично, тоді як для визначення напруження кріплінга існує емпірична база. [10]

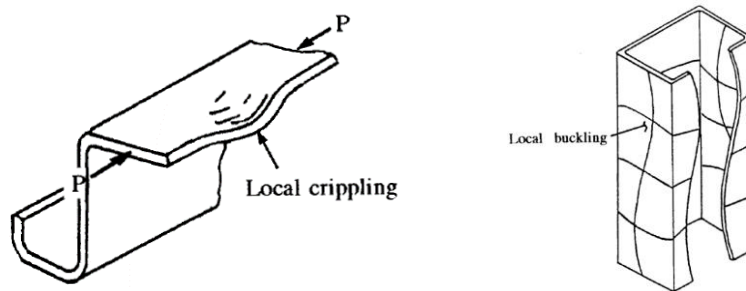


Рис. 5.3 Місцева втрата стійкості (Кріплінг), [10]

Приймається не допустимим місцева втрата стійкості лонжерона. Під дією навантаження верхній пояс перебуває у стиску. Для верхнього поясу існує напруження кріплінгу перевищення якого недопустиме.

Напруження кріплінгу для гнутих листів визначається графічно по Fig. 10.7.6, [10] (див. Рис. 5.4)

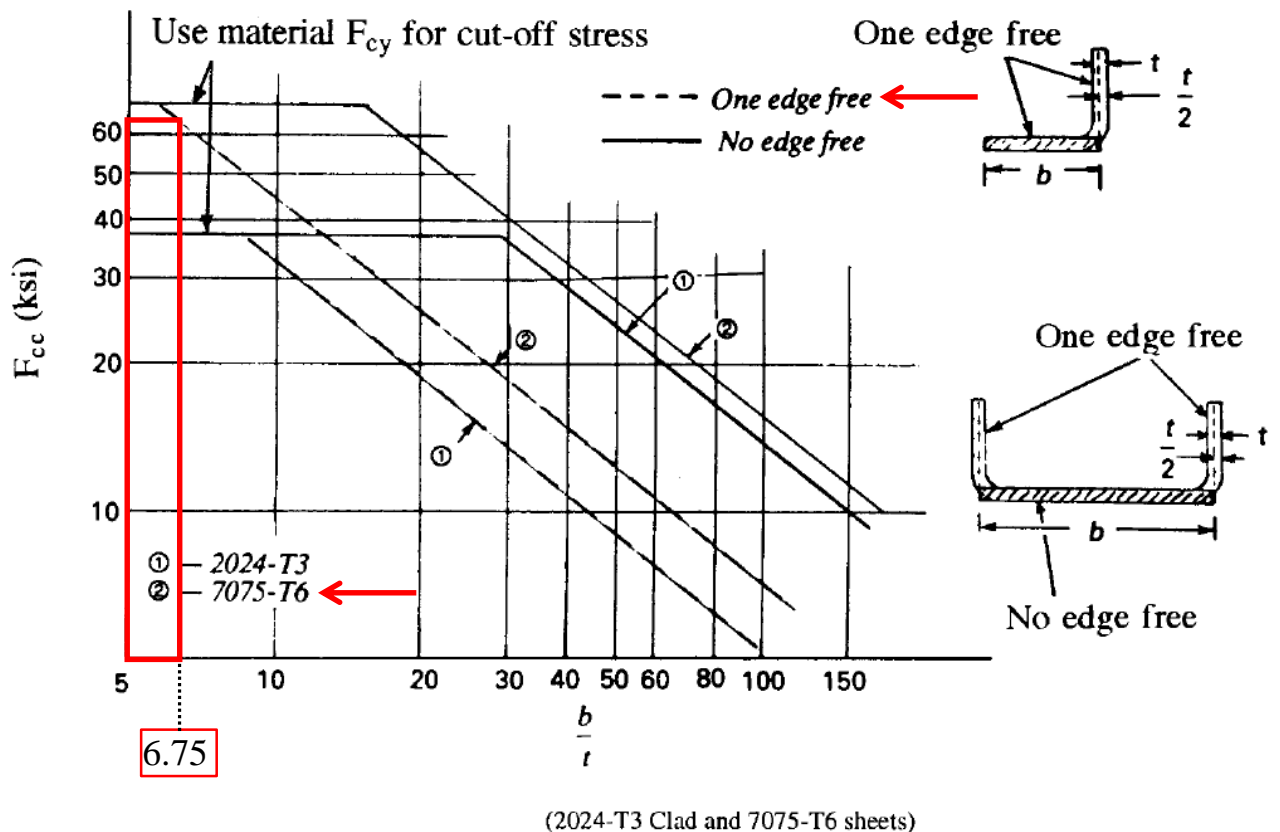


Рис. 5.4 Напруження кріплінгу гнутих перерізів, [10]

Матеріал верхнього поясу - Алюміній 7075-T6 (див. РОЗДІЛ 3).

Переріз верхнього поясу складається з двох фланців – лівого і правого. З одного боку фланець закріплений до стінки, а з іншого вільний. Тип фланця – One edge free (один кінець вільний). Ширина фланця  $b=b_f/2$ , товщина фланця  $t=t_f$ . Відношення ширини фланця до товщини –  $b/t$ .

Залежність напруження кріплінгу  $F_{cc}$  від відношення ширини фланця до товщини  $b/t$  визначається по Рис. 5.4 штриховій лінії №2. Видно, що чим більше відношення ширини фланця до товщини  $b/t$  (широкий тонкий пояс) тим менше напруження кріплінгу. Велике відношення ширини фланця до товщини  $b/t$  вигідне більшим моментом інерції перерізу, але цей вигреш нівельовано низьким напруженням кріплінгу, що вимагатиме ще сильнішого збільшення моменту інерції для зменшення діючого напруження, що в свою чергу буде вимагати збільшення площі поясів. З Рис. 5.4 видно, що максимальне напруження кріплінгу обмежене напруженням текучості матеріалу на стиск, яке для Алюмінію 7075-T6 (Clad sheet) рівне  $F_{cc\_max}=F_{cy}=64000$  psi (див. Рис. 3.2). Для цього напруження кріплінгу відношення ширини фланця до товщини  $b/t=6.75$  (див. Рис. 5.4). Більше відношення  $b/t$  буде зменшувати допустиме напруження в поясах і є не вигідним у масовому співвідношенні.

Таким чином ширина поясу рівна:

$$\frac{b}{t} = 6.75 \Rightarrow \frac{b_f}{2t_f} = 6.75 \Rightarrow b_f = 13.5t_f$$

Приймається, що це співвідношення зберігається по всьому розмаху лонжерону.

### 5.3 Умова міцності поясів

Під час навантаження лонжерону в най віддалених від нейтральної осі волокнах виникають максимальні нормальні напруження. Так у верхньому поясі

виникають напруження стиску, а у нижньому – розтягу. Приймається, що дотичні напруження в поясах лонжерону незначні і ними знехтувано. Умова міцності поясу лонжерону вважається задоволеною якщо діючі нормальні напруження не перевищують допустимі.

Умова міцності перевіряється по значенню Margin of Safety (MS). Margin of Safety показує скільки відсотків від діючого напруження може додатково нести елемент без перевищення допустимого напруження (показує надлишкову міцність). Знаходиться по формулі, [10] [14]:

$$MS = \frac{\text{Допустиме напруження}}{\text{Діюче напруження}} - 1$$

Якщо  $MS > 0$  – умова міцності забезпечена,  $MS < 0$  умова міцності не забезпечена. Якщо  $MS = 0..0.05$  то елемент немає надлишкової міцності і спроектований з мінімально масою для забезпечення вимог допустимих напружень.

Площа верхнього ( $A_{f1}$ ) / нижнього ( $A_{f2}$ ) поясу в перерізі k:

$$A_{f1} = A_{f2} = b_f \cdot t_f$$

Момент інерції верхнього ( $I_{f1}$ ) / нижнього ( $I_{f2}$ ) поясу в перерізі k [13]:

$$I_{f1} = I_{f2} = \frac{b_f \cdot t_f^3}{12}$$

Площа стінки в перерізі k:

$$A_w = (H - 2t_f) \cdot t_w$$

Момент інерції стінки в перерізі k [13]:

$$I_w = \frac{t_w \cdot (H - 2t_f)^3}{12}$$

Центр ваги перерізу k:

$$CG = \frac{A_{f1} \cdot \left(H - \frac{t_f}{2}\right) + A_w \cdot \frac{H}{2} + A_{f2} \cdot \frac{t_f}{2}}{A_{f1} + A_w + A_{f2}}$$

Момент інерції перерізу k [13]:

$$I = I_{f1} + A_{f1} \cdot \left(H - CG - \frac{t_f}{2}\right)^2 + I_w + I_{f2} + A_{f2} \cdot \left(CG - \frac{t_f}{2}\right)^2$$

Максимальне діюче напруження стиску на верхньому поясі [13]:

$$f_1 = \frac{M}{I} (H - CG)$$

Максимальне діюче напруження розтягу на нижньому поясі [13]:

$$f_2 = \frac{M}{I} CG$$

Допустиме напруження стиску на верхньому поясі визначається із умови кріпінгу (див. розділ 5.2) і рівне  $F_{cc\_max}=F_{cy}=64000$  psi (див. Рис. 3.2).

Допустиме напруження розтягу на нижньому поясі визначається по межі міцності матеріалу  $F_{tu}=61000$  psi (див. Рис. 3.1) із врахуванням коефіцієнту 0.9, що показує ослаблення матеріалу отворами під заклепки. [1], [3], [8]



MS верхнього поясу в перерізі k:

$$MS_1 = \frac{F_{cc\_max}}{f_1} - 1$$

MS нижнього поясу в перерізі k:

$$MS_2 = \frac{F_{tu} \cdot 0.9}{f_2} - 1$$

#### 5.4 Умова втрати стійкості стінки

Під час навантаження лонжерону стінка навантажується згином від згинального моменту  $M$  та здвигом від поперечної сили  $Q$  і крутного моменту  $M_{кр}$ . Під цим навантаженням стінка може руйнуватись від перевищення відповідних границь міцності в най навантажених точках та втрачати стійкість. Для стінки більш критичним є втрата стійкості [3], [10]. Втрата стійкості стінки ще не означає руйнування або припинення здатності лонжерону нести навантаження. Тобто лонжерон із стінкою, що втратила стійкість може ще додатково сприймати деяке навантаження до повної втрати можливості виконувати роботу. Оскільки БПС, що проектується призначається для військової сфери та для нього актуальне питання отримання пошкоджень під час виконання завдань з ціллю забезпечити додаткову міцність приймається не допустимим втрата стійкості стінки під дією навантаження. Умова втрати стійкості стінки лонжерону вважається задоволеною якщо діючі напруження не перевищують напруження втрати стійкості. Умова перевіряється по значенню Margin of Safety (див. розділ 5.3).

Граничні умов стінки – шарнірне закріплення з усіх чотирьох боків (див. розділ 5.1).

Середня висота стінки секції визначається як:

$$H_{w\_average} = \frac{H_{k-1} + H_k}{2} - 2t_f$$

Де  $H_{k-1}$ ,  $H_k$  – висоти лонжерона в перерізах розташування стійок, що формують секцію,  $t_f$  – товщина стінки секції.

Відношення довжини стінки до висоти  $a/b$ :

$$\frac{a}{b} = \frac{\Delta L}{H_{w\_average}}$$

Напруження втрати стійкості від здвигу стінки без врахування переходу в пластичну зону (без врахування пластичного коефіцієнту) знаходиться по формулі, [10]:

$$\frac{F_{crs}}{\eta} = K_s E \left( \frac{t_w}{H_{w\_average}} \right)^2$$

Де  $E=9500000$  psi – модуль Юнга стінки (Алюміній 7075-T6 clad sheet, див. Рис. 3.2). Модуль Юнга стінки розглядається по параметру Secondary, що означає, що жорсткість антикорозійного покриття не враховується.

$K_s$  – коефіцієнт втрати стійкості стінки від здвигового навантаження. Залежить від: геометричних розмірів стінки, типу граничних умов. Визначається по емпіричному графіку в залежності від значення  $a/b$  по Fig. 11.3.5, лінії №4 (шарнірне закріплення з усіх чотирьох боків), [10] (див. Рис. 5.5).

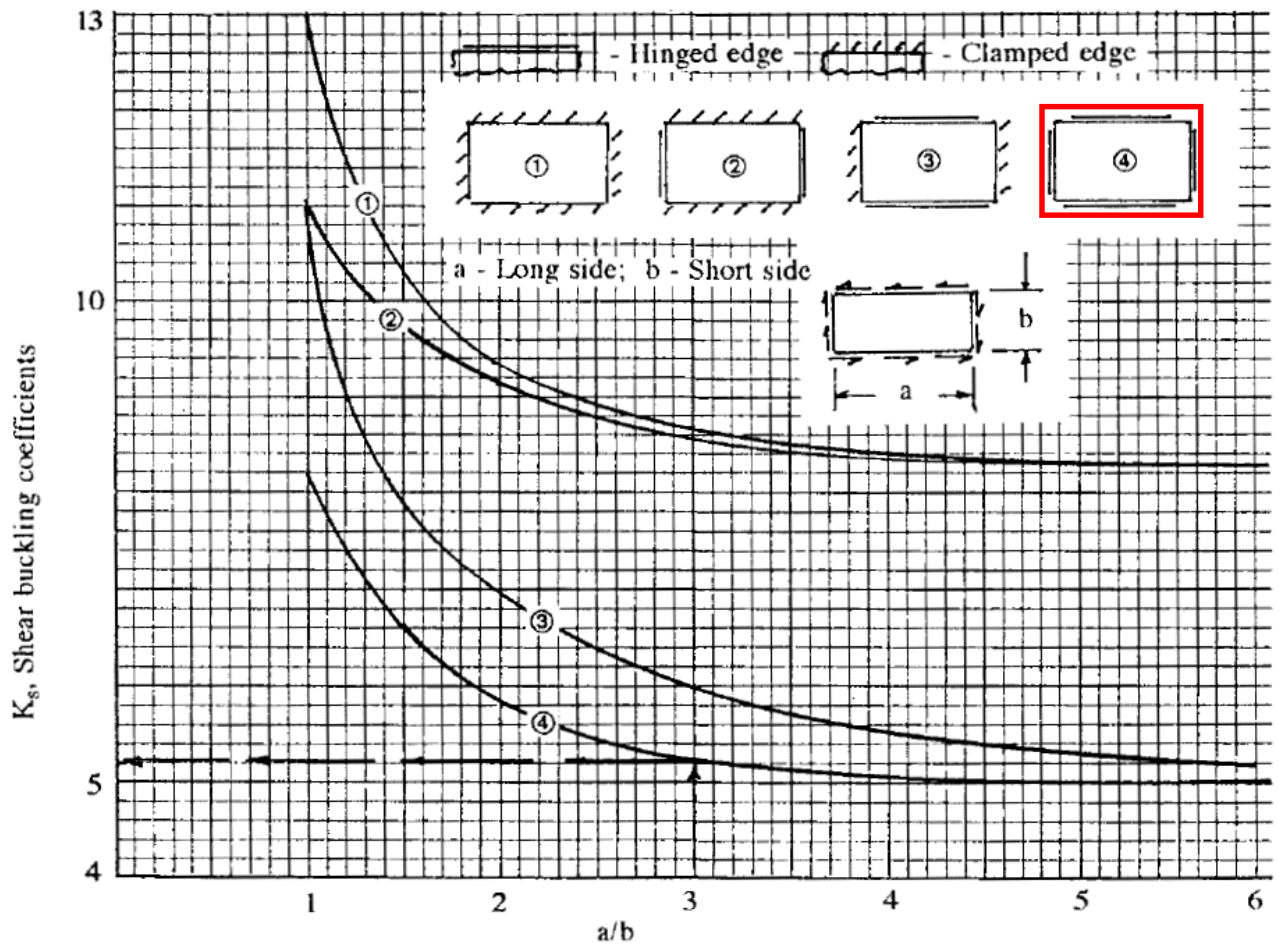


Рис. 5.5  $K_s$  коефіцієнт, [10]

Оскільки при переході напруження в пластичну зону модуль юнга  $E$  не є константою та має менші значення ніж для пружної зони необхідно врахувати зниження напруження втрати стійкості для випадку перевищення діючих напружень границь текучості матеріалу. [10]

Напруження втрати стійкості від здвигу стінки з врахування переходу в пластичну зону визначається по емпіричному графіку в залежності від значення  $\frac{F_{cr_s}}{\eta}$  по Fig. 11.2.5, [10] (див. Рис. 5.6).

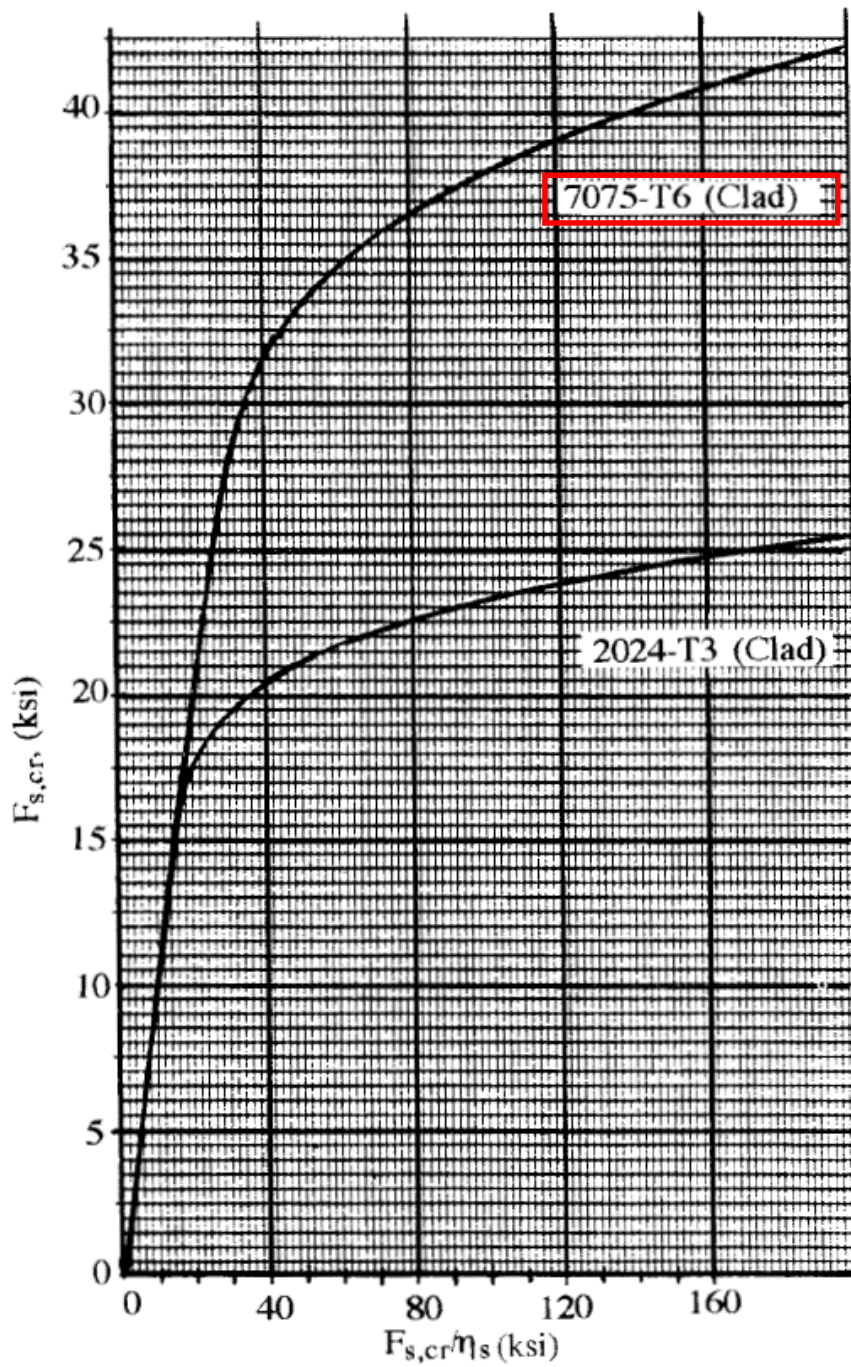


Рис. 5.6 Напруження втрати стійкості на здвиг, [10]

Центр ваги стінки визначається як:

$$GC_w = CG - t_f$$

Середній центр ваги стінки для секції визначається як:

$$GC_{w\_average} = \frac{GC_{w_{k-1}} + GC_{w_k}}{2}$$

Де  $CG_{w_{k-1}}$ ,  $CG_{w_k}$  – центри ваги стінок в перерізах розташування стійок, що формують секцію.

Відношення висоти стінки до частини стінки, що перебуває в стиску  $b/c$ :

$$\frac{b}{c} = \frac{H_{w\_average}}{H_{w\_average} - GC_{w\_average}}$$

Напруження втрати стійкості від згину стінки без врахування переходу в пластичну зону (без врахування пластичного коефіцієнту) знаходиться по формулі, [10]:

$$\frac{F_{cr_b}}{\eta} = K_b E \left( \frac{t_w}{H_{w\_average}} \right)^2$$

Де  $E=9500000$  psi – модуль Юнга стінки (Алюміній 7075-T6 clad sheet, див. Рис. 3.2). Модуль Юнга стінки розглядається по параметру Secondary, що означає, що жорсткість антикорозійного покриття не враховується.

$K_b$  – коефіцієнт втрати стійкості стінки від навантаження на згин. Залежить від: геометричних розмірів стінки, розташування центра ваги, типу граничних умов. Визначається по емпіричному графіку в залежності від значення  $b/c$  по Fig. 11.3.6, лінії №1 (шарнірне закріплення з усіх чотирьох боків), [10] (див. Рис. 5.7).

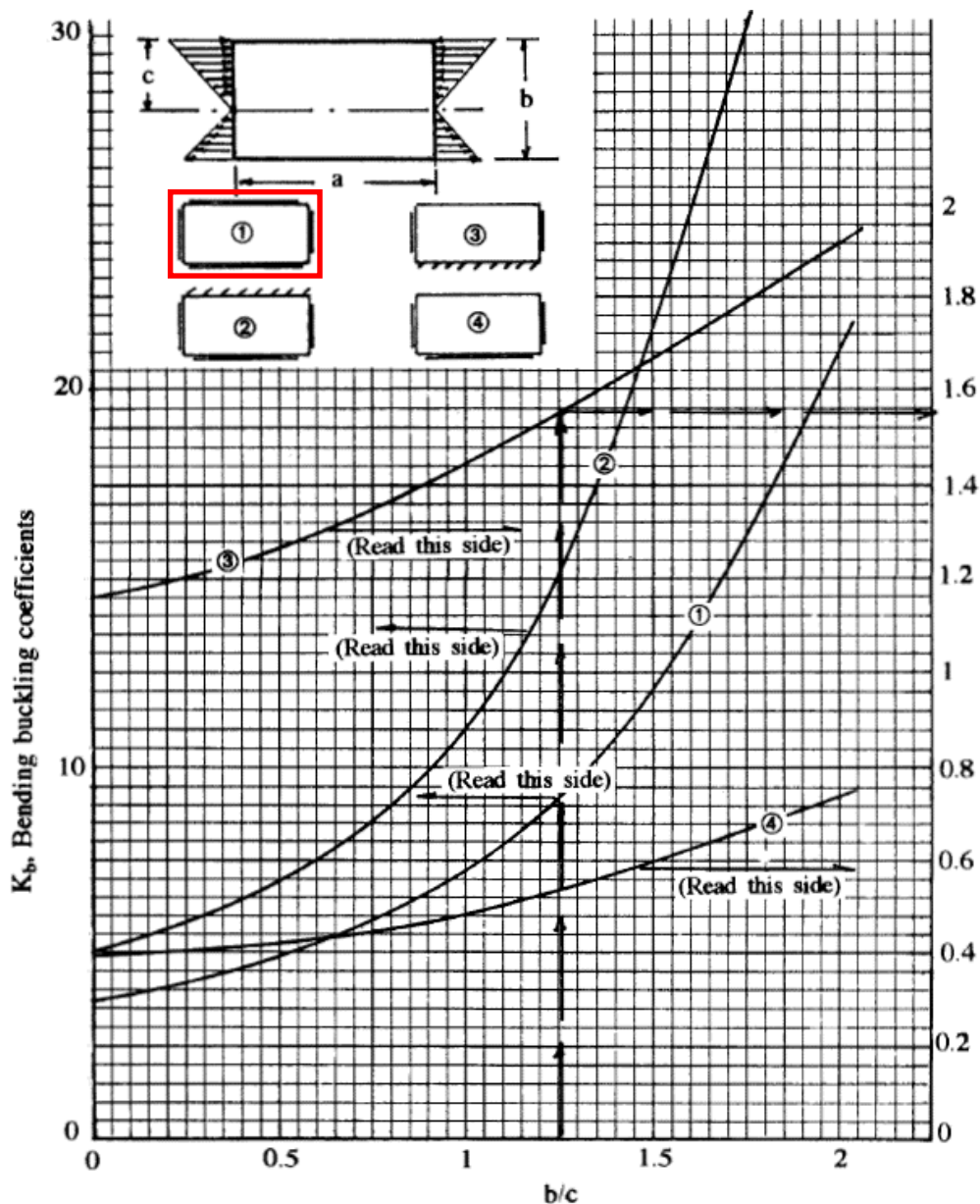


Рис. 5.7  $K_b$  коефіцієнт, [10]

Оскільки при переході напруження в пластичну зону модуль юнга  $E$  не є константою та має менші значення ніж для пружної зони необхідно врахувати зниження напруження втрати стійкості для випадку перевищення діючих напружень границь текучості матеріалу. [10]

Напруження втрати стійкості від згину стінки з врахування переходу в пластичну зону визначається по емпіричному графіку в залежності від значення

$\frac{F_{crb}}{\eta}$  по Fig. 11.2.4, [10] (див. Рис. 5.8).

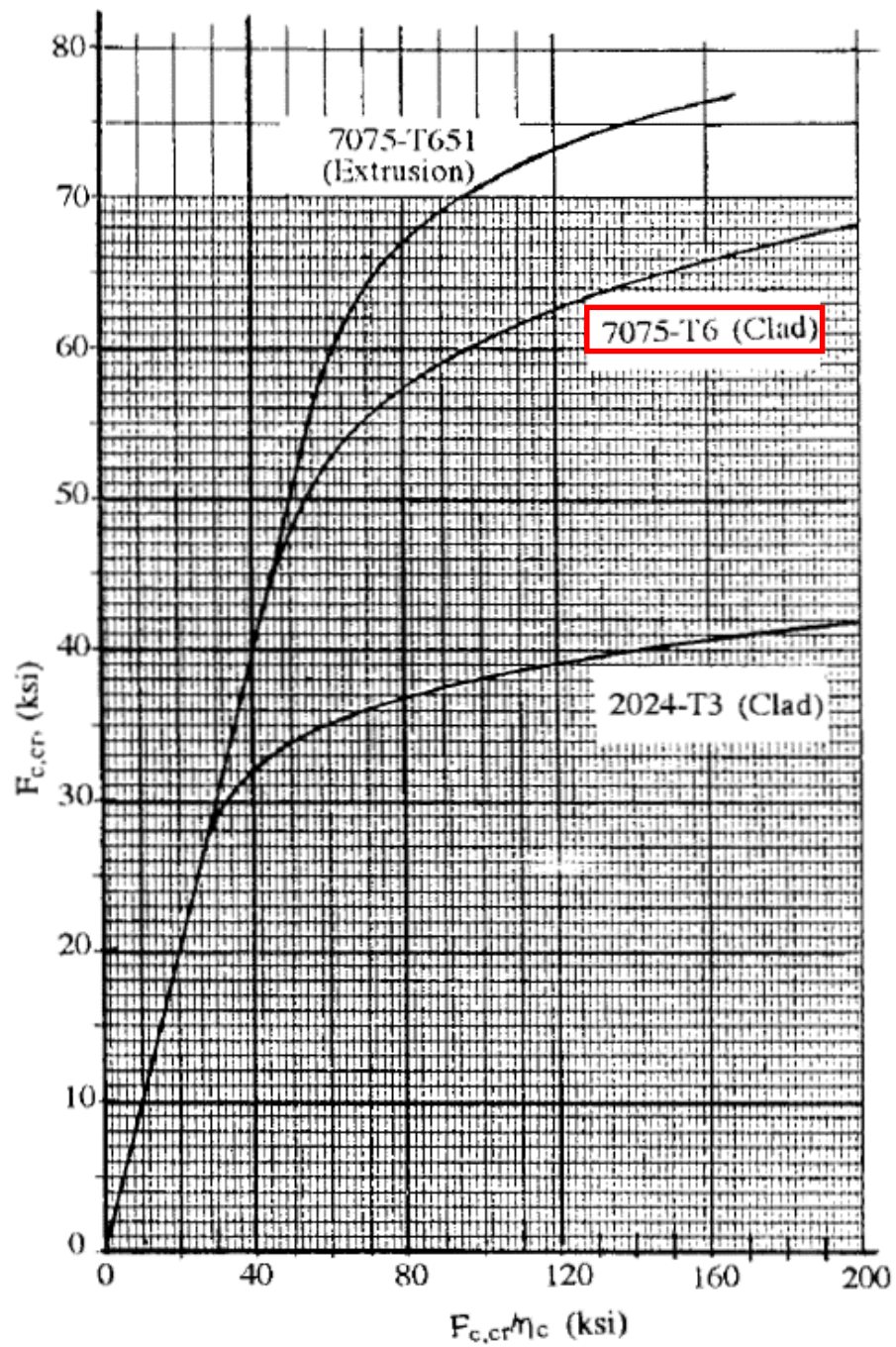


Рис. 5.8 Напруження втрати стійкості на згин, [10]

Максимальне діюче нормальне напруження стиску стінки секції [13]:

$$f_b = \frac{M}{I} (H - CG - t_f)$$

$M, I, H, CG, t_f$  – враховуються по перерізу  $k$  оскільки там діє більше навантаження ніж в перерізі  $k-1$ .

Обшивка в лонжеронному крилі може бути не працюючою - взагалі не сприймати навантаження (наприклад полотняна обшивка); частково працюючою (сприймати тільки потік дотичних напружень від крутного моменту) або працюючою (разом із стрингерами сприймати частину згинального моменту) (див. розділ 1.2).

В крилі з непрацюючою обшивкою крутний момент сприймається тільки стінками переднього і заднього лонжерону. В крилі з працюючою обшивкою крутний момент сприймається замкнутим перерізом утвореним передньою і задньою стінками лонжеронів та обшивкою. [1]

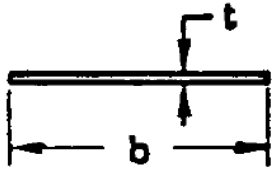
Крутний (полярний) момент інерції перерізу для крила із не працюючою обшивкою знаходиться як комбінація двох відкритих прямокутних перерізів утворених стінками лонжеронів. Висота переднього лонжерону дорівнює 81% від висоти профілю в розглядуваному перерізу тоді як висота заднього лонжерону – 66% (див. Рис. 2.5). Товщина заднього лонжерону в перерізі  $k$  знаходиться як:

$$t_{w\_rear\_spar} = \frac{t_w}{0.81} \cdot 0.66$$

Крутний (полярний) момент інерції перерізу  $k$  для крила із не працюючою обшивкою обчислено згідно Рис. 5.9, [10]:

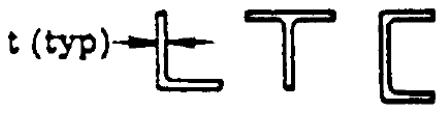


Thin Rectangular



$$J = \frac{1}{3} bt^3$$

Sections composed of 2 or more thin rectangular elements



$$J = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^n b_i t_i^3$$

$$J_{cons} = \frac{1}{3} \sum bt^3 = \frac{1}{3} \cdot (0.81 \cdot H) \cdot t_w + \frac{1}{3} \cdot (0.66 \cdot H) \cdot t_{w\_rear\_spar}$$

Рис. 5.9 Крутний (полярний) момент інерції перерізу к крила з не працюючою обшивкою, [10]

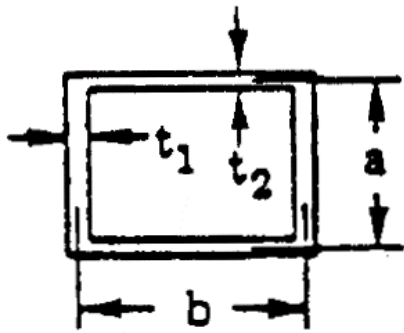
Крутний (полярний) момент інерції перерізу к для крила із працюючою обшивкою приймається по замкнутому прямокутному тонкостінному перерізу. Висота цього перерізу знаходиться як середнє значення між висотою переднього та заднього лонжеронів:

$$H_{main-rear} = \frac{0.81H + 0.66H}{2}$$

Ширина перерізу знаходиться як відстань між переднім і заднім лонжеронами і рівна 40% хорди крила  $b$  в перерізі к (див. Рис. 2.5).

Товщина обшивки крила та товщина стінки заднього лонжерону приймаються рівними товщині стінки переднього лонжерону  $t_w$ .

Крутний (полярний) момент інерції перерізу к для крила із працюючою обшивкою обчислено згідно Рис. 5.10, [10]:



$$J = \frac{2t_1 t_2 a^2 b^2}{at_2 + bt_1}$$

$$\text{If } t_1 = t_2 = t: J = \frac{2ta^2 b^2}{a + b}$$

$$J_{uncons} = \frac{2ta^2 b^2}{a + b} = \frac{2 \cdot t_w \cdot H_{main-rear}^2 \cdot (0.4 \cdot b)^2}{H_{main-rear} + (0.4 \cdot b)}$$

Рис. 5.10 Крутний (полярний) момент інерції перерізу к крила з працюючою обшивкою, [10]

З аналізу ЛА аналогів (див. розділ 1.4) не працююча (полотняна) обшивка давно не застосовується для військовий ЛА. Використання в розрахунках повністю працюючої обшивки для лонжеронного крила може бути не консервативним. Тому приймається, що крило має частково працюючу обшивку, що може сприймати потік дотичних напружень від крутного моменту та крутний (полярний) момент інерції перерізу крила знаходиться як 20% від крутного (полярного) моменту інерції з повністю працюючою обшивкою та 80% від крутного (полярного) моменту інерції з не працюючою обшивкою:

$$J = 0.2 \cdot J_{uncons} + 0.8 \cdot J_{cons}$$

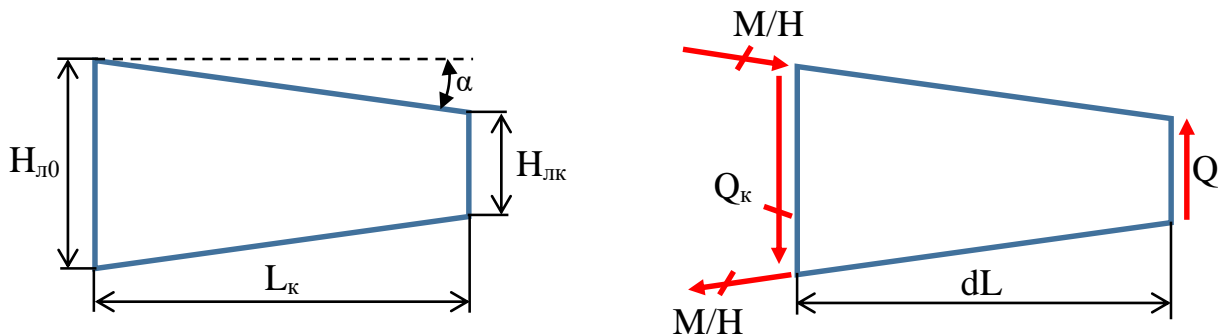
Діюче дотичне напруження стінки секції переднього лонжерону від дії крутного моменту  $M_{кр}$  в перерізі к, [10]:

$$f_{mкр} = \frac{M_{кр}}{J} t_w$$

Оскільки коренева висота крила більша за кінцеву пояси напрямлені під кутом  $\alpha$  до горизонтальної площини. Осьові сили, що виникають в поясах

лонжерону, які наближено можна обчислити як згинальний момент поділений на висоту лонжерону  $M/H$ , створюють проєкції на вертикальну вісь та опираються поперечній силі  $Q$  (див. Рис. 5.11). [10]

Кут  $\alpha$  крила обчислюється згідно Рис. 5.12:



$$\alpha = \arctg \frac{\frac{H_{л0} - H_{лк}}{2}}{L_к} = \arctg \frac{\frac{0.189 \text{ м} - 0.093 \text{ м}}{2}}{7.15 \text{ м}} = 0.0067 \text{ rad}$$

Рис. 5.11 Кут  $\alpha$  та схема навантаження лонжерону поперечною силою  $Q$

Частина поперечної сили  $Q$ , що навантажує стінку, [2]:

$$Q_к = Q - \frac{M}{H} \cdot \alpha$$

50% вертикальної проєкції осьових сил в поясах лонжерону розглянуто для аналізу консервативно.

$Q$ ,  $M$ ,  $H$  – враховуються по перерізу  $k$  оскільки там діє більше навантаження ніж в перерізі  $k-1$ .

Від дії поперечної сили  $Q_к$  в стінці виникає потік дотичних напружень. Розподіл дотичного напруження по висоті стінки залежить від товщини стінки, моменту інерції перерізу, площі елементів перерізу та розташування нейтрального шару. Максимальні дотичні напруження діють в нейтральному шарі [10], [13].

Максимальне діюче дотичне напруження стінки секції від дії поперечної сили  $Q$ , [13]:

$$f_q = \frac{Q_K S}{I t_w}$$

$Q_K$ ,  $S$ ,  $I$ ,  $t_w$  – враховуються по перерізу  $k$  оскільки там діє більше навантаження ніж в перерізі  $k-1$ .

Схема обчислення статичного моменту перерізу відносно нейтрального шару  $S$  показана на Рис. 5.12:

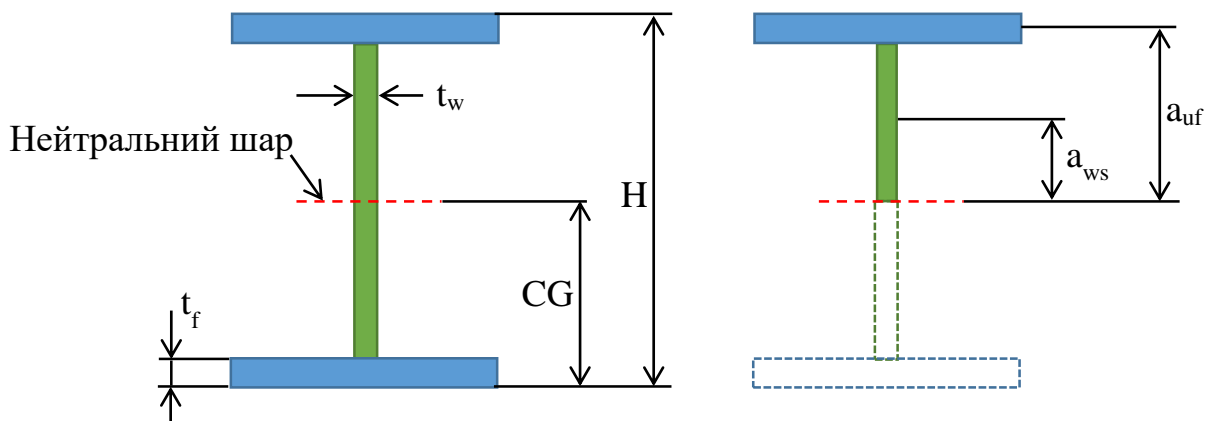


Рис. 5.12 Схема обчислення статичного моменту  $S$

Відстань від центру ваги верхнього поясу до нейтрального шару в перерізі  $k$ :

$$a_{uf} = H - CG - \frac{t_f}{2}$$

Відстань від центру ваги частини стінки, що перебуває в стиску до нейтрального шару в перерізі  $k$ :

$$a_{ws} = \frac{H - CG - t_f}{2}$$

Площа частини стінки, що перебуває в стиску:

$$A_{ws} = (H - CG - t_f) \cdot t_w$$

Центр ваги частини перерізу лонжерону, що перебуває в стиску:

$$CG_{us} = \frac{A_{f1} \cdot a_{uf} + A_{ws} \cdot a_{ws}}{A_{f1} + A_{ws}}$$

Статичний момент перерізу відносно нейтрального шару в перерізі k:

$$S = (A_{f1} + A_{ws}) \cdot CG_{us}$$

Сумарне діюче дотичне напруження стінки секції переднього лонжерону від дії крутного моменту  $M_{кр}$  та поперечної сили  $Q$  в перерізі k:

$$f_s = f_{mкр} + f_q$$

Оскільки навантаження стінки це комбінація згину та здвигу то оцінка втрати стійкості повинна виконуватись з врахуванням одночасного впливу цих факторів навантаження. [10]

Коефіцієнт напруження від дії згину в перерізі k, [10]:

$$R_b = \frac{f_b}{F_{cr_b}}$$

Де  $F_{cr_b}$  – визначено по Рис. 5.8

Коефіцієнт напруження від дії здвигу в перерізі  $k$ , [10]:

$$R_s = \frac{f_s}{F_{cr_s}}$$

Де  $F_{cr_s}$  – визначено по Рис. 5.6.

MS стінки в перерізі  $k$ , [10]:

$$MS_w = \frac{1}{R_b^2 + R_s^2} - 1$$

### **Висновки по розділу**

Розрахункова модель лонжерону - консольна балка. Для балки визначено  $n$  кількість двотаврових перерізів. Перерізи визначаються кількістю стійок  $n$  та розташовані в зоні кріплення стійки до стінки. Для кожного перерізу із умови міцності визначаються: товщина поясу  $t_f$ , товщина стінки  $t_w$  та ширина поясу  $b_f$ . Товщина верхнього і нижнього поясу приймається рівною, ширина верхнього і нижнього поясу приймається рівною. Відношення товщини стінки до товщини поясу не повинно перевищувати 90%. Загальна втрата стійкості поясу не актуальна. Місцева втрата стійкості поясу визначає залежність ширини поясу від його товщини. Умова міцності поясів по більшій мірі визначає необхідні ширину та товщину поясу. Умова міцності стінки задовольняється якщо вона не втрачає стійкість оскільки втрата стійкості більш критична. Умова втрати стійкості по більшій мірі визначає необхідну товщину стінки.

## РОЗДІЛ 6 МОДЕЛЬ ЛОНЖЕРОНУ ЗА КРИТЕРІЄМ МІНІМАЛЬНОЇ МАСИ

Критерій мінімальної маси – це критерій згідно якого проектування повинно виконуватись з ціллю отримати мінімально можливу масу деталі/конструкції. Геометрична модель конструкції спроектована за критерієм мінімальної маси зменшує масу літака в цілому, що в свою чергу: зменшує вимоги до потужності двигуна, а отже й вартість літака та зменшує витрати палива, що робить літак дешевшим в експлуатації. [1], [3]

Модель лонжерону піддається навантаженню визначеному в РОЗДІЛ 2. Під дією навантажень модель лонжерону повинна задовольняти умову міцності описану в РОЗДІЛ 5:

$$MS_w \ \&\& \ MS_1 \ \&\& \ MS_2 > 0$$

Геометрична модель лонжерону складається із наступних параметрів, що не обмежені конструкцією крила (див. РОЗДІЛ 4):

- Кількість секцій (стійок);
- Товщини стінок кожної секції;
- Товщини поясів кожної секції;
- Ширини поясів кожної секції.

Знаходження значення цих параметрів визначає масу лонжерону згідно визначеної масової моделі (див. розділ 4.2).

Отже, знайти модель лонжерону за критерієм мінімальної маси означає визначити параметри геометричної моделі таким чином, щоб маса лонжерону була мінімальною і при цьому задовольнялась умова міцності.

## 6.1 Кількість секцій (стійок)

Кількість стійок визначає довжину секції. Відстань між стійками знаходиться як:  $\Delta L = \frac{L_k}{n}$ , де  $n$  – кількість стійок.

Чим більша відстань між стійками тим менше допустиме напруження втрати стійкості стінки і навпаки (див. розділ 5.4).

Збільшення кількості стійок збільшує масу лонжерону за рахунок додаткових стійок, але це зменшує відстань між стійками, що збільшує допустиме напруження втрати стійкості стінки, що дозволяє зменшити товщину стінки та отримати вигреш у масі. Навпаки, зменшення кількості стійок – зменшує масу лонжерону за рахунок меншої кількості стійок, але це збільшує відстань між стійками, що є критичним на втрату стійкості стінки та вимагає збільшення товщини стінки, що збільшує масу лонжерону.

Для знаходження оптимальної кількості стійок визначено два крайніх значення з конструктивних міркувань:

- мінімальна кількість стійок –  $n=4$ . В такій конфігурації є вигреш в масі із за малої маси стійок, але присутня товста стінка.
- максимальна кількість стійок –  $n=32$ . В такій конфігурації є програш в масі із за великої маси стійок, але присутня тонка стінка.

Між цими крайніми значеннями кількості стійок визначені проміжні з кроком один:  $n=4, n=5 \dots n=32$ . Для кожної з 28 моделей лонжеронів з кількістю стійок  $n$  (від 4 до 32, крок 1) виконується масова оцінка лонжерону.

## 6.2 Ширина поясів, товщини поясів та стінки

Для кожного із перерізу  $k$  значення ширини поясу  $b_f$  визначається по товщині поясу  $t_f$  як:  $b_f=13.5t_f$  (див. розділ 5.2).

Необхідна товщина поясів  $t_f$  та стінки  $t_w$  перерізу  $k$  знаходиться методом підбору.



Спочатку товщині поясів  $t_f$  задається мінімальне значення - 0.001 inch. Товщина стінки  $t_w$  не може бути більшою за 90% від товщини поясу:  $t_w \leq 0.9t_f$  (див. розділ 5.1) і спочатку співвідношення товщин приймається рівним  $u = t_w/t_f = 0.9$ .

Згідно розділу 5.4 перевіряється умова втрати стійкості стінки.

Якщо  $MS_w < 0$  це означає, що стінка не витримує навантаження і необхідно збільшити її товщину, що автоматично збільшує товщину поясів оскільки:  $u = t_w/t_f$  не змінюється на цій ітерації.

Якщо  $MS_w > 0$  це означає, що стінка витримує навантаження і знайдена її мінімальна необхідна товщина.

Далі згідно розділу 5.3 перевіряється умова міцності поясів.

Якщо  $MS_1 \ \&\& \ MS_2 > 0$  це означає, що пояси витримують навантаження і знайдена їх мінімальна товщина. Можливий випадок коли забезпечити міцність стінки важче ніж поясів і тоді Margin of Safety стінки покаже мале значення, а Margin of Safety поясів – велике і постане питання зменшення товщини поясів. Але із за обмеження  $t_w \leq 0.9t_f$  зменшення товщини поясів автоматично зменшить товщину стінки, що призведе до негативного MS для стінки, оскільки останній мав мале значення. В такому випадку пояси вимушено мають мати надлишкову міцність, а геометрія перерізу повністю визначається перевіркою на втрату стійкості стінки.

Якщо  $MS_1 \ \&\& \ MS_2 < 0$  це означає, що пояси не витримують навантаження і необхідне збільшення їх товщини. При цьому вже знайдена мінімальна товщина стінки для якої  $MS_w > 0$ . Тому необхідно не збільшуючи товщину стінки  $t_w$ , збільшити товщину поясів  $t_f$ , тобто зменшити значення  $u = t_w/t_f$  (спочатку було встановлено як  $u = t_w/t_f = 0.9$ ). В такому випадку і стінка і пояси не матимуть надлишкової міцності, а геометрія перерізу визначається як перевіркою на втрату стійкості стінки так і на міцність поясів.

Якщо не забезпечено умову міцності (згідно розділу 5.3) та/або втрати стійкості (згідно розділу 5.4) товщина поясу  $t_f$  збільшується на 0.001 inch та, за потреби, якщо  $MS_w > 0$ , а  $MS_1 \ \&\& \ MS_2 < 0$ , зменшується відношення  $u = t_w/t_f$  на

0.01. Знову виконується перевірка міцності та втрати стійкості. Цей ітераційний процес зупиняється тоді коли буде знайдено значення товщини поясів  $t_f$  та товщину стінки  $t_w$  при яких задовольняється умова міцності та втрати стійкості:  $MS_w \ \&\& \ MS_1 \ \&\& \ MS_2 > 0$ . Оскільки ітераційний процес починається завідомо із малого значення товщини поясу (0.001 inch) то на першому колі ітерації завжди отримуються негативні значення Margin of Safety. По мірі росту товщини Margin of Safety з негативних значень переходить в позитивні. І саме на ітерації де Margin of Safety вперше набуде позитивного значення зупиняється цикл. Таким чином отримані товщини є мінімально можливими, а геометрична модель лонжерону знайдена за критерієм мінімальної маси.

Блок-схема алгоритму підбору товщини поясу  $t_f$  та стінки  $t_w$  для певного перерізу  $k$  показано на Рис. 6.1.

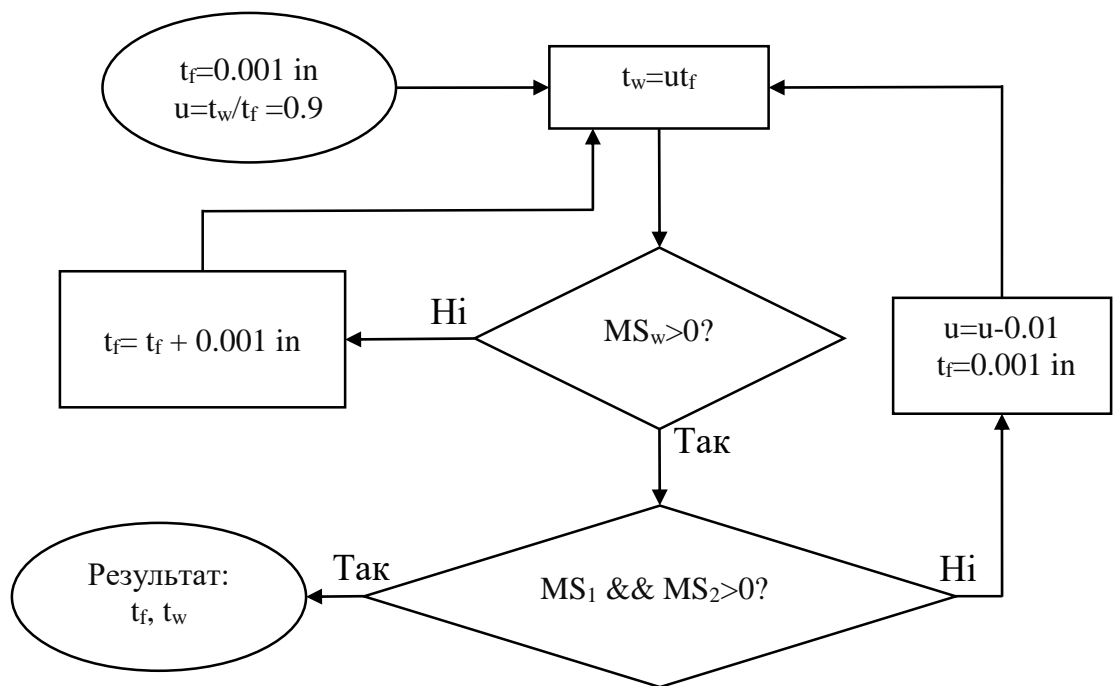


Рис. 6.1 Блок-схема підбору товщини поясу  $t_f$  та стінки  $t_w$  для перерізу  $k$

Підбір товщини поясу  $t_f$  та стінки  $t_w$  виконано за допомогою програмного коду написаного на мові програмування VBA та програми Excel з підтримкою макросів.

На Рис. 6.2 показано програмний код пошуку товщини поясів  $t_f$  та стінки  $t_w$  для одного певного перерізу  $k$ .

```

Sub Gettweb(tf As String, tw As String, MS1 As String, MS2 As String, MSweb As String)

Dim K As Double
K = 0

For i = 0.001 To 0.5 Step 0.001

    If IsError(Range(MS1)) Then Exit For

    Range(tf) = i
    Range(tw) = i * Sheets("Input for Base").Range("B51") - K

    If Range(MSweb) > 0 Then

        If Range(MS1) > 0 And Range(MS2) > 0 Then
            Exit For

            Else
                K = K + 0.01
                i = 0.001

            End If
        End If

    Next i

End Sub

```

→ Початкове  $u=0.9$

Рис. 6.2 Функція визначення  $t_f$  та  $t_w$  для певного перерізу  $k$

На Рис. 6.3 показано програмний код виклику функції пошуку товщини поясів  $t_f$  та стінки  $t_w$  для всіх перерізів  $k$  однієї певної моделі лонжерону з кількістю стійок  $n$  (від 4 до 32, крок 1).

```

Sub ASheet(S As String)
  Sheets(S).Activate
k=1 --> Gettweb "C26", "C27", "C31", "C32", "C33"
k=2 --> Gettweb "D26", "D27", "D31", "D32", "D33"
k=3 --> Gettweb "E26", "E27", "E31", "E32", "E33"
... --> Gettweb "F26", "F27", "F31", "F32", "F33"
      Gettweb "G26", "G27", "G31", "G32", "G33"
      Gettweb "H26", "H27", "H31", "H32", "H33"
      Gettweb "I26", "I27", "I31", "I32", "I33"
      Gettweb "J26", "J27", "J31", "J32", "J33"
      Gettweb "K26", "K27", "K31", "K32", "K33"
      Gettweb "L26", "L27", "L31", "L32", "L33"
      Gettweb "M26", "M27", "M31", "M32", "M33"
      Gettweb "N26", "N27", "N31", "N32", "N33"
      Gettweb "O26", "O27", "O31", "O32", "O33"
      Gettweb "P26", "P27", "P31", "P32", "P33"
      Gettweb "Q26", "Q27", "Q31", "Q32", "Q33"
      Gettweb "R26", "R27", "R31", "R32", "R33"
      Gettweb "S26", "S27", "S31", "S32", "S33"
      Gettweb "T26", "T27", "T31", "T32", "T33"
      Gettweb "U26", "U27", "U31", "U32", "U33"
      Gettweb "V26", "V27", "V31", "V32", "V33"
      Gettweb "W26", "W27", "W31", "W32", "W33"
      Gettweb "X26", "X27", "X31", "X32", "X33"
      Gettweb "Y26", "Y27", "Y31", "Y32", "Y33"
      Gettweb "Z26", "Z27", "Z31", "Z32", "Z33"
      Gettweb "AA26", "AA27", "AA31", "AA32", "AA33"
      Gettweb "AB26", "AB27", "AB31", "AB32", "AB33"
      Gettweb "AC26", "AC27", "AC31", "AC32", "AC33"
      Gettweb "AD26", "AD27", "AD31", "AD32", "AD33"
      Gettweb "AE26", "AE27", "AE31", "AE32", "AE33"
      Gettweb "AF26", "AF27", "AF31", "AF32", "AF33"
      Gettweb "AG26", "AG27", "AG31", "AG32", "AG33"
      Gettweb "AH26", "AH27", "AH31", "AH32", "AH33"
      Gettweb "AI26", "AI27", "AI31", "AI32", "AI33"
      Gettweb "AJ26", "AJ27", "AJ31", "AJ32", "AJ33"
      Gettweb "AK26", "AK27", "AK31", "AK32", "AK33"
      Gettweb "AL26", "AL27", "AL31", "AL32", "AL33"
      Gettweb "AM26", "AM27", "AM31", "AM32", "AM33"
End Sub

```

Рис. 6.3 Виклик функції знаходження  $t_f$  та  $t_w$  для всіх перерізів  $k$  певної моделі лонжерону з кількістю стійок  $n$ .

На Рис. 6.4 показано програмний код виклику функції пошуку товщини поясів  $t_f$  та стінки  $t_w$  для всіх перерізів  $k$  кожної з 28 моделей лонжерону з кількістю стійок  $n$  (від 4 до 32, крок 1).

```

Sub tweb_determination()
n=4 --> ASheet 4
n=5 --> ASheet 5
n=6 --> ASheet 6
... --> ASheet 7
      ASheet 8
      ASheet 9
      ASheet 10
      ASheet 11
      ASheet 12
      ASheet 13
      ASheet 14
      ASheet 15
      ASheet 16
      ASheet 17
      ASheet 18
      ASheet 19
      ASheet 20
      ASheet 21
      ASheet 22
      ASheet 23
      ASheet 24
      ASheet 25
      ASheet 26
      ASheet 27
      ASheet 28
      ASheet 29
      ASheet 30
      ASheet 31
      ASheet 32

End Sub

```

Рис. 6.4 Виклик функції знаходження  $t_f$  та  $t_w$  для всіх перерізів  $k$  всіх 28 моделей лонжеронів з кількістю стійок  $n$ .

Після проведення ітераційного розрахунку знайдено товщини поясів  $t_f$  та стінки  $t_w$  для кожного перерізу  $k$  всіх 28 моделей лонжеронів з певною кількістю стійок  $n$  (від 4 до 32, крок 1). Визначивши необхідні геометричні параметри знаходиться об'єм всіх 28 моделей лонжеронів згідно масової моделі описаної в розділі 4.2.

Обчислення Margin of Safeties (згідно РОЗДІЛ 5) та об'єму (згідно розділу 4.2) виконано для всіх 28 моделей лонжеронів в програмі Excel. Розрахунки та проміжні значення для ознайомлення показані в Додаток Б для моделі лонжерону з кількістю стійок  $n=13$ .

### 6.3 Аналіз отриманих результатів

На Рис. 6.5 показано залежність між кількістю стійок та необхідним мінімальним об'ємом лонжерону. Масова оцінка виконується по об'єму лонжерону, оскільки всі моделі лонжерону виконуються із однакового матеріалу, тобто мають однакову густину.

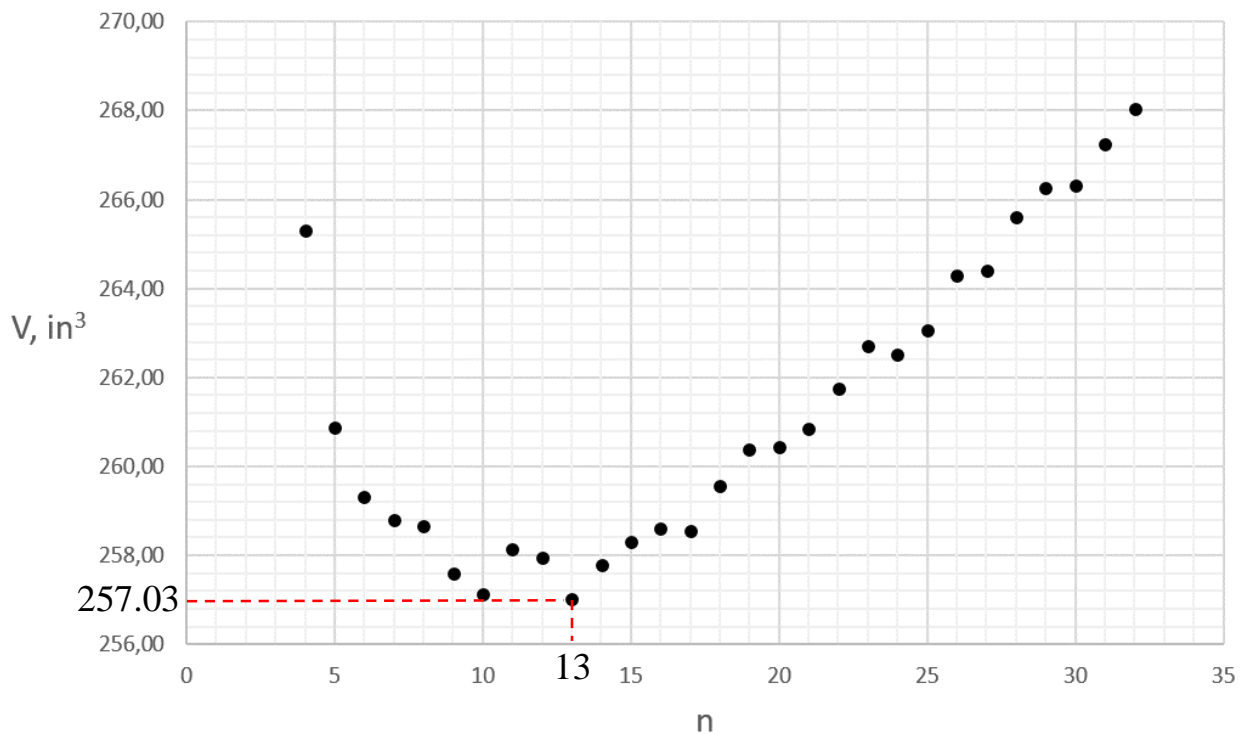


Рис. 6.5 Залежність між кількістю стійок  $n$  та необхідного мінімального об'єму лонжерону  $V$

Видно, що мінімальний об'єм лонжерону досягається при кількості стійок  $n = 13$ . При кількості стійок  $n > 13$  зростає об'єм лонжерону із-за додаткових стійок, а вигреш в меншій товщині стінки не так актуальний оскільки зменшення відстані між стійками не велике при більших значеннях  $n$ . Тоді як при кількості стійок  $n < 13$  є вигреш у меншому об'ємі стійок, але необхідна товста стінка для забезпечення умови втрати стійкості при великій відстані між стійками.

Далі аналіз отриманих результатів виконується для моделі лонжерону з кількістю стійок  $n = 13$ .

На Рис. 6.6, Рис. 6.7 та Рис. 6.8 показано необхідну товщину поясу  $t_f$ , товщину стінки  $t_w$  та ширину поясу  $b_f$  в кожному перерізі  $k$ .

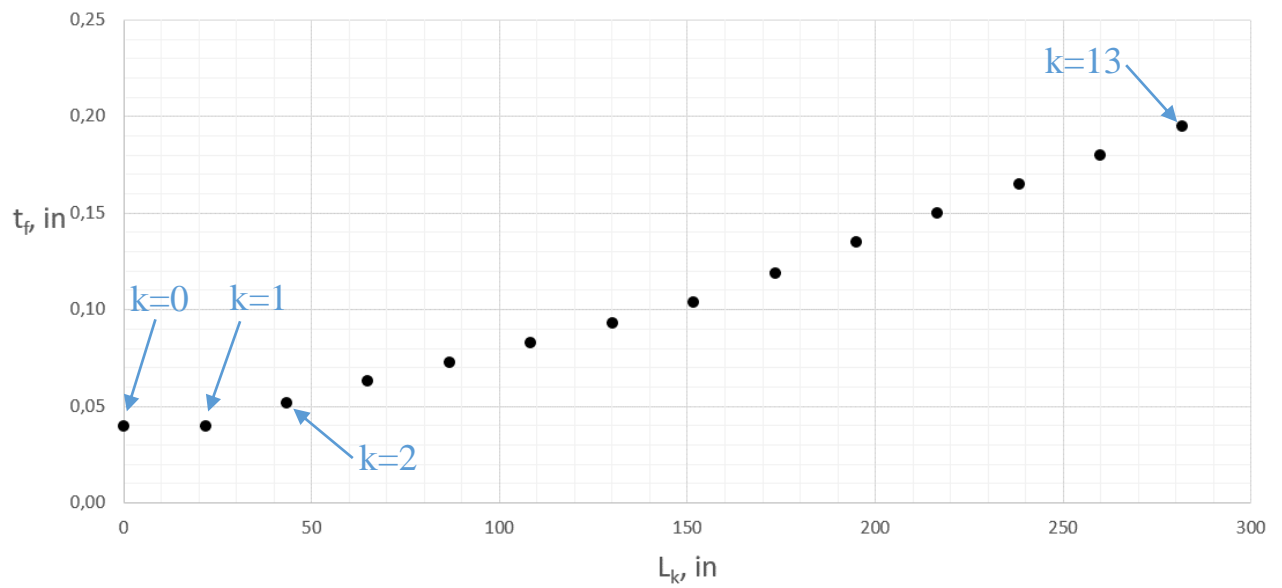


Рис. 6.6 Необхідні товщини поясів  $t_f$  в кожному перерізі  $k$

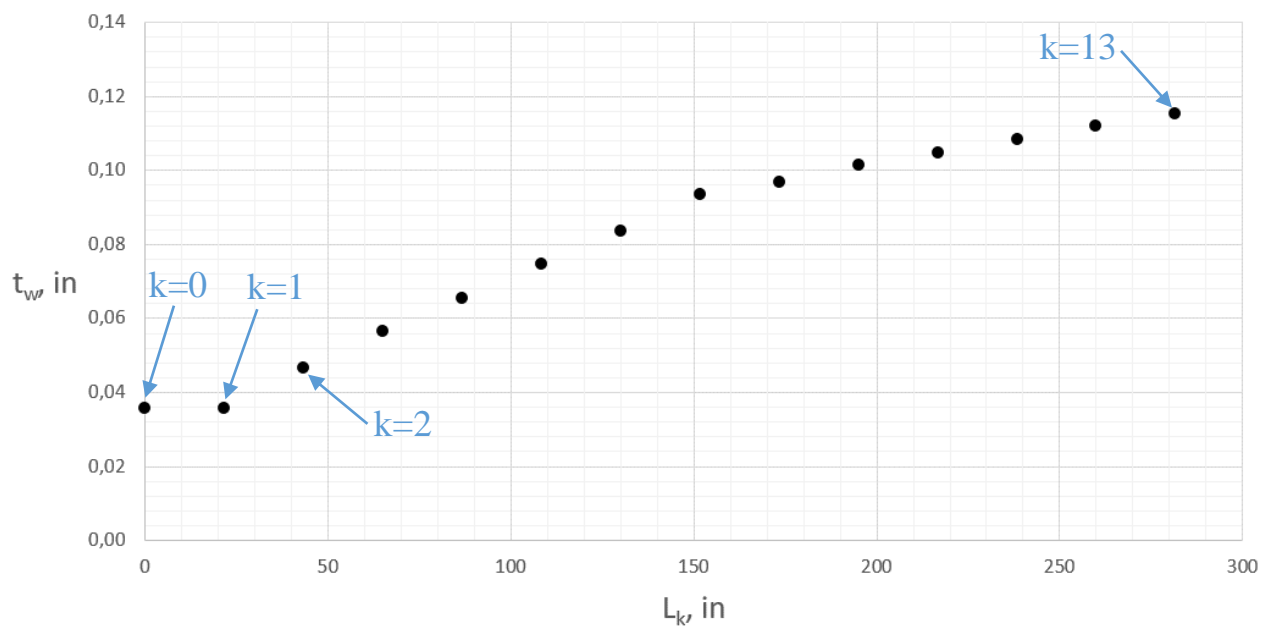


Рис. 6.7 Необхідна товщина стінки  $t_w$  в кожному перерізі  $k$

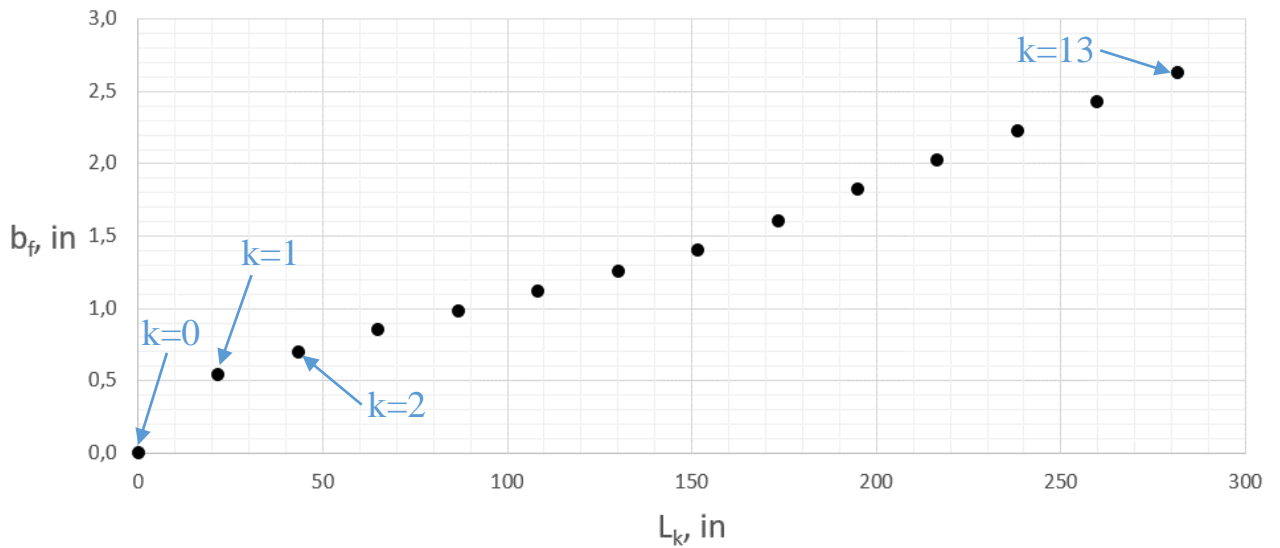


Рис. 6.8 Необхідні ширини поясів  $b_f$  в кожному перерізі  $k$

На Рис. 6.9 показано  $u = t_w/t_f$ , а на Рис. 6.10 Margin of Safeties для поясів та стінки в кожному перерізі  $k$ .

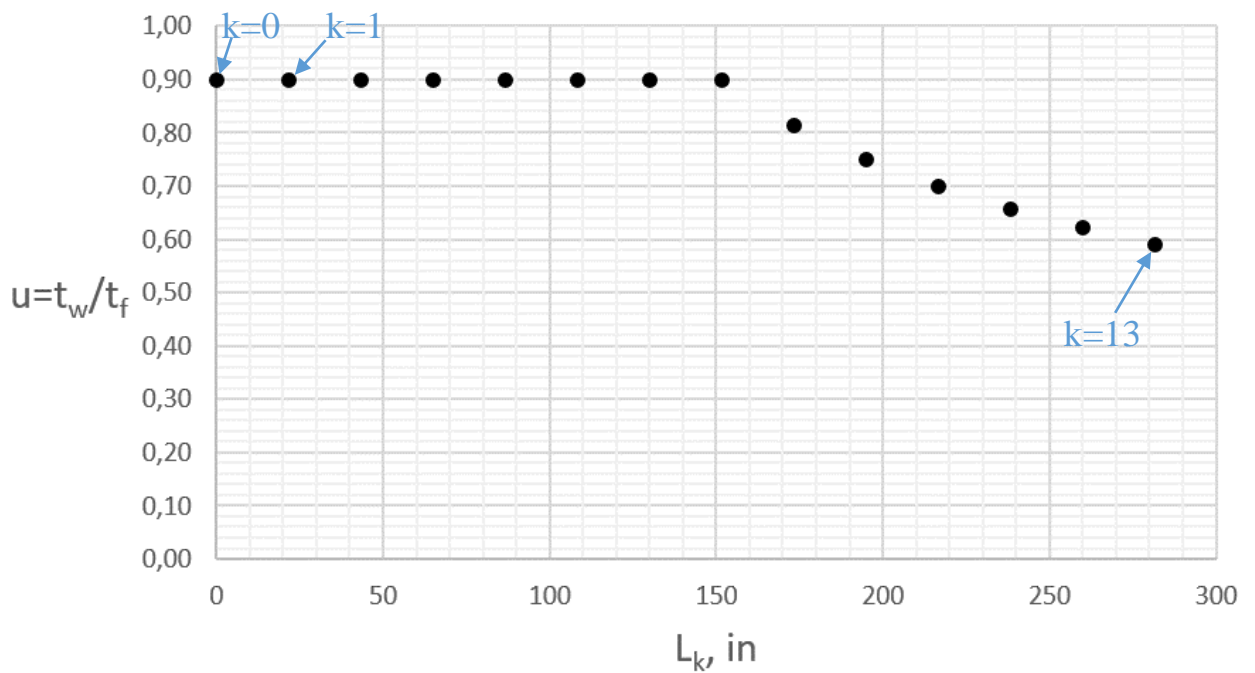


Рис. 6.9  $u = t_w/t_f$  в кожному перерізі  $k$



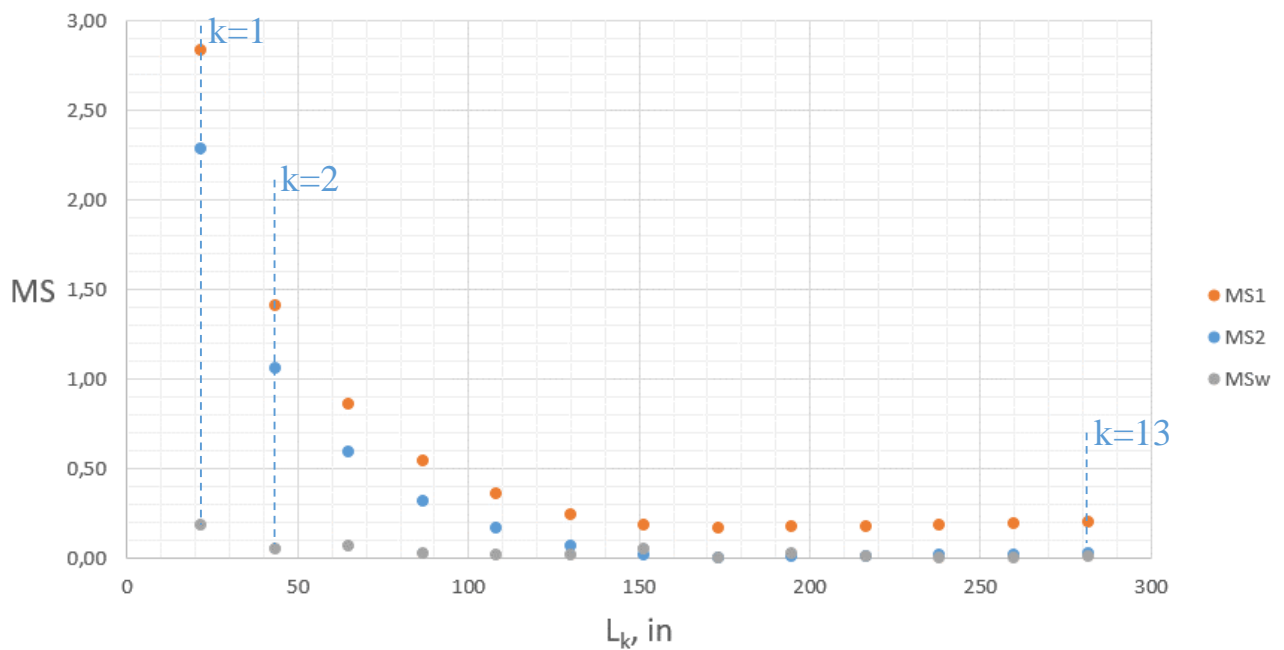


Рис. 6.10 Margin of Safeties в кожному перерізі k

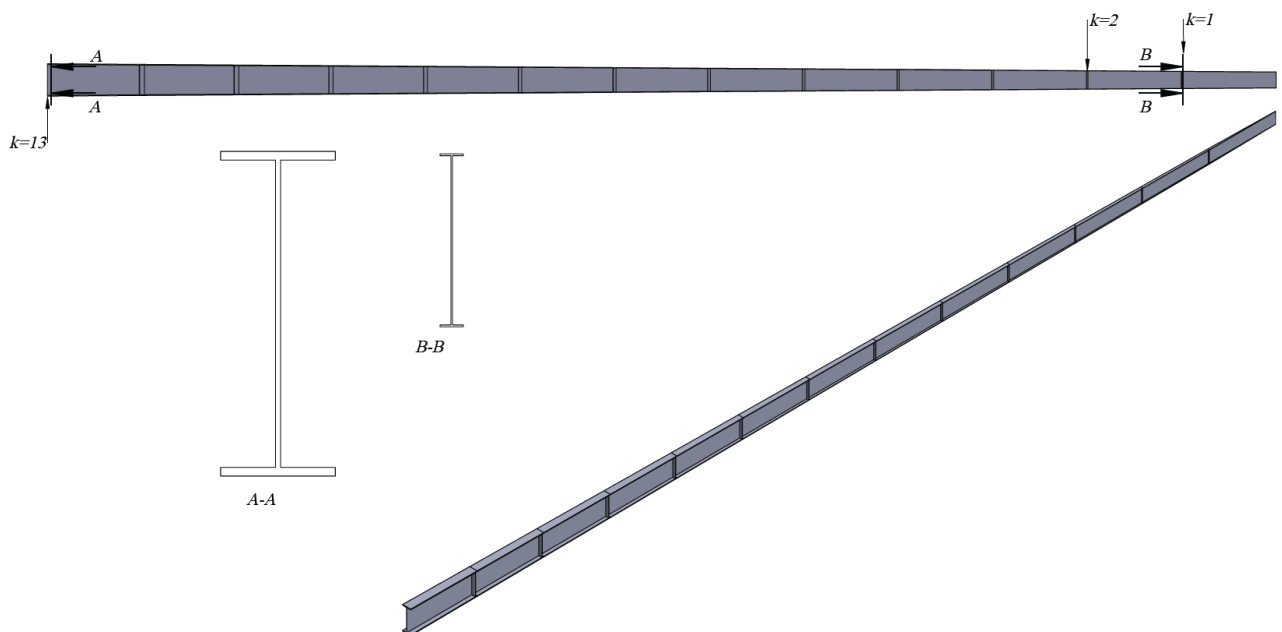
З Рис. 6.10 видно, що пояси мають надлишкову міцність на кінцевій частині крила тоді як MS стінки малий. Це пояснюється тим, що на кінцевій частині крила діє малий по величині згинальний момент, а отже пояси навантажені слабо. Геометрія поперченого перерізу в цій зоні визначається по втраті стійкості стінки та із за обмеження  $t_w \leq 0.9t_f$  пояси є доволі масивними відносно свого навантаження. Ближче до кореневої частини крила, по мірі росту згинального моменту, що має криволінійний характер розподілу по розмаху лонжерону (див. Рис. 2.7) MS поясів падає і з певного значення забезпечити міцність поясів складніше ніж умову втрати стійкості стінки: поясам потрібно більше матеріалу відносно стінки, що добре ілюструє графік на Рис. 6.9.

В Таблиці 6.1 зведено геометричні параметри всіх перерізів k моделі лонжерону з кількістю стійок  $n=13$  (див. Додаток А для конвертації одиниць вимірювання).

Геометричні параметри поперечних перерізів  $k$ 

$k$	$L_k, \text{ м}$	$H, \text{ мм}$	$t_f, \text{ мм}$	$t_w, \text{ мм}$	$b_f, \text{ мм}$
0	0.00	93.2	1.02	0.91	0.00
1	0.55	100.5	1.02	0.91	13.72
2	1.10	107.9	1.32	1.19	17.83
3	1.65	115.2	1.60	1.44	21.60
4	2.20	122.6	1.85	1.67	25.03
5	2.75	129.9	2.11	1.90	28.46
6	3.30	137.3	2.36	2.13	31.89
7	3.85	144.6	2.64	2.38	35.66
8	4.40	152.0	3.02	2.47	40.81
9	4.95	159.3	3.43	2.58	46.29
10	5.50	166.7	3.81	2.67	51.44
11	6.05	174.0	4.19	2.76	56.58
12	6.60	181.4	4.57	2.84	61.72
13	7.15	188.7	4.95	2.93	66.87

На Рис. 6.11 показана трьохвимірна модель лонжерону з кількістю стійок  $n=13$  виконана за даними Таблиці 6.1 в ПЗ Solidworks.

Рис. 6.11 Трьохвимірна модель лонжерону з кількістю стійок  $n=13$

## 6.4 Валідація отриманих результатів

З Рис. 6.5 та Додатку Б об'єм знайденої оптимальної геометричної моделі лонжерону рівний  $V=257.03 \text{ in}^3$ , а густина матеріалу  $\rho = 0.1 \frac{\text{lb}}{\text{in}^3}$  (див. розділ 4.2).

Маса переднього лонжерону дорівнює (див. Додаток А для конвертації одиниць вимірювання):

$$m = V \cdot \rho = 257.03 \text{ in}^3 \cdot 0.1 \frac{\text{lb}}{\text{in}^3} = 25.703 \text{ lb} = 11.66 \text{ кг}$$

Приймається, що маса заднього лонжерону дорівнює 75% маси переднього. Тоді маса двох передніх та двох задніх лонжеронів крила рівна:

$$m_{all} = 2 \cdot m + 2 \cdot 0.75 \cdot m = 2 \cdot 11.66 \text{ кг} + 2 \cdot 0.75 \cdot 11.66 \text{ кг} = 40.81 \text{ кг}$$

Маса крила рівна  $m_{кр} = 192.6 \text{ кг}$  (див. розділ 1.4).

Відношення маси лонжеронів до маси крила:

$$\frac{m_{all}}{m_{кр}} = \frac{40.81 \text{ кг}}{192.6 \text{ кг}} = 0.21 = 21.2\%$$

В лонжеронному крилі відношення маси всіх лонжеронів до маси крила рівне 23-28%. [1]

Враховуючи те, що в обчисленні маси лонжеронів не врахована маса заклепок/болтів, маса прокладкових листів в місцях з'єднання секцій, маса провудин та потовщень в кореневій частині крила де лонжерон кріпиться до фюзеляжу приймається, що отримане відношення маси лонжеронів до маси крила 21.2 % може бути збільшеним на 2-3%.

Опираючись на статистичні дані відношення маси лонжеронів до маси крила наведені в [1]: 23-28% та отримане відношення 21.2 %, що може бути

збільшеним на 2-3% приймається, що застосовані допущення, вибрана розрахункова схема, обрана методика та проведені розрахунки є достатньо точними та валідованими порівнянням кінцевого результату із статистичними даними.

### **Висновки по розділу**

Знайдена геометрична модель лонжерону за критерієм мінімальної маси - це модель лонжерону з геометричними параметрами підібраними таким чином, щоб маса лонжерону була мінімальною і при цьому задовольнялась умова міцності. Для оцінки оптимальної кількості стійок вибрано два крайніх значення та проміжні з кроком один:  $n=4, n=5 \dots n=32$ . Товщина поясів  $t_f$  та стінки  $t_w$  знаходиться методом підбору таким чином аби вони були якомога меншими і в той же час виконувалась умови міцності поясів та втрати стійкості стінки. Програмний код написаний на мові VBA в програмі Excel використаний для знаходження товщини поясів  $t_f$  та стінки  $t_w$  методом підбору. Отримані розміри перерізів для кожної секції, всіх моделей лонжеронів. Кількість стійок  $n=13$  є найбільш оптимальною із точки зору мінімально необхідного об'єму лонжерону. В кінцевій частині крила геометрія перерізу визначається по умові втрати стійкості стінки тоді як по мірі росту згинального моменту до кореневої частини крила умова міцності поясів стає більш критичною. Отриманий результат обчислень (маса лонжерону) добре сходиться із статистичними даними.

## РОЗДІЛ 7 СТАРТАП-ПРОЄКТ

Стартап-проект розроблено згідно методичних рекомендацій [15].

### 7.1 Опис ідеї проекту

Таблиця 7.1

Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Знаходження геометричної моделі переднього лонжерону безпілотного повітряного судна за критерієм мінімальної маси.	Проектування військових або цивільних ЛА подібного класу.	Зменшення маси ЛА в цілому: зменшення вимог до потужності двигуна, а отже й вартості літака та зменшення витрати палива, що робить літак дешевшим в експлуатації.

### 7.2 Технологічний аудит ідеї проекту

Таблиця 7.2

Технологічна здійсненність ідеї проекту

Ідея проекту	Технології реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
Знаходження геометричної моделі переднього лонжерону безпілотного повітряного судна за критерієм мінімальної маси	Проектні розрахунки, перевірочне моделювання в САЕ системах (опціонально)	Наявні	Доступні

Реалізація ідеї проекту не потребує значних витрат з боку виробничої бази. Ідея проекту полягає у використанні алгоритмів, застосуванні допущень, виборі розрахункових схем та визначенні методики та проведення розрахунків, що може бути виконано на персональних комп'ютерах із використанням можливостей програмного забезпечення Excel з підтримкою використання програмного коду або будь якому іншому програмному забезпеченні із аналогічними можливостями.

### 7.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту

Таблиця 7.3

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проєкту

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	Більше 10
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	Нема даних
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Нема даних
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Є специфічні вимоги
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	Нема даних

Оскільки військові технології є засекреченими то виконати попередню характеристику потенційного ринку стартап-проєкту не можливо із-за відсутності відкритих даних. Для ринку цивільних ЛА відкритих даних не достатньо.

Таблиця 7.4

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проєкту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до послуги
1	Проектування лонжеронів військових ЛА	Приватні та державні авіаційні компанії, що спеціалізуються на проектуванні військових ЛА	Надлишкова міцність важливіша за меншу економічність	Вартість, якість і строки проектування
2	Проектування лонжеронів цивільних ЛА	Приватні та державні авіаційні компанії, що спеціалізуються на проектуванні цивільних ЛА	Економічність важливіша за надлишкову міцність	Вартість, якість і строки проектування

Таблиця 7.5

## Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Можлива реакція
1	Сильна конкуренція	Зменшення ціни послуги Покращення якості послуги Дискредитація конкурентів (в межах закону)
2	Спад попиту	

Таблиця 7.6

## Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Можлива реакція
1	Захоплення частки ринку	Забезпечити якість послуги, активна реклама, низька ціна на початковому етапі

Таблиця 7.7

## Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	Вплив на реалізацію стартап-проекту
Тип конкуренції – чиста	Необхідність забезпечити високу якість послуги, в короткі строки за низьку ціну
Рівень конкурентної боротьби – міжрегіональний	Необхідність забезпечити рекламу та пізнаваність на міжрегіональному рівні
Рівень конкурентної боротьби за галузевою ознакою – внутрішньогалузева	Необхідність забезпечити рекламу та пізнаваність на внутрішньогалузевому рівні

Таблиця 7.8

## Аналіз конкуренції в галузі

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Послуги-замінники
Висновки	Інтенсивність конкурентної боротьби висока	Кількість потенційних конкурентів зростає	Постачальниками і клієнти однаково формують умови ринку. Ринок збалансований		Немає даних

З огляду на конкурентну ситуацію існує можливість виходу на ринок даної галузі. Необхідні сильні сторони проекту: якість та строки надання послуги.

Таблиця 7.9

## Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактори конкурентоспроможності	Обґрунтування
1	Простота використання	Для реалізації ідеї не потрібна наявність виробничої бази або дорого програмного забезпечення
2	Запропонований точний підхід до проектування	Зменшення маси ЛА, підвищення економічності
3	Використання отриманих даних для попереднього проектування	

Таблиця 7.10

## Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали	Рейтинг товарів-конкурентів						
			-3	-2	-1	0	1	2	3
1	Простота використання	20				+			
2	Запропонований точний підхід до проектування	15			+				
3	Використання отриманих даних для попереднього проектування	15					+		

Таблиця 7.11

## SWOT-аналіз стартап-проєкту

Сильні сторони: зменшення маси ЛА при проектуванні, простота використання послуги.	Слабкі сторони: ідея не охоплює всіх технічних аспектів проектування лонжерону.
Можливості: захоплення частки ринку.	Загрози: зменшення попиту в галузі; сильна конкуренція.



Таблиця 7.12

## Альтернативи ринкового впровадження стартап-проєкту

№ п/п	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Публічна ознайомлення, отримання державного замовлення для військового ЛА	Висока	6 місяців
2	Публічна ознайомлення, отримання комерційного замовлення для військового ЛА	Висока	6 місяців
3	Публічна ознайомлення, отримання комерційного замовлення для цивільного ЛА	Середня	1 рік

## 7.4 Розробка ринкової стратегії проєкту

Таблиця 7.13

## Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Державні компанії, що розробляють військові ЛА	Готові	Високий	Середня	Посередня
2	Приватні компанії, що розробляють військові ЛА	Готові	Високий	Висока	Посередня
3	Приватні компанії, що розробляють цивільні ЛА	Частково готові	Середній	Висока	Складна

Таблиця 7.14

## Визначення базової стратегії розвитку

№ п/п	Обрана альтернатива розвитку проєкту	Стратегія охоплення ринку	Базова стратегія розвитку
1	Всі три (див. Таблиця 7.12)	Охопити один цільовий сегмент проєктування ЛА	Спеціалізація

Таблиця 7.15

## Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п/п	Чи є проєкт «першопроходцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
1	Немає точних даних Напевно ні	Компанія буде шукати нових споживачів і забирати існуючих у конкурентів	Ні	Стратегія заняття конкурентної ніші

Узгоджена система рішень щодо ринкової поведінки стартап-компанії:

- Напрямок роботи лише у заданій ніші;
- Забезпечення високої якості послуги.

## 7.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Таблиця 7.16

Визначення ключових переваг концепції потенційної послуги

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентами
1	Аналіз результатів	Швидке проектування ЛА за результатами проведеного дослідження	Швидкість
2	Велика кількість ітераційних розрахунків	Проектування ЛА за критерієм мінімальної маси	Точність розрахунків

Таблиця 7.17

Формування системи збуту

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник послуги	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Одноразова покупка	Передача документації	Висока	Комерційний продаж послуги

Таблиця 7.18

Концепція маркетингових комунікацій

№ п/п	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
1	Звичайна	Мережа інтернет, наукові праці, конференції, відрядження	Презентація з показом ефективної доцільності	Презентація послуги, розширення цільових клієнтів	Презентувати ефективність дослідження для споживача

## **Висновки по розділу**

Основна ідея проєкту – знаходження геометричної моделі переднього лонжерону безпілотного повітряного судна за критерієм мінімальної маси. Ця ідея може використовуватись споживачем послуги для використання отриманих результатів в якості опорних даних під час попереднього проєктування лонжерону ЛА. Також послуга може бути використана у вигляді запропонованого підходу для проєктування лонжерону або схожих балочних елементів ЛА. Технологічний аудит показав відсутність в складності реалізації проєкту. Аналіз ринку показав можливість запуску стартап-проєкту попри те, що ринок має сильну конкуренцію. Ринкова стратегія проєкту полягає в напрямі роботи лише у заданій ніші (спеціалізація) та забезпеченні високої якості послуги. Маркетингова програма проєкту включає визначення ключових переваг концепції послуги, систему збуту та концепції маркетингових комунікацій.

## ВИСНОВКИ

В даній роботі виконано знаходження геометричної моделі переднього лонжерону безпілотного повітряного судна за критерієм мінімальної маси. Вибрана розрахункова схема, застосовані допущення та обрана методика перевірки міцності переднього лонжерону. Сформовані геометрична та масова моделі лонжерону. Визначено навантаження крила та переднього лонжерону безпілотного повітряного судна за вихідним даними ЛА аналогів. Виконано аналіз та обґрунтування КСС крила.

Теоретичне значення отриманих результатів полягає у визначенні залежності мінімально необхідного об'єму (маси) переднього лонжерону від кількості стійок та визначенні залежності геометрії поперечного перерізу переднього лонжерону (товщини стінки та поясів, ширини поясів) по його розмаху.

Практичне значення отриманих результатів полягає у запропонованому підході для знаходження геометричної моделі лонжерону за критерієм мінімальної маси, що може бути використаний як приклад для проектування лонжеронів або схожих балочних елементів ЛА та власне знайдена геометрична модель лонжерону безпілотного повітряного судна за вихідним даними ЛА-аналогів, що може використовуватись для попереднього проектування ЛА цього класу.

На підставі виконаних досліджень зроблені наступні висновки:

1. Мінімальний об'єм лонжерону досягається при кількості стійок  $n = 13$ .
2. Пояси мають надлишкову міцність на кінцевій частині крила, геометрія поперечного перерізу в цій зоні визначається по втраті стійкості стінки. Ближче до кореневої частини крила, по мірі росту згинального моменту, забезпечити міцність поясів складніше. В цій зоні пояси мають більшу частку площі поперечного перерізу ніж стінка в порівнянні з кінцевою або середньою частиною консолі.

3. Знайдена геометрична модель переднього лонжерону не охоплює всіх конструктивних та технологічних обмежень або особливостей ЛА. Необхідний додатковий аналіз та оптимізація у відповідних напрямках.

4. Знайдена геометрична модель переднього лонжерону не охоплює аналіз кріпильних елементів (заклепок, болтів), кріплення лонжерону до фюзеляжу, кріплення інших силових/конструктивних елементів до лонжерону та наявність технологічних/конструктивних отворів. Необхідний додатковий аналіз та оптимізація у відповідних напрямках.

5. Знайдена геометрична модель переднього лонжерону не охоплює питання втомного руйнування та ресурсу лонжерону.

6. Виділено наступні ідеї для подальшої оптимізації геометричної моделі:

- визначити граничні умови втрати стійкості стінки через коефіцієнти жорсткості;
- прийняти допустимим втрату стійкості стінки на руйнівні навантаження;
- в кореневій частині лонжерону використовувати більше значення відношення ширини верхнього поясу до його товщини. Оскільки верхній пояс має запас міцності падіння допустимих напружень не є критичним;
- прийняти відстань між стійками змінною по розмаху лонжерону.

За результатами роботи зроблена доповідь на науково-практичній конференції студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку».

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов / Г. И. Житомирский. – М.: Машиностроение, 1995. – 415 с
2. Проектування та конструювання ЛА. Проектування та конструювання ЛА-2. Конструювання ЛА: [текст]: метод. вказівки до виконання курсового проекту для студентів за напрямом підготовки 6.051101 «Авіа-та ракетобудування» / Уклад. – В. В. Сухов, О. М. Масько. – К. : НТУУ «КПІ», 2011. – 76 с.
3. Конструкция самолетов и вертолетов: - учебник / В. С. Кривцов, Л. А. Малашенко, В. Л. Малашенко, С. В. Трубаев. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 366 с.
4. Шульженко М. Н. Конструкция самолетов / М. Н. Шульженко. – Москва: Машиностроение, 1971. – 416 с.
5. Конструкція літальних апаратів. Конструкція ЛА: [текст]: метод. вказівки до виконання курсового проекту для студентів спеціальності 134 "Авіаційна та ракетно-космічна техніка" / Уклад. - В. В. Сухов, О. М. Масько. - К. : НТУУ "КПІ", 2011.
6. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила часть 23 нормы летной годности гражданских легких самолетов – Москва: ОАО «АВИАИЗДАТ», 2014.
7. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила часть ОЛС нормы летной годности очень легких самолетов, 2006.
8. Зайцев В. Н. Конструкция и прочность самолетов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. – Киев: издательское объединение «Вища школа», Головное изд-во, 1978. – 488 с.
9. Niu M. Airframe structural design / Michael Chun-Yung Niu., 1989. – 612 с.
10. Niu M. Airframe stress analysis and sizing / Michael Chun-Yung Niu., 1997. – 802 с.
11. Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS) / R. C. Rice, J. L. Jackson, J. Bakuckas, S. Thompson., January 2003.

12. Density of Aluminum Alloy [Електронний ресурс] // Henan TMR Aluminum Industry Co., Ltd – Режим доступу до ресурсу: <https://www.tomorrowal.com/news/density-of-aluminum-alloy>.
13. Писаренко Г. С. Опір матеріалів / Г. С. Писаренко, Л. Л. Квітка, Е. С. Уманський. – Київ: Вища школа, 2004. – 655 с.
14. Burr A. H. Mechanical Analysis and Design / A. H. Burr, J. V. Cheatham. – New York: Prentice hall.
15. Розроблення стартап-проекту [Електронний ресурс] : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ«КПІ», 2016. – 28 с.
16. Unit Conversions [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: [https://courses.cit.cornell.edu/virtual\\_lab/popups/unitConv.html](https://courses.cit.cornell.edu/virtual_lab/popups/unitConv.html).



## ДОДАТОК А КОНВЕРТАЦІЯ ОДИНИЦЬ ВИМІРЮВАННЯ

Таблиця А.1

Конвертація одиниць вимірювання використаних в розрахунках, [16]

	Система СІ	Імперська система
Відстань	1 метр (м)	39.37 inches (in)
	0.025 метри (м)	1.0 inch (in)
Сила	1 Ньютон (Н)	0.225 pounds (lb)
	4.448 Ньютона (Н)	1.0 pound (lb)
Маса	1 кілограм (кг)	2.205 pounds (lb)
	0.454 кілограм (кг)	1.0 pound (lb)

# ДОДАТОК Б РОЗРАХУНКИ ТА ПРОМІЖНІ ЗНАЧЕННЯ ДЛЯ МОДЕЛІ ЛОНЖЕРОНУ З КІЛЬКІСТЮ СТІЙОК N=13.

n	13,00														
ΔL, in	21,65														
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	
k	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	
Lk, in	0,00	21,65	43,31	64,96	86,61	108,27	129,92	151,57	173,23	194,88	216,54	238,19	259,84	281,50	
x1	0,00	16,56	33,12	49,68	66,24	82,80	99,35	115,91	149,03	165,59	182,15	215,27	231,83	248,39	264,94
x2	16,56	33,12	49,68	66,24	82,80	99,35	115,91	132,47	165,59	182,15	198,71	231,83	248,39	264,94	281,50
y1 (H)	3,67	3,89	4,11	4,33	4,55	4,77	5,00	5,22	5,44	5,66	5,88	6,10	6,32	6,54	6,76
y2 (H)	3,89	4,11	4,33	4,55	4,77	5,00	5,22	5,44	5,66	5,88	6,10	6,32	6,54	6,76	6,98
y1 (M)	272,50	1974,07	4898,73	9113,02	21676,69	30159,13	40197,37	65207,40	80312,27	97239,10	136824,78	159616,72	184496,77	211531,48	240787,38
y2 (M)	1974,07	4898,73	9113,02	14683,50	30159,13	40197,37	51857,95	80312,27	97239,10	116054,42	159616,72	184496,77	211531,48	240787,38	270000,00
y1 (Mкр)	431,44	1402,87	2489,31	3697,16	5032,88	6502,88	8113,60	9871,47	13854,38	16092,29	18503,06	23868,96	26836,95	30003,53	33375,14
y2 (Mкр)	1402,87	2489,31	3697,16	5032,88	6502,88	8113,60	9871,47	11782,92	16092,29	18503,06	21093,15	26836,95	30003,53	33375,14	36958,21
y1 (Q)	32,91	102,76	176,62	254,50	336,40	422,32	512,26	606,21	704,18	806,17	912,18	1022,21	1136,26	1254,32	1376,41
y2 (Q)	102,76	176,62	254,50	336,40	422,32	512,26	606,21	704,18	806,17	912,18	1022,21	1136,26	1254,32	1376,41	1502,51
y1 (chord)	20,87	22,14	23,41	24,69	25,96	27,23	28,51	29,78	31,06	32,33	33,60	34,88	36,15	37,43	38,70
y2 (chord)	22,14	23,41	24,69	25,96	27,23	28,51	29,78	31,06	32,33	33,60	34,88	36,15	37,43	38,70	39,97
H, in	3,67	3,96	4,25	4,54	4,83	5,11	5,40	5,69	5,98	6,27	6,56	6,85	7,14	7,43	7,72
M, lb-in	272,50	2873,86	7491,83	14254,39	23632,93	35562,50	50061,46	67527,36	88119,70	111706,23	138569,67	169175,96	203201,24	240773,47	270000,00
Mкр, lb-in	431,44	1737,12	3232,51	4929,98	6874,35	9059,82	11488,43	14198,10	17204,25	20494,58	24096,18	28053,59	32336,24	36956,51	40000,00
Q, lb	32,91	125,48	224,54	330,09	443,06	562,83	689,09	822,46	962,93	1109,90	1263,67	1424,86	1592,53	1766,70	1946,87
b, in	20,87	22,53	24,20	25,86	27,53	29,19	30,86	32,53	34,19	35,86	37,52	39,19	40,85	42,52	44,19
tf, in	0,040	0,040	0,052	0,063	0,073	0,083	0,093	0,104	0,119	0,135	0,150	0,165	0,180	0,195	0,210
tw, in	0,036	0,036	0,047	0,057	0,066	0,075	0,084	0,094	0,107	0,120	0,135	0,150	0,165	0,180	0,195
bf1, in	0,000	0,540	0,702	0,851	0,986	1,121	1,256	1,404	1,607	1,823	2,025	2,228	2,430	2,633	2,835
bf2, in	0,000	0,540	0,702	0,851	0,986	1,121	1,256	1,404	1,607	1,823	2,025	2,228	2,430	2,633	2,835
MS1		2,83	1,41	0,86	0,54	0,36	0,25	0,19	0,17	0,18	0,18	0,18	0,19	0,20	0,20
MS2		2,29	1,07	0,60	0,32	0,17	0,07	0,02	0,00	0,01	0,01	0,02	0,02	0,03	0,03
MSw		0,19	0,06	0,07	0,03	0,02	0,02	0,05	0,00	0,03	0,01	0,00	0,00	0,01	0,01
tw/tf	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90	0,82	0,75	0,70	0,66	0,62	0,59	0,56
Af1, in^2	0,000	0,022	0,037	0,054	0,072	0,093	0,117	0,146	0,191	0,246	0,304	0,368	0,437	0,513	0,594
If1, in^4	0,00000	0,00000	0,00001	0,00002	0,00003	0,00005	0,00008	0,00013	0,00023	0,00037	0,00057	0,00083	0,00118	0,00163	0,00218
Af2, in^2	0,000	0,022	0,037	0,054	0,072	0,093	0,117	0,146	0,191	0,246	0,304	0,368	0,437	0,513	0,594
If2, in^4	0,00000	0,00000	0,00001	0,00002	0,00003	0,00005	0,00008	0,00013	0,00023	0,00037	0,00057	0,00083	0,00118	0,00163	0,00218
Aw, in^2	0,129	0,140	0,194	0,250	0,307	0,370	0,437	0,513	0,558	0,609	0,658	0,708	0,759	0,813	0,870
Iw, in^4	0,139	0,175	0,277	0,405	0,561	0,754	0,991	1,288	1,534	1,829	2,149	2,508	2,910	3,359	3,859
CG, in	1,834	1,979	2,123	2,268	2,413	2,557	2,702	2,847	2,992	3,136	3,281	3,426	3,570	3,715	3,860
I, in^4	0,139	0,341	0,598	0,941	1,373	1,932	2,638	3,569	4,822	6,464	8,394	10,725	13,509	16,798	20,594
f1, psi		16697	26584	34346	41515	47076	51275	53864	54671	54198	54164	54035	53705	53249	52703
f2, psi		16697	26584	34346	41515	47076	51275	53864	54671	54198	54164	54035	53705	53249	52703
Hw_average, in		3,73	4,00	4,27	4,53	4,80	5,07	5,34	5,60	5,86	6,12	6,38	6,64	6,90	7,16
a/b		5,80	5,42	5,08	4,78	4,51	4,27	4,05	3,87	3,70	3,54	3,40	3,26	3,14	3,03
x1		4,40	4,40	4,40	4,40	4,40	4,00	4,00	3,70	3,00	3,00	3,00	3,00	3,00	3,00
x2		6,00	6,00	6,00	6,00	6,00	4,40	4,40	4,00	3,70	3,70	3,70	3,70	3,70	3,70
y1		5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,05	5,05	5,10	5,25	5,25	5,25	5,25	5,25
y2		5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,05	5,10	5,10	5,10	5,10	5,10	5,10
Ks		5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,02	5,04	5,07	5,10	5,13	5,17	5,19	5,22
F_cr_s/η, psi		4419	6509	8394	9971	11484	12970	14714	14485	14548	14370	14206	14054	13913	13782
x1		0,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00
x2		5000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00
y1		0,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00	5000,00
y2		5000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00	25000,00
F_cr_s, psi		4419	6509	8394	9971	11484	12970	14714	14485	14548	14370	14206	14054	13913	13782

CGw_average, in	1,87	2,00	2,14	2,27	2,41	2,54	2,68	2,81	2,94	3,07	3,20	3,33	3,46
b/c	2,00	2,01	2,01	2,00	2,00	2,00	2,00	2,01	2,01	2,00	2,00	2,00	2,00
x1	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00
x2	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00	5,00
y1	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00
y2	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00
Kb	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00	21,00
F_cr_b/η, psi	18560	27340	35255	41878	48235	54297	61271	59971	59896	58777	57758	56826	55971
x1	10000,00	10000,00	10000,00	40000,00	40000,00	53000,00	53000,00	53000,00	53000,00	53000,00	53000,00	53000,00	53000,00
x2	40000,00	40000,00	40000,00	50000,00	50000,00	62000,00	62000,00	62000,00	62000,00	62000,00	62000,00	62000,00	62000,00
y1	10000,00	10000,00	10000,00	40000,00	40000,00	50000,00	50000,00	50000,00	50000,00	50000,00	50000,00	50000,00	50000,00
y2	40000,00	40000,00	40000,00	48000,00	48000,00	54000,00	54000,00	54000,00	54000,00	54000,00	54000,00	54000,00	54000,00
F_cr_b, psi	18560	27340	35255	41502	46588	50576	53676	53098	53065	52567	52114	51700	51321
fb, psi	16359	25933	33392	40259	45548	49511	51896	52496	51865	51688	51433	50998	50455
H_rear_spar, in	3,22	3,46	3,70	3,93	4,17	4,40	4,64	4,88	5,11	5,35	5,58	5,82	6,05
tw_rear_spar, in	0,029	0,038	0,046	0,054	0,061	0,068	0,076	0,079	0,083	0,086	0,088	0,091	0,094
J_cons, in^4	0,000089	0,000209	0,000397	0,000657	0,001024	0,001522	0,002242	0,002631	0,003150	0,003648	0,004203	0,004818	0,005498
H_main-rear, in	3,59	3,85	4,12	4,38	4,64	4,90	5,17	5,43	5,69	5,95	6,22	6,48	6,74
main_rear_span, in	9,01	9,68	10,35	11,01	11,68	12,34	13,01	13,68	14,34	15,01	15,68	16,34	17,01
J_uncons, in^4	5,98	9,62	14,22	19,85	26,89	35,56	46,53	56,04	67,53	80,01	94,14	110,05	127,90
J, in^4	1,20	1,92	2,84	3,97	5,38	7,11	9,31	11,21	13,51	16,00	18,83	22,01	25,58
fmkp, psi	52,26	78,61	98,29	113,76	125,81	135,17	142,77	149,02	154,00	158,08	161,64	164,51	166,84
a_uf, in	1,96	2,10	2,24	2,38	2,52	2,66	2,79	2,93	3,07	3,21	3,34	3,48	3,62
a_ws, in	0,97	1,04	1,10	1,17	1,24	1,30	1,37	1,44	1,50	1,57	1,63	1,70	1,76
A_ws, in^2	0,07	0,10	0,13	0,15	0,18	0,22	0,26	0,28	0,30	0,33	0,35	0,38	0,41
CG_us, in	1,20	1,33	1,44	1,55	1,67	1,78	1,89	2,04	2,20	2,35	2,50	2,65	2,80
S, in^3	0,11	0,18	0,26	0,35	0,46	0,59	0,76	0,96	1,21	1,49	1,81	2,17	2,57
Qk, lb	120,63	212,75	309,09	410,33	516,36	627,18	743,19	864,50	990,88	1122,53	1259,83	1402,35	1550,13
fq, psi	1081,80	1344,28	1492,27	1595,06	1655,41	1689,89	1691,20	1774,68	1830,66	1895,81	1954,70	2007,62	2055,43
fs, psi	1134,06	1422,89	1590,56	1708,83	1781,22	1825,06	1833,97	1923,70	1984,66	2053,90	2116,34	2172,13	2222,27
Rb	0,88	0,95	0,95	0,97	0,98	0,98	0,97	0,99	0,98	0,98	0,99	0,99	0,98
Rs	0,26	0,22	0,19	0,17	0,16	0,14	0,12	0,13	0,14	0,14	0,15	0,15	0,16
Vf1, in^3	0,23	0,70	1,06	1,45	1,89	2,39	2,99	3,88	5,01	6,25	7,60	9,08	10,69
Vf2, in^3	0,23	0,70	1,06	1,45	1,89	2,39	2,99	3,88	5,01	6,25	7,60	9,08	10,69
Vw, in^3	2,97	4,16	5,39	6,66	8,04	9,53	11,25	12,28	13,47	14,59	15,76	16,97	18,22
V_stf, in^3	0,08	0,14	0,21	0,30	0,41	0,55	0,72	0,90	1,11	1,33	1,58	1,85	2,14
Vk, in^3	3,51	5,69	7,72	9,86	12,24	14,87	17,96	20,93	24,60	28,42	32,53	36,97	41,74
V, in^3	257,03												