

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

**Навчально-науковий Інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»

УДК \_\_3576-с\_\_

До захисту допущено:

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр БОНДАРЕНКО

« \_\_25\_\_ » \_\_жовтня\_\_ 2021 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»**

**зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

**на тему: «Автоматизоване конструювання підкошу крила регіонального  
транспортного літака»**

Виконала:

студентка II курсу, групи АЛ-01мп

Стебінська Анна Вікторівна \_\_\_\_\_

Керівник:

Доцент, к.т.н., доцент кафедри АРБ

Шкриль, Олександр Олександрович \_\_\_\_\_

Рецензент:

Ст. викладач кафедри СКЛА

Камелін Анатолій Борисович \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській  
дисертації немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних посилань.

Студентка \_\_\_\_\_

Київ – 2021 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

\_\_\_\_\_ Олександр БОНДАРЕНКО

«\_25\_»\_жовтня\_\_2021 р.

**ЗАВДАННЯ**

**на магістерську дисертацію студентці**

**Стебінській Анні Вікторівні**

1. Тема дисертації «Автоматизоване конструювання підкошу крила регіонального транспортного літака», науковий керівник дисертації Шкриль Олексій Олександрович, д.т.н., професор, затверджені наказом по університету від «\_25\_»\_жовтня\_\_2021 р. №\_3576-с \_\_\_\_\_

2. Термін подання студенткою дисертації \_\_\_\_\_ 06 грудня 2021 р.

3. Об'єкт дослідження: Крило регіонального транспортного літака

4. Предмет дослідження: Методика формування конструктивних параметрів підкошу крила літака

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

5.1. Аналіз сучасного стану конструювання крила регіонального літака.

5.2. Переваги та недоліки застосування підкошу в конструкції планеру літака.

5.3. Підбір конструктивно-силової схеми підкосного крила.

5.4. Комп'ютерне моделювання підкошу крила регіонального літака.

5.5. Розробка методики автоматизованого проектування підкошу крила.

5.6. Застосування розроблених моделей та запропонованої методики автоматизованого проектування на прикладі літака (Short 330).

5.7. Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу
- 6.1. Сучасний стан конструювання крила регіонального літака.
- 6.2. Переваги та недоліки застосування підкосу в конструкції планеру літака.
- 6.3. Теоретичні основи автоматизованого конструювання крила.
- 6.4. Методика автоматизованого проектування підкосу крила.
- 6.5. Варіантне комп'ютерне моделювання підкосу крила регіонального літака.
- 6.6. Приклади застосування розроблених моделей.

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.

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

8. Дата видачі завдання 05.10. 2020 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналіз сучасного стану конструювання крила регіонального літака.	до 20.12.2020 р.	
2.	Переваги та недоліки застосування підкосу в конструкції планеру літака.	до 01.01.2021 р.	
3.	Підбір конструктивно-силової схеми підкосного крила.	до 01.06.2021 р.	
4.	Комп'ютерне моделювання підкосу крила регіонального літака.	до 01.10.2021 р.	
5.	Розробка методики автоматизованого проектування підкосу крила.	до 01.11.2021 р.	
6.	Застосування розроблених моделей та запропонованої методики автоматизованого проектування на прикладі літака (Short 330).	до 20.11.2021 р.	
7.	Розробка стартап-проекту.	до 06.12.2021 р.	
8.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу.	до 06.12.2021 р.	
9.	Перевірка на плагіат.	до 06.12.2021 р.	

Студент

Анна СТЕБІНСЬКА

Науковий керівник

Олексій Шкриль

## Реферат

**Магістерська дисертація:** " Автоматизоване конструювання підкосу крила регіонального транспортного літака ", 152 сторінки, 61 рисунок, 21 таблицю, 9 посилань.

**Актуальність:** Існуючі інтегральні методи розрахунку дозволяють досить точно визначити параметри основних силових елементів крила з підкосом при відносно невеликих витратах робочого часу. Однак усім їм притаманний один принциповий недолік, пов'язаний з неможливістю визначення навантажень, викликаних взаємними деформаціями силових елементів, які найбільше впливають на розподіл напруг у зоні кріплення ВЧК та підкосу до відсіку фюзеляжу, а також у зоні кріплення підкосу до ВЧК.

**Мета роботи:** Розробка методу автоматизованого синтезу скінченно-елементних моделей підкосів, для забезпечення синтезу скінченно-елементної моделі крила з підкосом, шляхом з'єднання локальних скінченно-елементних моделей від'ємної частині кесона крила, центрального відсіку фюзеляжу та підкосу.

**Об'єкт дослідження:** Крило регіонального транспортного літака.

**Предмет дослідження:** Методика формування конструктивних параметрів підкосу крила літака.

**Методи дослідження:** Алгоритм формування структури підкосу крила була реалізована у вигляді ПЗ в об'єктно-орієнтованому середовищі SPACe.

**Наукова новизна одержаних результатів:** Розроблений метод дозволяє підвищити якість проектування кесона крила літака транспортної категорії, з допомогою збільшення кількості досліджуваних варіантів конструкції і зменшити ймовірність виникнення помилок.

**Практичне значення одержаних результатів:** Продемонстровано застосування скінченно-елементної моделі підкосу для синтезу загальної скінченно-елементної моделі крила з підкосом. Модель синтезована для умовного внутрішньорегіонального літака, який має злітну вагу 10500 кг, і містить 2167 вузлів та 3305 скінченних елементів. При цьому загальний час

синтезу моделі становив 1 робочій день (8 робочих годин), з яких для синтезу моделі підкосу знадобилося 0.5 робочої години. В процесі дослідження технології синтезу була також створена аналогічна модель крила з підкосом за допомогою стандартних засобів САЕ-системи FEMAP. При цьому загальний час синтезу моделі становив 15 днів (120 робочих годин). А, безпосередньо, для синтезу моделі підкосу знадобилося 2 дні (16 робочих годин).

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

**Публікації:** Стаття

«МЕТОД АВТОМАТИЗИРОВАННОГО СИНТЕЗА КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ ПОДКОСА КРЫЛА РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ».

## Abstract

**Master's thesis:** "Automated design of the wing of a regional transport aircraft", 152 pages, 61 figures, 21 tables, 9 references.

**Relevance:** Existing integrated calculation methods allow to determine quite accurately the parameters of the main power elements of the wing with a brace at a relatively low cost per working hour. However, all of them have one fundamental shortcoming, related to the impossibility of determining the loads caused by mutual deformations of power elements, which have the greatest impact on the distribution of stresses in the area of the Cheka and the fuselage.

**Purpose of the study:** Development of a method for automated synthesis of finite element models of struts to ensure the synthesis of finite element model of the wing with the strut, by connecting local finite element models of the negative part of the wing caisson, the central compartment of the fuselage and strut.

**The object of study:** Wing of a regional transport aircraft.

**Subject of research:** Methods of forming the design parameters of the wing span of the aircraft.

**Methods of research:** The algorithm of wing structure structure formation was implemented in the form of software in object-oriented SPACE environment.

**The results and their novelty:** The developed method allows to improve the quality of the design of the caisson of the wings of the transport category, by increasing the number of studied design options and reduce the likelihood of errors.

**Recommendations for the use of work:** The application of the finite-element model of the strut for the synthesis of the general finite-element model of the wing with the strut is demonstrated. The model was synthesized for a conventional intraregional aircraft with a takeoff weight of 10,500 kg and contains 2,167 knots and 3,305 finite elements. The total synthesis time of the model was 1 working day (8 working hours), of which 0.5 working hours were required for the synthesis of the strut model. In the process of researching the synthesis technology, a similar model of a wing with a brace was also created using standard FEMAP CAE systems. The total

synthesis time of the model was 15 days (120 working hours). And, directly, the synthesis of the brace model took 2 days (16 working hours).

**Approbation of the results of the dissertation:** scientific-practical conference of students and young scientists "Air-rocket building: Prospects and directions of development".

**Publications:** Article

"METHOD OF AUTOMATED SYNTHESIS OF FINITE-ELEMENT MODEL OF WING SLIP OF REGIONAL AIRCRAFT OF CATEGORY".

## ЗМІСТ

---

Списки термінів та умовних скорочень.....	7
ВСТУП.....	8
<b>1. Аналіз сучасного стану конструювання крила регіонального літака.</b>	<b>9</b>
<b>1.1. Аналіз конструкцій літаків з вільнонесучим крилом.</b>	<b>9</b>
1.1.1. Ан-24 .....	9
1.1.2. Ан-26 .....	10
1.1.3. VFW-Fokker 614 .....	13
1.1.4. Ан-140 .....	14
1.1.5. Як-40 .....	15
1.1.6. Бе-30 .....	16
1.1.7. Іл-114 .....	17
1.1.8. L-410.....	18
<b>1.2. Аналіз конструкцій літаків з підкосним крилом</b>	<b>20</b>
1.2.1. Ан-28 .....	20
1.2.2. Ан-38.....	22
1.2.3. Short SC.7 Skyvan .....	23
1.2.4. Short 330 .....	24
<b>1.3. Результати аналізу конструкцій прототипів.....</b>	<b>25</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>26</b>
<b>2. Переваги та недоліки застосування підкосу в конструкції планеру літака.</b>	<b>27</b>
<b>Висновок до розділу .....</b>	<b>33</b>



<b>3. Підбір конструктивно-силової схеми підкосного крила. ....</b>	<b>33</b>
<b>3.1. Визначення параметрів елементів поздовжнього набору..</b>	<b>40</b>
<b>3.2 Визначення епюри згинального моменту .....</b>	<b>41</b>
<b>3.3. Визначення епюри крутного моменту .....</b>	<b>45</b>
<b>3.4. Оцінка впливу дотичних напруг .....</b>	<b>48</b>
<b>3.5 Визначення епюри згинального моменту для вільнонесучого крила.....</b>	<b>49</b>
<b>3.6. Визначення жорсткісних параметрів силових елементів для вільнонесучого крила.....</b>	<b>51</b>
<b>3.7. Порівняння ваги вільнонесучого крила з вагою підкісний крила.....</b>	<b>51</b>
<b>Висновки до розділу.....</b>	<b>52</b>
<b>4. Комп'ютерне моделювання підкосу крила регіонального літака</b>	<b>53</b>
<b>4.1. Принципи скінченно-елементного моделювання конструкції кесона крила.....</b>	<b>53</b>
<b>4.2. Структура СЕМ підкосу крила.....</b>	<b>60</b>
<b>Висновки до розділу.....</b>	<b>62</b>
<b>5. Розробка методики автоматизованого проектування підкосу крила.....</b>	<b>63</b>
<b>5.1 Метод синтезу СЕМ підкоса крила .....</b>	<b>63</b>
<b>5.2. Схема обміну даними .....</b>	<b>70</b>
<b>Висновки по розділу .....</b>	<b>71</b>
<b>6. Застосування розроблених моделей та запропонованої методики .....</b>	<b>72</b>
<b>автоматизованого проектування на прикладі літака (Short 330)</b>	<b>72</b>

6.1. Структура скінченно-елементної моделі відокремленої частини кесона крила.....	72
6.2. Умови закріплення та навантаження моделі.....	76
6.3. Аналіз результатів розрахунку напружено-деформованого стану.....	78
6.3.1. Аналіз напруг у обшивці ВЧК.....	78
6.3.2. Аналіз напруг у нервюрах.....	80
6.3.3 Аналіз напруг у лонжеронах.....	81
6.3.4 Аналіз напружень у підкосі.....	82
6.3.5. Аналіз напруг у шпангоутах.....	84
6.3.6 Аналіз деформацій ВЧК.....	85
Висновки по розділу.....	86
7. Розробка стартап-проекту.....	87
7.1 Опис ідеї проекту.....	87
7.2 Технологічний аудит проекту.....	87
7.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	88
7.4. Розроблення ринкової стратегії проекту.....	90
7.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту.....	92
7.6 Очікувана ефективність стартап-проекту.....	93
Висновки до розділу.....	100
<b>ВИСНОВКИ</b> .....	101
<b>ЛІТЕРАТУРА</b> .....	102
<b>ДОДАТКИ</b> .....	104

## Списки термінів та умовних скорочень

ЛА – літальний апарат;

ДР – дипломна робота;

ТЗ – технічне завдання;

ЛТХ – льотно-технічні характеристики;

КСС – конструктивно-силова схема;

НДС – напружено-деформований стан;

СЕМ – скінченно – елементна модель;

ВЧК – від’ємна частина крила

*АЛ01мп 05.10.20.00.00 ПЗ*

Зм.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата				
Розроб.		Стебінська А.В			<i>Автоматизоване конструювання підкосу крила регіонального транспортного літака</i>	Літ.	Аркуш	Аркушів
Перевір.		Шкриль О.О.					7	146
Т. Контр.						<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського Каб. АРБ зв. АЛ-01мп</i>		
Реценз.								
Н. Контр.		Поваров С.А.						
Затверд.		Бондаренко О.М.						

## ВСТУП

У ході виконання магістерської дисертації було розроблено методику формування підкосу крила. Методика була розроблена на підставі аналізу конструкції регіональних транспортних літаків аналогів. Були визначені переваги та недоліки підкісного крила, а також визначено область застосування підкісного крила. Був розроблен алгоритм формування структури типового підкосу крила, яка була реалізована у вигляді програмного забезпечення в об'єктно-орієнтованому середовищі SPACE. Було зроблено клас об'єкта, за допомогою якого зроблено скінченно-елементну модель крила з підкосом. Було зроблено аналіз напружено-деформованого стану моделі для польотного випадку, який відповідає максимальному вертикальному навантаженню. Розроблено стартап проект для

Для реалізації розробки методу об'єктно-орієнтованої технології було використано об'єктно-орієнтовану систему управління даними SPACE. Аналіз напружено-деформованого стану скінченно-елементної моделі було зроблено за допомогою СЕМ FEMAP.

## **1. Аналіз сучасного стану конструювання крила регіонального літака.**

Конструкцію крила регіональних літаків можна розділити на дві категорії: вільнонесуче крило, і крило з підкосом. Проведемо порівняльну характеристику на аналогах для вільнонесучого крила та крила з підкосом.

### **1.1. Аналіз конструкцій літаків з вільнонесучим крилом.**

#### **1.1.1. Ан-24**

Крило літака Ан-24 вільно несе трапецієподібної форми в плані. Кут стріловидності по лінії 25% хорд дорівнює  $6^{\circ}50'$ . Поперечне  $V$  крила по розмаху який завжди. На ділянках крила між нервюрами 1 і 12 кут поперечного  $V = 0$ , а на відокремленій частині крила  $V = -2^{\circ}$ . Змінна величина поперечного  $V$  дає можливість забезпечити оптимальні умови стійкості та керованості літака у великому діапазоні швидкостей від посадкової до крейсерської.

За конструкцією крило літака кесонного типу. У такому крилі раціонально використовується матеріал, маса крила мінімальна. Внутрішній об'єм крила вільніший від конструктивних елементів і в ньому може бути розміщена значна кількість обладнання та палива. До крила кесонного типу відноситься дволонжеронне крило з обшивкою, що працює на вигин та кручення разом із силовим набором крила.

Крило складається з поздовжнього та поперечного набору та обшивки. До поздовжнього набору відносяться лонжерони та обшивка, підкріплена стрінгерами, до поперечного – нервюри. Пояси лонжеронів сприймають частину згинальних моментів, а стінки лонжеронів - сили, що перерізують. Стінки лонжеронів разом з обшивкою в поперечному перерізі крила утворюють замкнутий контур, який сприймає моменти, що крутять. Жорстка працююча обшивка зі стрінгери сприймає аеродинамічний навантаження і основну частину згинального моменту. Нервюри беруть участь у спільній

роботі конструкції крила, сприймають місцеві навантаження від кручення і меншою мірою від згину.

На рис.1.1.1.1 наведено загальний вид та вид у плані крила літака Ан-26.

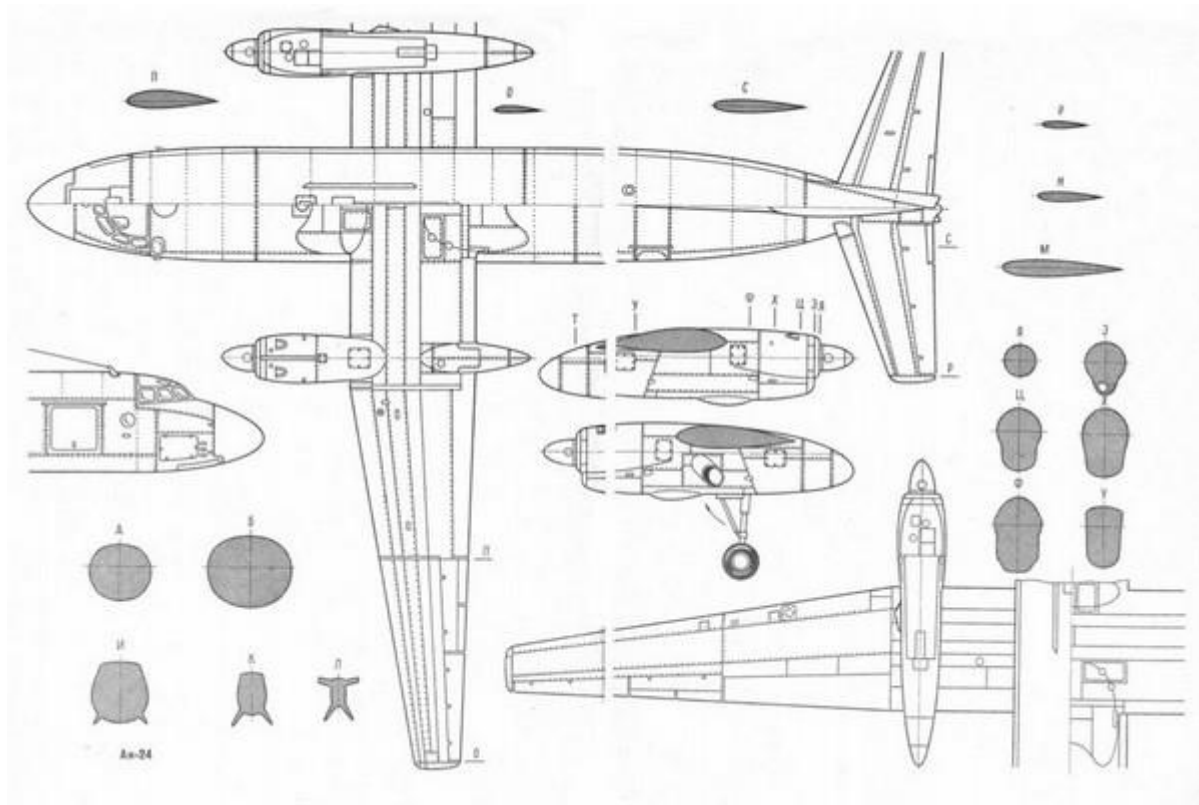


Рис.1.1.1.1 Крило літака Ан-24

### 1.1.2. Ан-26

Крило літака - високорозташоване, вільнонесуче, прямокутної форми в плані на ділянці між нервюрами 7 і трапецієподібної форми на ділянках від нервюру 7 до законцівок. Зовнішні обводи крила по перетинах в трапецієподібної частини утворені набором аеродинамічних профілів різної товщини. Крило має роз'єми по нервюрам 7 і 12 і ділиться на центроплан, дві середні (СЧК) і дві відокремлені частини (ВЧК).

Центроплан несе на собі два відхиляючих однощільних закрилка, середні частини крила - по одному двохщільному висувному закрилку, відокремлені частини крила - по дві секції елеронів. Стикування частин крила між собою здійснюється за допомогою профілів роз'єму (по панелям),

фітингів (по полицях лонжеронів) і стикових кутників (по стінках лонжеронів).

Конструкція крила - кесонного типу, складається з двох лонжеронів, двадцяти трьох нервюр, обшивки і стрингерів, що утворюють панелі, носових і хвостових частин і кінцевих обтекачів. Кесон крила утворений лонжеронами, нервюрами і панелями обшивки. В кесоні центроплана розташовані десять м'яких паливних баків. Кесони середніх частин крила мають герметизованні паливні баки-відсіки.

Лонжерони - основні силові частини конструкції, що сприймають вигинальний момент та перерізуючу силу крила. При цьому пояси лонжеронів навантажуються осьовими силами, а стінки перерізуючими силами від згину і кручення. Конструктивно являють собою балку, яка складається з верхнього та нижнього поясу і стінки.

Стрингери - поздовжні елементи, що сприймають згинальний момент разом з поясами і обшивкою. Також сприймають осьові навантаження від вигину, підкріплюють обшивку і працюють спільно з нею.

Нервюри є елементами поперечного набору крила. Вони надають крилу заданий профіль, підкріплюють обшивку і передають місцеві навантаження на лонжерони. Зокрема перешкоджають зближенню верхніх і нижніх панелей при вигині, піддаючись при цьому стисненню; перерозподіляють навантаження між елементами поздовжнього силового набору; сприймають повітряне навантаження з обшивки, сили внутрішнього тиску в бакових відсіках, зосереджені зусилля з вузлів кріплення органів управління і т. п. За призначенням поділяються на силові та типові: силові нервюри встановлюються в найбільш навантажених місцях крила, таких як для кріплення двигуна. Типові – звичайні нервюри, які розміщуються в крилі.

Верхні та нижні панелі являють собою обшивку, підкріплену стрингерами. Частина з них виконана цільнопресованими. Вони сприймають усі види аеродинамічного навантаження, працюють на розтяг і стиск.

Обшивка крила має різну товщину на різних ділянках. Більшість елементів конструкції крила виконано з алюмінієвих сплавів. Стиковка крила з фюзеляжем і окремих частин крила між собою здійснюється болтами і гайками зі сталі різних марок.

На рисунку 1.1.2.1 наведена загальний вид крила літака Ан-26. Також, на рисунку 1.1.2.2 наведено схему крила в плані.

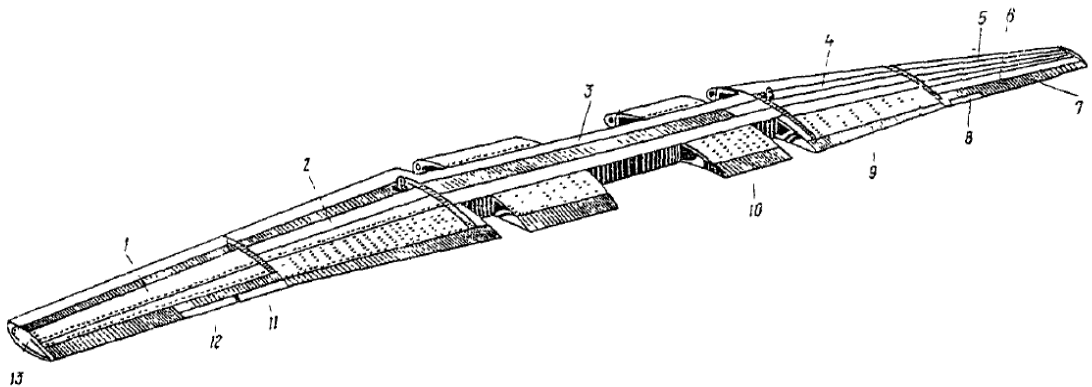


Рис.1.1.2.1 Загальний вид крила Ан-26

1,5-від'ємні частини; 2,4-середні частини; 3-центроплан; 6-корнева секція елерона;7-кінцева секція елерона; 8,11-сервокомпенсатори; 9-однощільний закрилок; 10-двохщільний закрилок; 12-триммер; 13-закінцівка крила

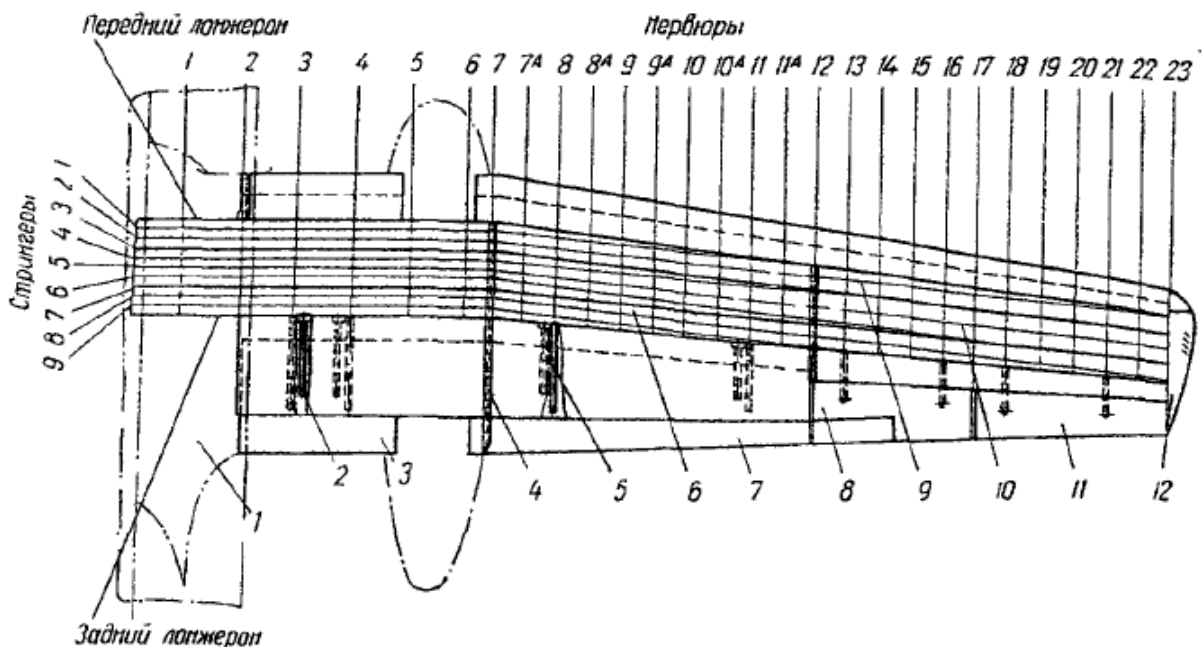


Рис.1.1.2.2 Схема крила в плані

1 – центроплан; 2 – гвинтовий підйомник; 3 – закрилок центроплана; 4 – стрічка; 5 – монорельс закрилка; 6 – середня частина крила; 7 – закрилок середньої частини крила; 8

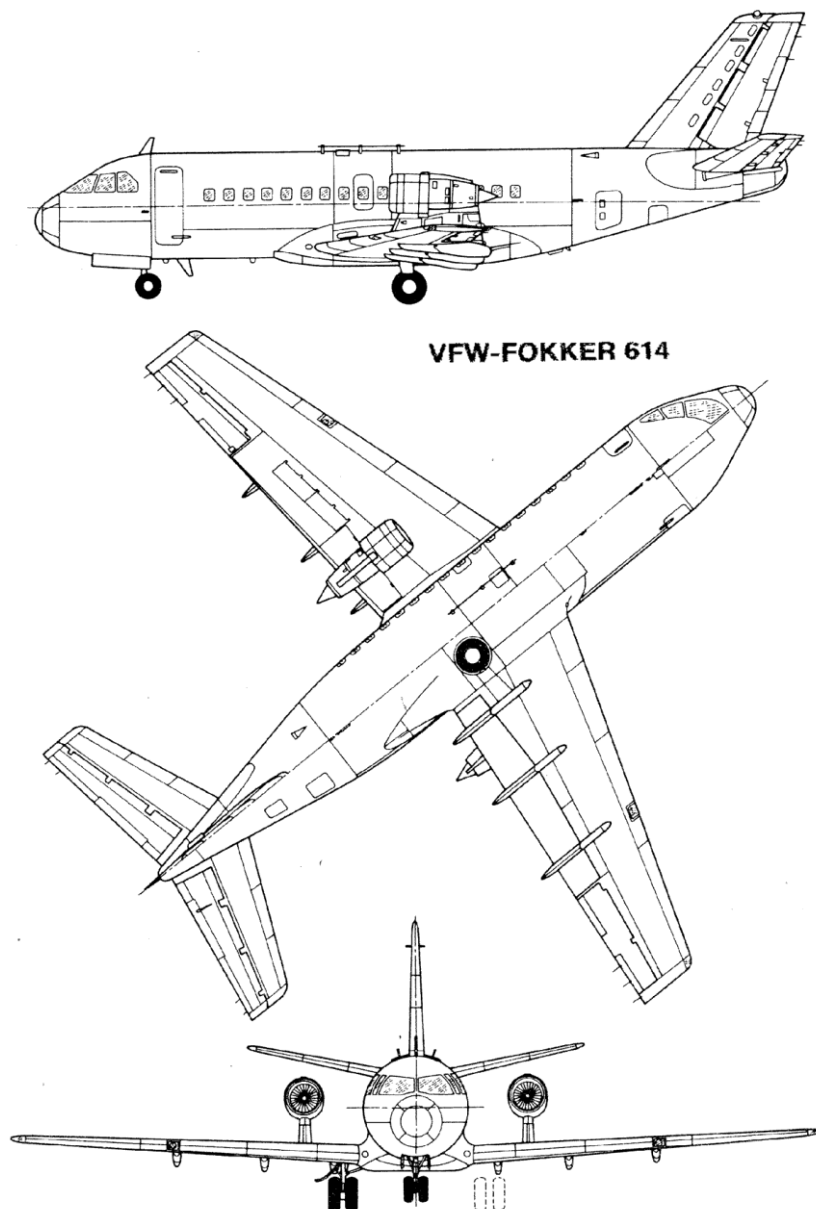


– коренева секція елерона; 9 – від’ємна частина крила ; 10 – панелі обшивки; 11 – кінцева секція елерона; 12 – кінцевий обтікач

### 1.1.3. VFW-Fokker 614

Крило літака VFW-Fokker 614 - низькорозташоване, вільнонесуче, трапеціподібне в плані крило.

Консолі крила за допомогою болтів кріпляться до середньої частини фюзеляжу з інтегрованою в неї кесоном центроплана крила, який в основному є коробчастою конструкцією з двома лонжеронами. У місцях, де до крила кріпляться шасі та двигуни, до задньої лонжерону крила додатково кріпляться допоміжні коробчасті конструкції.



### Рис.1.1.3.1. Схема літака VFW-Fokker 614

Верхня та нижня частини крила у просторі між лонжеронами були виконані з певної кількості металевих смуг обшивки накладених шарами та склеєних один з одним теплим способом. Така конструкція окремих ділянок поверхні дозволяє забезпечити низьку ймовірність виникнення тріщин.

Передня частина крила, посадкові щитки, елерони та допоміжні коробчасті конструкції виготовлені звичайним способом.

Конструкція крила розрахована на здійснення польотів на високих швидкостях і водночас досягнення хороших злітно-посадкових характеристик. Оптимальна комбінація з малої питомої навантаження на крило, високого коефіцієнта підйомної сили та ефективної механізація крила була отримана на VFW 614 без допомоги додаткових засобів, що дозволяли отримати короткі розбіг при старті і пробіг при приземленні і хороші характеристики при польоті на малих швидкостях.

#### **1.1.4. Ан-140**

Крило літака – високорозташоване, вільнонесуче, прямокутної форми у плані дільниці між нервюрами №3 і трапецієподібної форми дільниці від нервюр №3 до закінцівок.

Зовнішні обводи крила по перерізах утворені набором аеродинамічних профілів різної товщини. Поперечне V крила (кут між площиною хорд крила та поперечною віссю літака) пряме, тобто. кінці крила підняті вгору,  $+1^\circ$ . Пряме поперечне V сприяє збільшенню поперечної стійкості літака. Крило встановлено на фюзеляжі за схемою високоплан та за допомогою чотирьох вузлів кріпиться до силових шпангоутів №19 та №22 фюзеляжу. На крилі встановлені два турбогвинтові двигуни. Крило має механізацію: закрилки, елерони, інтерцептори (рис.1.1.4.1).

По розмаху крило ділиться на центроплан і дві відокремлені частини (ВЧК).

Конструктивно крило складається з частин:

- носова;

- кесонна;
- хвостова.

Кесонна частина є силовою частиною крила і складається з подовжнього та поперечного силових наборів.

Подовжній силовий набір складається з:

- переднього та заднього лонжеронів;
- верхньої та нижньої панелей.

Поперечний силовий набір – із набору нервюр. У кесонах ВЧК, між нервюрами №3...25, розміщується весь запас палива, тому стики ВЧК у кесонах виконані герметичними. Центроплан та ВЧК з'єднані між собою фланцевими стиками.

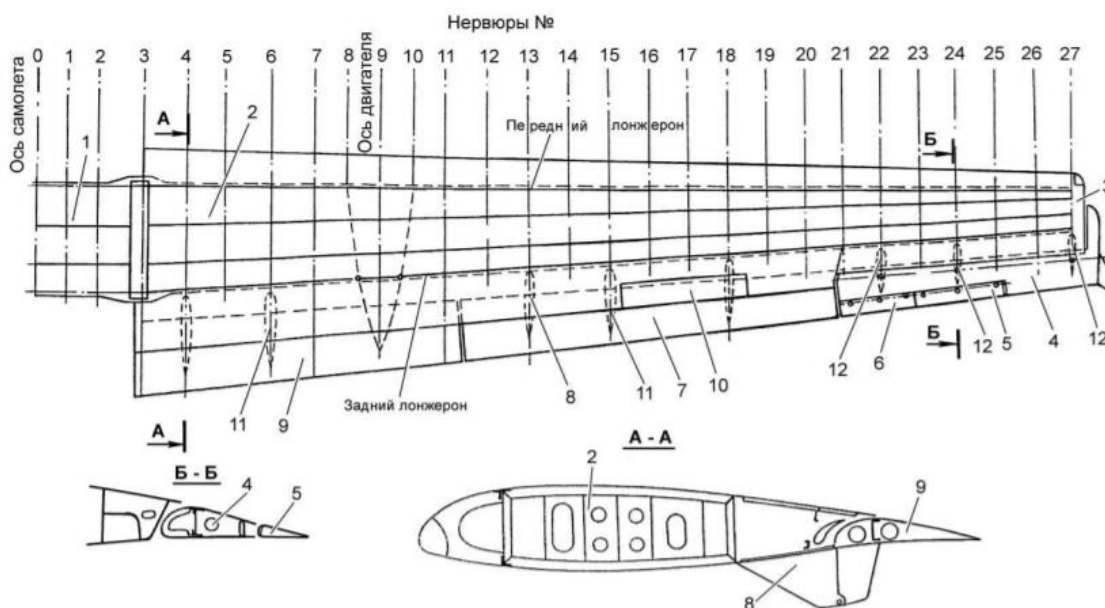


Рис.1.1.4.1 Загальний вигляд крила

1 – центроплан; 2 - відокремлена частина; 3 – закінчування; 4 – елерон; 5 – сервокомпенсатор; 6 – тример елерону; 7 – закрилок (секція № 2); 8 - обтічник механізму навішування закрилків; 9 - закрилок (секція № 1); 10 – інтерцептор; 11 – обтічник витягу закрилка; 12 - обтічник кронштейнів навішування елерону.

### 1.1.5. Як-40

Крило літака пряме, великого подовження, складається із двох консолей кесонної конструкції. На вигляд у плані крило трапецієподібної

форми. Частина консолі крила загерметизована та є паливним кесоном. Носова частина кожної консолі обладнана повітряним прибором проти обмерзання. Основний силовий набір крила: носова балка, передній та задній лонжерони, стрінгери, та елементи поперечного набору – нервюри. Обшивка конструкції виконана з дюралюмінієвих листів. У корневих частинах консолей зроблені вирізи під нішу, де в положенні розміщуються амортизаційна стійка і колесо головної опори шасі. Відсік консолі крила між носовою балкою та переднім лонжероном використовується для розміщення агрегатів паливної системи. На кінцях кожної консолі встановлені законцювання з бортовими аеронавігаційними вогнями та двома знімачами статичної електрики. Стикування консолей провадиться по осі симетрії літака.

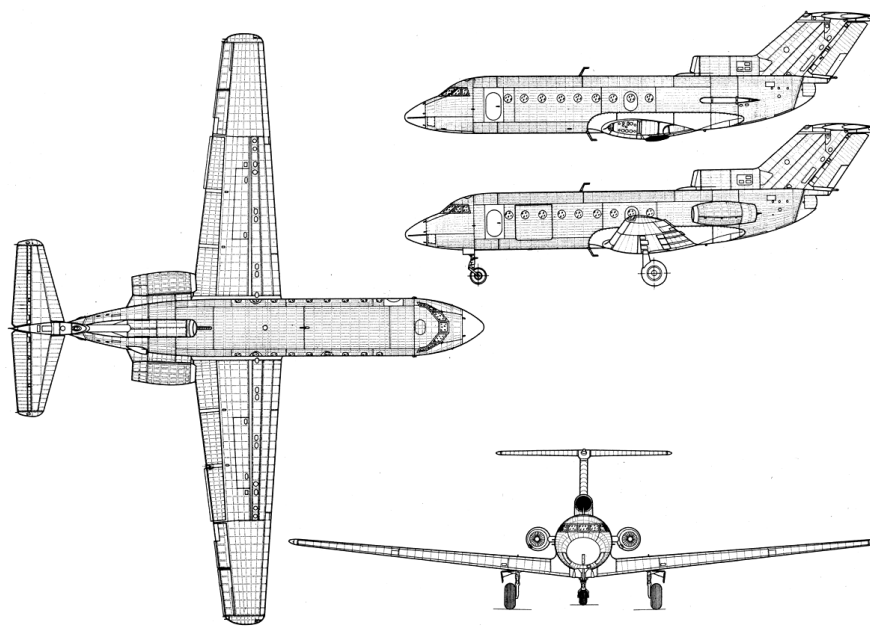


Рис. 1.1.5.1. Схема літака Як-40

### 1.1.6. Бе-30

Літак являє собою вільнонесучий моноплан з високорозташованим крилом.

Крило суцільнометалевої конструкції, вільнонесуче, трапецієподібної форми в плані, з прямокутним центропланом. Складається з трьох основних

частин: центроплана та двох відокремлених частин крила. На центроплані встановлено двощільні закрилки, на ВЧК - двощільні закрилки та елерони. У силовому відношенні крило є конструкцією кесонного типу. Кесон центроплана та відокремлених частин крила утворений переднім та заднім лонжеронами, нижніми та верхніми панелями. У кесоні кожної частини частини крила розташовані паливні баки-відсіки. Основні матеріали конструкції крила – алюмінієві сплави Д16Т, Д19Т, АК6. Усі деталі крила мають антикорозійні покриття.

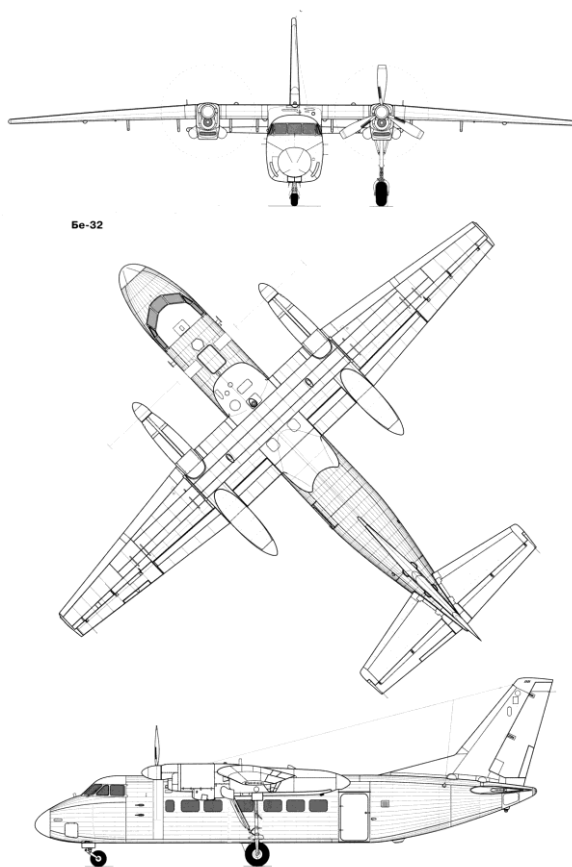


Рис.1.1.6.1 Схема літака Бе-30

### 1.1.7. Іл-114

Іл-114 виконаний за схемою вільнонесучого моноплана з низькорозташованим крилом.

Крило Іл-114 спроектовано на основі великих дослідницьких та експериментальних робіт, проведених ОКБ спільно з ЦАГІ. Воно має високий рівень аеродинамічної та вагової досконалості та оснащено ефективною злітно-посадковою механізацією, що складається з висувних

двощільних закрилків з фіксованим дефлектором. Закрилки відхиляються на кути 10,20 та 40 градусів.

Крило кесонне, складається з центроплану та ВЧК. ВЧК складається з двох лонжеронів, рядових та посилених нервюр. ВЧК із центропланом стикується фітинговим з'єднанням.

Крило значного подовження має лише дві панелі (крило Ан-24, наприклад, зібране з дев'яти панелей). Завдяки застосуванню довгомірних панелей підвищується безпека при руйнуванні крила за рахунок зменшення кількості поперечних роз'ємів. У той же час знижується маса крила через збільшення габаритів листів та стрінгерів, використання герметичних кесонів крила для створення паливних баків. Це, у свою чергу, дає можливість відмовитися від м'яких паливних баків і контейнерів під них. До того ж зменшується кількість поперечних роз'ємів та покращується якість зовнішньої поверхні крила.

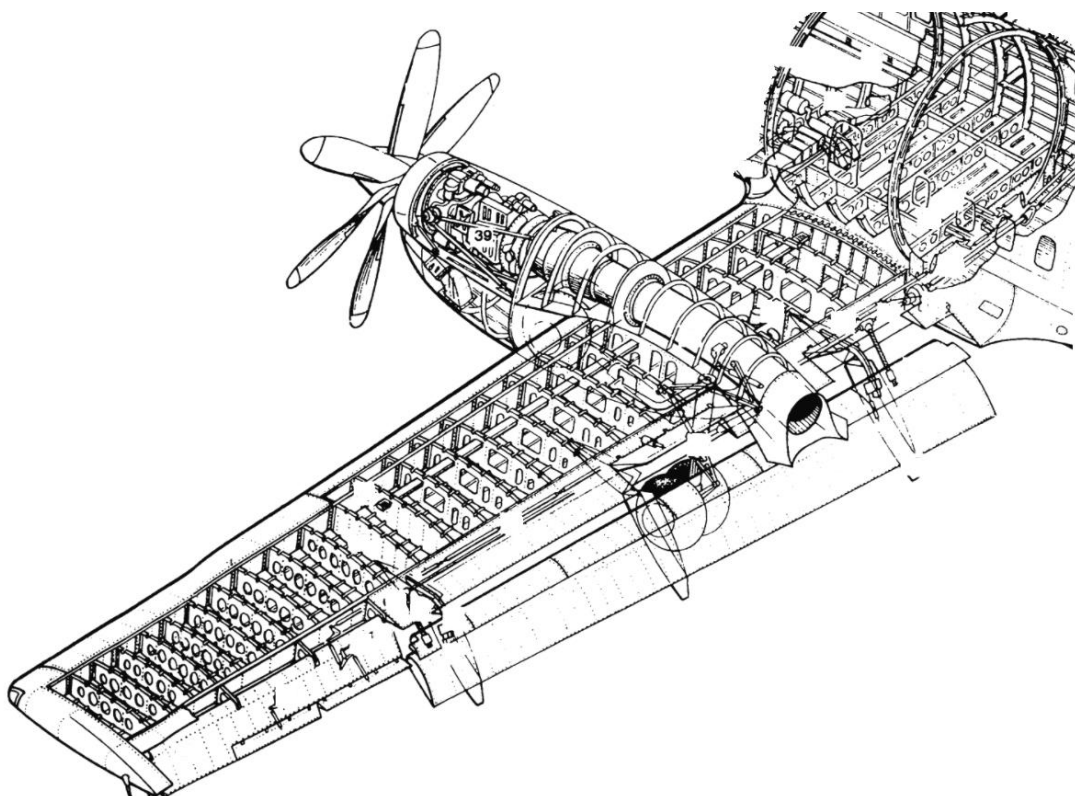


Рис.1.1.7.1. Схема крила Іл-114

### 1.1.8. L-410

Крило літака L-410 - є двохлонжеронним суцільнометалевим високопланом.

Силовий набір складається з двох лонжеронів і 63 нервюр, від 0-ї у площині симетрії крила, до 31-ї вправо та вліво. У площинах нервюр №3 крило на чотирьох вузлах навішення кріпиться до фюзеляжу. На нервюрах №8 та №10 встановлені вузли кріплення двигунів.

Механізація крила та елементи керування польотом включають елерони, інтерцептори, щитки автоматичного керування креном, двощілинні двосекційні закрилки.

Усередині крила розміщено 8 м'яких паливних баків. На крило навішуються мотогондоли двигунів. На закінчування крила можна підвісити два підвісні паливні баки. Розмах крила без підвісних баків 19,479 м, з підвісними баками 19,980 м. Кут установки крила  $+2^\circ$ , позитивний кут V крила  $+1^\circ 45'$ .

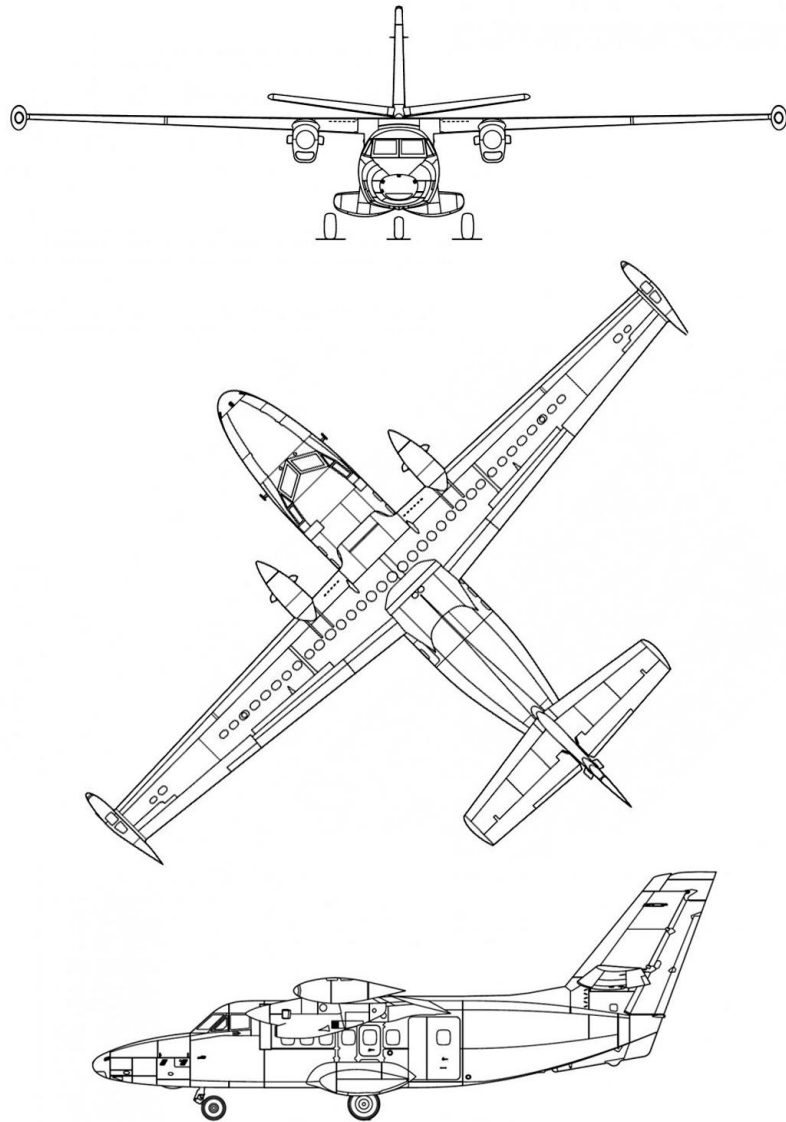


Рис.1.1.8.1. Схема літака L-410

## 1.2. Аналіз конструкцій літаків з підкосним крилом

### 1.2.1. Ан-28

Ан-28 - легкий двомоторний турбогвинтовий літак. Розроблено як розвиток концепції літака Ан-14.

**Крило** - відмінною рисою літака є двухлонжеронне крило, кесонного типу, великого розмаху, розміщене у верхній частині фюзеляжу і закріплене профільованими підкосами. Крило складається з центроплана, прямокутної форми в плані, і двох трапецієподібних консолей. Кесони центроплана і консолей є паливні баки-відсіки. Крило підкріплено двома підкосами.



Нижній кінець підкоса закріплений на консолі шасі, верхній приєднаний до нервюрі крила. Ця зона кесона крила додатково посилена поздовжньої балкою, встановленої між прилеглими нервюрами. Подовження крила - 12,2. Звуження консолі - 2,0. Стреловідність її по передній кромці - 4. Крило обладнане автоматичними і керованими елеронами, предкрилками, інтерцепторами і закрилками. Закрилки двохщільними і складаються з основної ланки і дефлекторів, дві секції змонтовані на центроплане, ще дві на консолях. Предкрилки встановлені на передній кромці консолей. На верхній поверхні консолей крила розташовуються інтерцептори. На консолях крила встановлені елерони, лівий елерон забезпечений тримерами. Елерони зависаючі, на злітно-посадочних режимах вони автоматично відхиляються на кут, пропорційний куту випуску закрилків. Дана конструкція крила забезпечує літака не тільки круту траєкторію зльоту і посадки, а й стійке планування на малих швидкостях і великих кутах атаки.

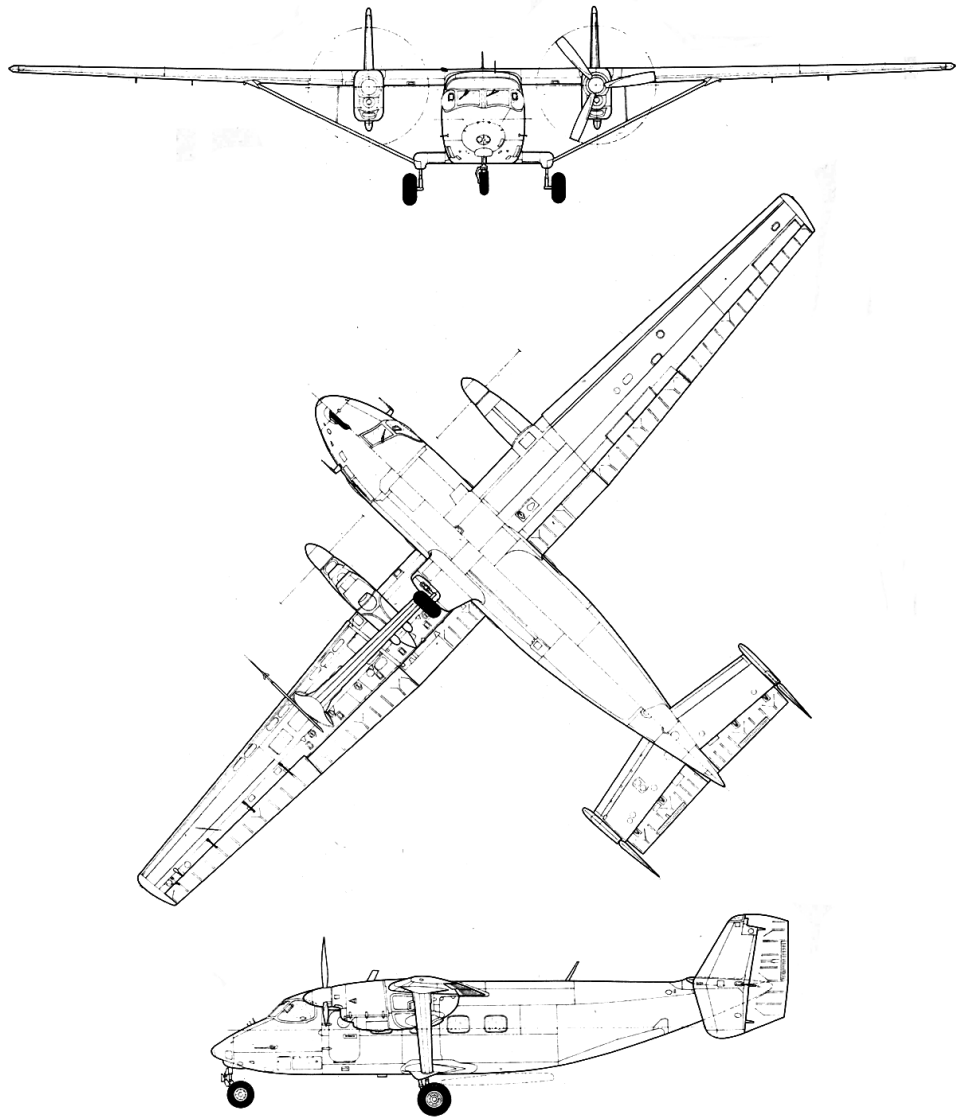


Рис.1.2.1.1 Креслення Ан-28

### 1.2.2. Ан-38.

Ан-38 - літак регіональних ліній КБ Антонов, модифікована версія Ан-28, розрахована на 27 пасажирів і дальність 800 км. Розробка літака була розпочата з метою заміни застарілого Ан-28.

Ан-38 - багатоцільовий транспортний літак. За конструкцією близький до створеного раніше літаку Ан-28, від якого відрізняється подовженим фюзеляжем, збільшеним числом місць і більш потужними турбогвинтовими двигунами (ТВД). У порівнянні з Ан-28 Ан-38 має дальність в два рази більше при 30% кращої паливної економічності і на 43% більшою максимальною масою комерційної навантаженні. Крім того, літак Ан-38 є

єдиним в світі літаком, експлуатація якого дозволена до температури мінус 50 градусів.

Потужна механізація крила, що включає в себе автоматичні предкрилки, двохщільними закрилки, зависаючі елерони і автоматичні інтерцептори, а також два потужних турбореактивні двигуни з реверсивними гвинтами дозволяють експлуатувати Ан-38 на невеликих аеродромах, в тому числі і на ґрунтових, льодових, засніжених. Маневрені властивості літака дозволяють виробляти посадку по крутій глісаді на невеликі гірські аеродроми.

### 1.2.3. Short SC.7 Skyvan

Крило літака Short SC.7 Skyvan - двомоторний суцільнометалевий моноплан з високорозташованим крилом.

Конструкція крила – однолонжеронна. Але, крило має один додатковий лонжерон, що переривається, який сприймає поздовжнє зусилля і крутний момент від вузла кріплення підкосу. У конструкцію крила також входять рядові та посилені нервюри. Посилена нервюра, розташована в зоні кріплення підкосу, що сприймає вертикальне зусилля від підкосу та сприймає навантаження від рами двигуна.

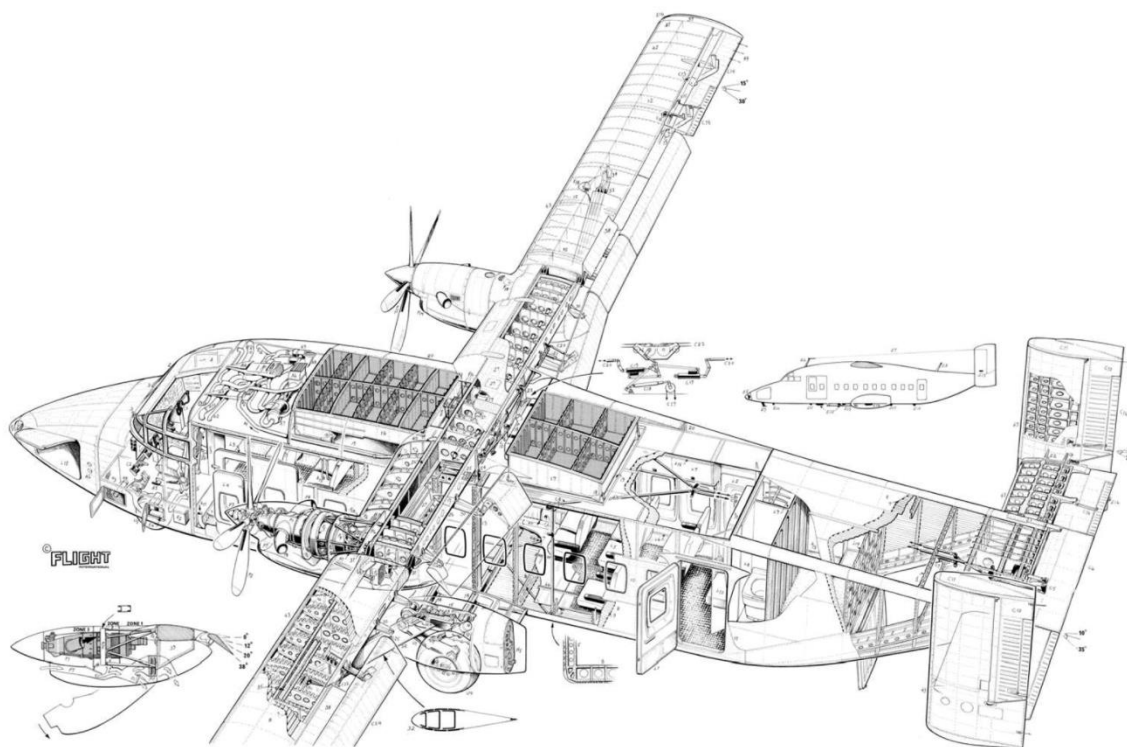


Рис.1.2.3.1 Компонувальна схема літака Short SC.7 Skyvan

#### 1.2.4. Short 330

Shorts 330 - близькомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений англійською фірмою Short. Розробка літака (спочатку позначали SD3-30) почалася в 1972 р За основу конструкції фірма Short взяла планер легкого багатоцільового 20-місного літака Skyvan SC.7: фюзеляж прямокутного перетину, високорозташованого пряме крило з підкосами і двухкильове вертикальне оперення. Так як новий літак призначався для перевезення 30 пасажирів, то фірма просто пропорційно збільшила розміри попередньої моделі. Зокрема, фюзеляж був подовжений на 3,78 м, збільшено розмах крила, встановлені більш потужні ТВД.

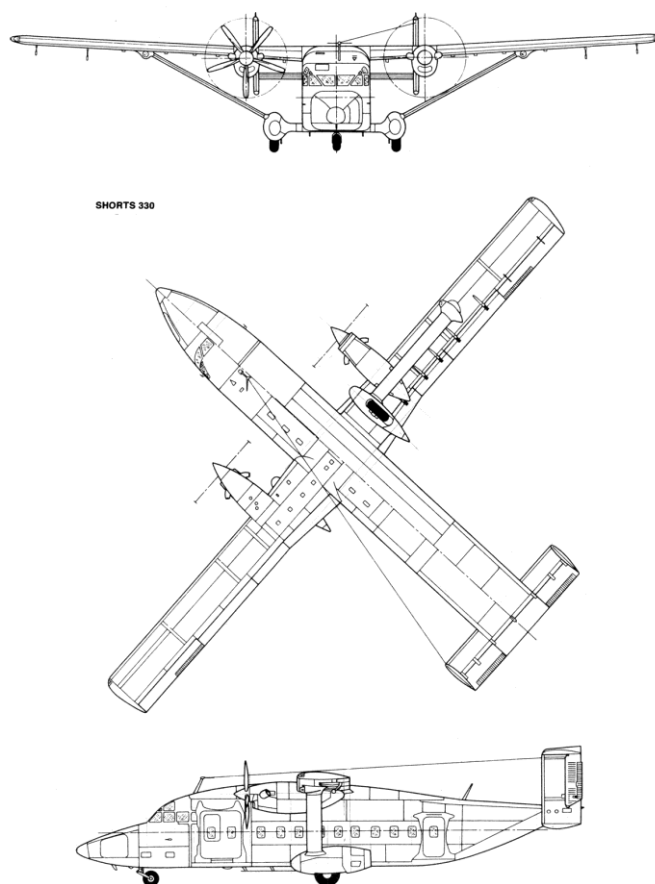


Рис. 1.2.4.1 Креслення Shorts 330

### 1.3. Результати аналізу конструкцій прототипів

На підставі результатів аналізу відносної ваги конструкції регіональних літаків з вільнонесучим крилом (таблиця 1) та літаків з підкосним крилом (таблиця 2) було встановлено, що середня величина відносної ваги конструкції літака, який має крило с підкосом, приблизно на 9% менше середньої величини відносної ваги конструкції літака з вільнонесучим крилом.

Таблиця 1

Вільнонесуче крило					
NN	Назва літака	G порожн. КГ	G злітн. КГ	Відн.вага констр.	Середня відн. вага
1	Ан-24	13350	21000	0,64	
2	Ан-26	15850	24000	0,66	
3	VFW 614	11000	18000	0,61	
4	Ан-140	13100	21500	0,61	0,64
5	Як-40	9400	15500	0,61	
6	Бе-30	4600	6100	0,75	
7	Ил-114	13700	22500	0,61	
8	L-410	3800	5800	0,66	

Таблиця 2

Підкосне крило					
NN	Назва літака	G порожн. КГ	G злітн. КГ	Відн.вага констр.	Середня відн. вага
1	Ан-28	3500	6500	0,54	
2	Ан-38	4800	8800	0,55	
3	Short 330	6280	10980	0,57	0,55
4	Short SC.7	3200	5900	0,54	
5	Cessna EX	2300	4100	0,56	
6	Cessna SkyCourier	4750	8700	0,55	

Порівняльні значення відносної ваги конструкцій з вільнонесучим та підкосним крилом проілюстровано на рисунку 1.3.1.



Рис.1.3.1 Відносна вага конструкції розглянутих аналогів

### Висновок до розділу

В якості прототипу конструкції крила з підкосом, обрано літак Shorts 330, який має найбільшу злітну вагу серед розглянутих конструкції крил з підкосом.

## **2. Переваги та недоліки застосування підкосу в конструкції планеру літака.**

У польоті вільнонесуче (консольне) крило літака працює на вигин, зсув і кручення, а крило з підкосом - ще і на розтяг-стиск.

Модель вільнонесучого крила являє собою тонкостінну балку, що опирається на двох опорах. Опорами є вузли кріплення крила до фюзеляжу (рис. 2.1). Балка завантажується погонними аеродинамічними і інерційними силами, а також зосередженими силами. Розглядаючи КСС однолонжеронне крила, то включення в конструкцію внутрішнього або зовнішнього підкоса знизить масу лонжерона, при цьому тим більше, чим більше буде відстань  $a$ , між опорами крила (рис.2.2). Як видно, для випадків крила з підкосом зменшується площа епюри згинальних моментів для лонжерона, а це веде до зниження маси його поясів і маси лонжерона в цілому.

Для крила з підкосом при побудові епюр сил і моментів необхідно враховувати вплив зосереджених сил, що виникають у підкосі. При шарнірному кріпленні консолей до фюзеляжу епюри мають вигляд, представлений на рис. 2.2. Залежно від характеру розподілу зовнішніх навантажень і співвідношень розмірів консольної і середньої частин крила епюри можуть мати і дещо інший вигляд (на рис. 2.2 показані пунктиром). При наявності ексцентриситетів у вузлах кріплення консолей до підкосила і фюзеляжу виникають зосереджені моменти, що викликають додатковий вигин крила. Однак зазвичай ці моменти незначні і в розрахунках ними часто нехтують.

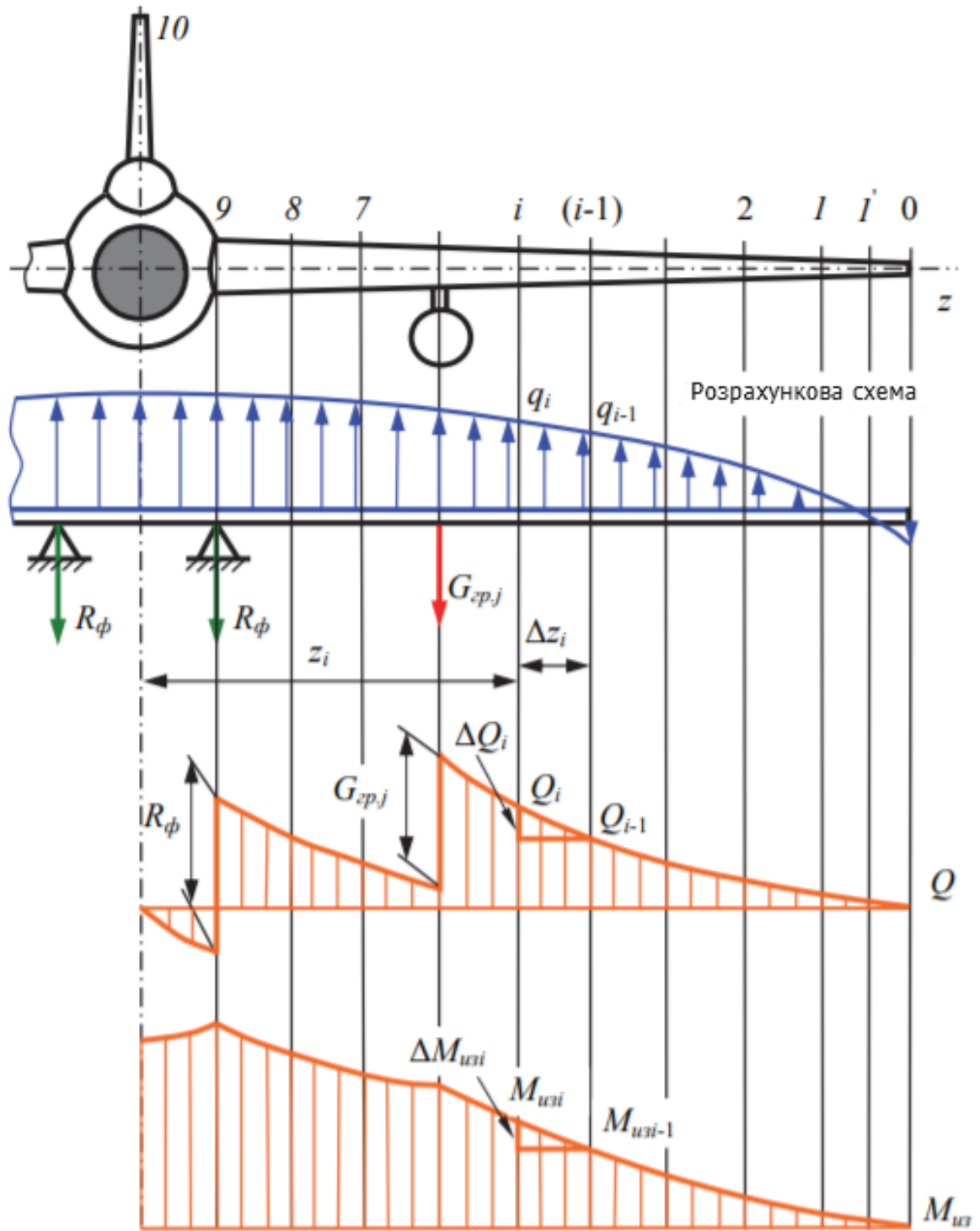


Рис.2.1 Епюри поперечних сил і згинальних моментів для вільнонесучого крила



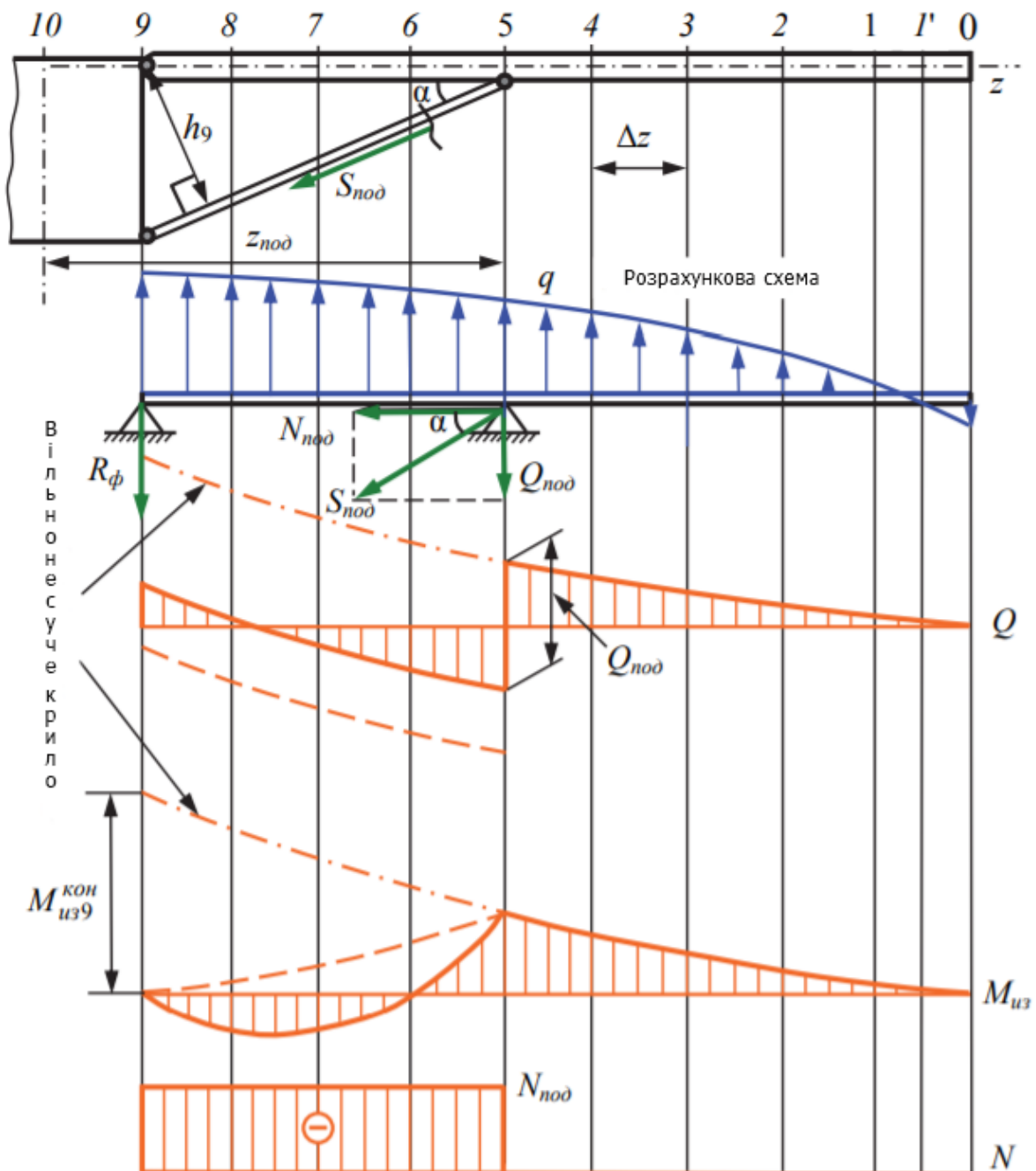


Рис.2.2. Епюри поздовжніх, поперечних сил і згинальних моментів для підкисний крила з шарнірним кріпленням до консолі до фюзеляжу.

Для зниження згинальних моментів в кореневій частині крила і, як наслідок, зменшення маси крила на літаках Ан-14, Ан-28, Ан-38 мали підкос.

Відомо, що в дозвуковому швидкісному діапазоні польоту літака найбільшу вигоду дає застосування підкосного крила з подовженням більше 15-ти [2]. Однак для крила з подовженням більше 15-ти важко забезпечити достатню жорсткість і міцність конструкції.

На прикладі патенту[3], який розглядає різні конфігурації крила літака із змінною геометрією, підтримуване підкосами і / або фермами, оцінимо вплив підкоса на конструкцію. Ефективність крейсерських аеродинамічних характеристик на високій швидкості порівнюється на графіках 600 і 620 на рис.2.3. Пікова ефективність аеродинамічних характеристик,  $M(L/D)_{max}$ , для кожної конфігурації досягається в крейсерській точці високій швидкості ( $M \sim 0,78$ ). Для базового Boeing 737-600 це значення оцінюється як  $M(L/D)_{max}$  близько 13,6. Див. 610 на рис.2.3. Для варіанту планера з похилим, поворотним, підкосним крилом це значення оцінюється як  $M(L/D)_{max}$  близько 14,2. Див. 630 на рис.2.3. Це поліпшення аеродинамічної ефективності на 4%. Питома дальність польоту літака прямо пропорційна його аеродинамічній ефективності. Таким чином, це перевернуто крило може підвищити паливну економічність і понизити викиди вуглецю як мінімум на 4%.

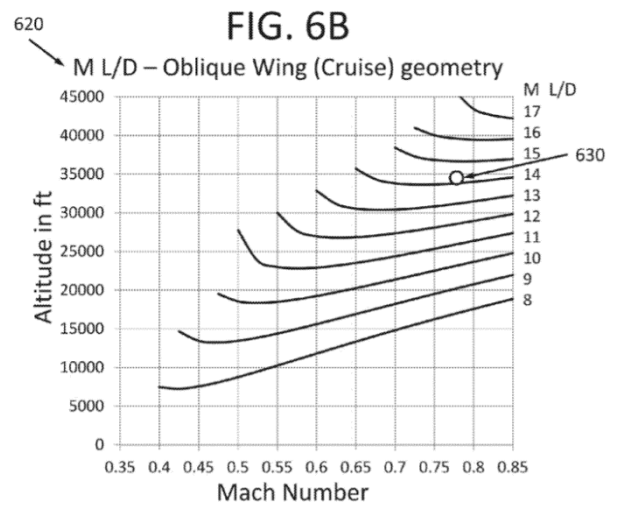
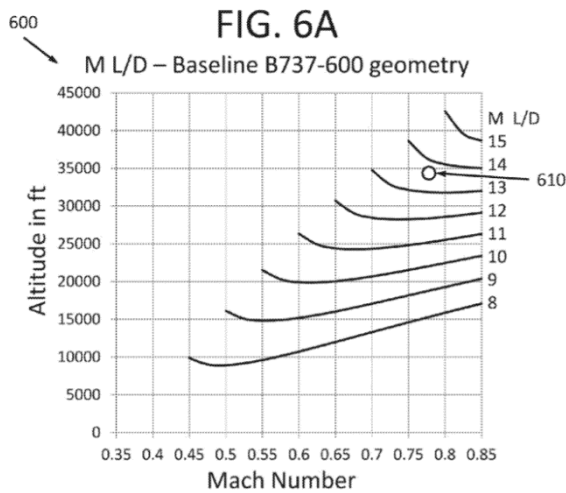


Рис.2.3 Ефективність крейсерських аеродинамічних характеристик для базового Boeing 737-600 та варіанту планера з похилим, поворотним, підкосним крилом

Аеродинамічний ККД на низьких швидкостях порівнюється на графіках 640 і 660 на рис.2.4. Ці графіки порівнюють аеродинамічну ефективність ( $L / D$ ) для кожної конфігурації на низькій швидкості,  $M$  близько 0,38, на малій висоті, ALT близько 5000 футів в польоті. Для базового Boeing 737-600 це значення оцінюється в ( $L / D$ ) близько 18,5. Див. 650 на рис.2.4. Для варіанту планера з похилим, поворотним та крилом з підкосом це значення оцінюється в ( $L / D$ )  $\sim 22$ . Див. 670 на рис.2.4. Це на 19% поліпшення аеродинамічної ефективності при зльоті четвертого сегмента. Крім того, крило без стрілоподібності за своєю природою має більш високий максимальний коефіцієнт підйомної сили,  $CL_{max}$ , що призводить до більш низької швидкості звалювання. Таким чином, для підтримки еквівалентної швидкості звалювання при зльоті похиле поворотне крило зазвичай вимагає меншого закрилка з меншим опором. Злітні закрилки можуть переломлюватися раніше в польоті і на більш низькій швидкості, що ще більше знижує лобовий опір.

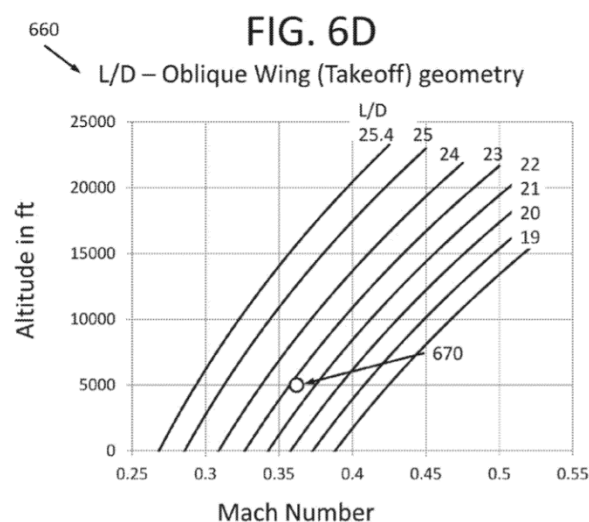
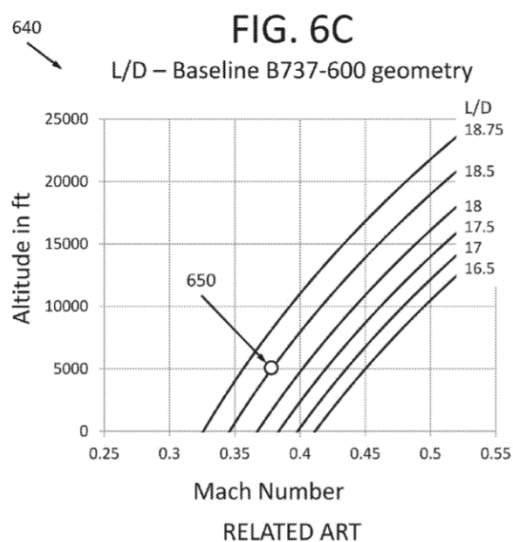


Рис.2.4 Аеродинамічний ККД на низьких швидкостях для базового Boeing 737-600 та варіанту планера з похилим, поворотним, підкосним крилом

Спираючись на дані цього патенту, можна сказати, що ефективність крейсерських аеродинамічних характеристик для крила з підкосом покращилася, але через те, що вихідні параметри були збільшені, наприклад подовження крила. У Боїнга 737 параметр видовження приблизно 10.2. Еквівалентний літак з похилим, поворотним та крилом з підкосом має видовження приблизно 19.1 з крилом в злітньому положенні та видовження приблизно 14.3 з крилом, стрілоподібним для крейсерського польоту на швидкості приблизно 0,78 Маха.

Тому, з недоліків підкісний крила я б виділила:

- збільшений лобовий опір, в порівнянні з таким же, по геометричним параметрам, крилом тільки без підкоса;
- швидкий знос підкоса, через вплив на нього навколишнього середовища;
- складність у забезпеченні Fail-Safe, тобто якщо, підкіс зруйнується, крило повинно витримати такі навантаження, як в консольному крилі.

Переваги підкосного крила:

- Підкосне крило легше ніж вільнонесуче крило;

- Технологічність, можливість заміни підкоса або одночасно може служити основними стійками шасі.
- Технологія складання крила с підкосом дозволяє використовувати вузли навішування ВЧК до конструкції літака шарнірними стиками з ковзаючим типом з'єднання. Що дає можливість робити заміну не тільки пошкодженого підкосу крила, а також дає можливість замінювати ВЧК у разі її пошкодження.

### **Висновок до розділу**

У цьому розділі було наведено переваги та недоліки крила з підкосом у порівнянні з консольним крилом. Для близькомагістральних літаків, що експлуатуються на авіалініях протяжністю до 500 км більш раціонально використовувати конструкцію крила з підкосом.

### **3. Підбір конструктивно-силової схеми підкосного крила.**

Сукупність елементів, що служать для сприйняття сил і моментів, що діють у перерізах крила, становлять основну силову схему крила. Інші елементи крила, що служать для передачі місцевого навантаження на елементи основної силової схеми, доповнюють її і утворюють разом з нею повну силову схему крила або просто силову схему крила.

Згинальний момент  $M_{zg}$  є основним силовим фактором у поперечних перерізах крила (на його сприйняття витрачається найбільша маса – до 50 % загальної маси крила). Залежно від ступеня участі обшивки, стрінгерів та поясів лонжеронів у сприйнятті згинального моменту крила поділяються на лонжеронні та кесонні (моноблочні).

Крило, в якому згинальний момент сприймається в основному поясами лонжеронів, називається лонжеронним. Тут порівняно слабкі стрінгери та

тонка обшивка. Поперечна сила  $Q$  сприймається стінками лонжеронів, крутний момент  $M_z$  — замкнутим контуром обшивки і стінкою заднього лонжерона (задньої стінки). Сила  $Q$  та моменти  $M_{zg}$  і  $M_z$ , що діють у перерізах відокремленої частини крила (ВЧК), врівноважуються біля кореня крила на вузлах кріплення ВЧК до посиленних шпангоутів фюзеляжу або до лонжеронів, що проходять через фюзеляж і пов'язані з силовими шпангоутами.

Крило, в якому згинальний момент сприймається в основному обшивкою спільно з стрінгерами, що її підкріплюють, або гофром, називається кесонним (Моноблочним). Такі крила мають товсту обшивку, розвинені стрінгери та слабкі лонжерони (стінки). Всі елементи силового набору мають приблизно однакові критичні напруження  $\sigma_{кр}$ . Замість листової обшивки в кесонному крилі можуть використовуватися тришарова обшивка, обшивка, що підкріплена гофром, або монолітні панелі. Таке крило вимагає обов'язково центроплана, пов'язаного з фюзеляжем, для передачі та врівноваження навантажень від ВЧК. Між ВЧК та центропланом — контурний вузол, що зв'язує всі силові елементи ВЧК із центропланом.

Якщо пояси на стінках у кесонному крилі не мають навіть слабких моментних вузлів для передачі з ВЧК на центроплан хоча б частини згинального моменту, то такий різновид кесонного крила називається чисто моноблочним (або просто моноблочним) крилом. Замість лонжеронів у нього поздовжні стінки, що працюють на зсув від поперечної сили  $Q$ . Крутний момент  $M_z$  сприймається контуром обшивки, що замикається на задній стінці. Сила  $Q$  і момент  $M_z$ , врівноважуються на вузлах кріплення центроплану до силових шпангоутів фюзеляжу. Згинальні моменти  $M_{zg}$  із панелей обох ВЧК самоурівноважуються на центроплані. Однак у ваговому відношенні чисто моноблочні крила не вигідні, і вони зустрічаються вкрай рідко.

Лонжерон крила в таких крилах намагаються розташувати так, щоб краще використовувати будівельну висоту профілю крила і отримати достатню базу для кріплення крила до фюзеляжу, враховуючи при цьому зручності кріплення і розміщення на крилі і всередині нього шасі, двигунів, паливних баків і інших вантажів, а також рухомих частин крила (елеронів, закрилків).

В однолонжеронному крилі лонжерон розміщений в місці найбільшої будівельної висоти профілю, що забезпечує отримання мінімальної маси крила. Потужний моментний вузол 1 на лонжероні 3 біля кореня крила служить для передачі згинального моменту  $M$  і поперечної сили  $Q$  на моментний вузол посиленого шпангоута фюзеляжу. Для створення замкнутого контуру, що забезпечує жорсткість на кручення, в однолонжеронному крилі передбачають одну або дві стінки з шарнірними вузлами 2 в роз'ємі крила для передачі крутного моменту  $M$ , на шарнірні вузли посиленних шпангоутів фюзеляжу. До посиленних нервюр (у їх стиків із задньою стінкою) кріпляться кронштейни вузлів навішування закрилків і елеронів. Між лонжероном і задньою стійкою в даній конкретній конструкції розташована стійка основної опори літака.

На підставі аналізу параметрів досліджених прототипів можна зробити висновок, що найбільш оптимальними аеродинамічними параметрами, з точки зору вимог, що пред'являються до пасажирських літаків місцевих авіаліній зі стійким пасажиропотоком, характеризується літак Short 330. Це, в першу чергу, пояснюється відносно великими розмірами і, відповідно, вантажопідйомністю (продуктивністю). Відносно високе навантаження на крило забезпечує оптимальне значення коефіцієнта підйомної сили на висотах менше 1000 м при крейсерській швидкості 350 км/год ( $C_y = 0.42$ ).

Пропонована аеродинамічна схема крила з підкосом для пасажирського літака місцевих авіаліній, наведена на рис.3.1, має такі особливості:

- застосування профілю, оптимізованого для малих швидкостей, що дозволяє використовувати закрилки Фаулера з великою відносною хордою, що дорівнює 38%;
- відносно мале подовження (8) та оптимальне питоме навантаження, що дорівнює 250 кг/м<sup>2</sup>, при злітній вазі 12000 кг забезпечують більш оптимальні аеродинамічні характеристики на висотах менше 1000м при швидкостях 360-400 км/год.

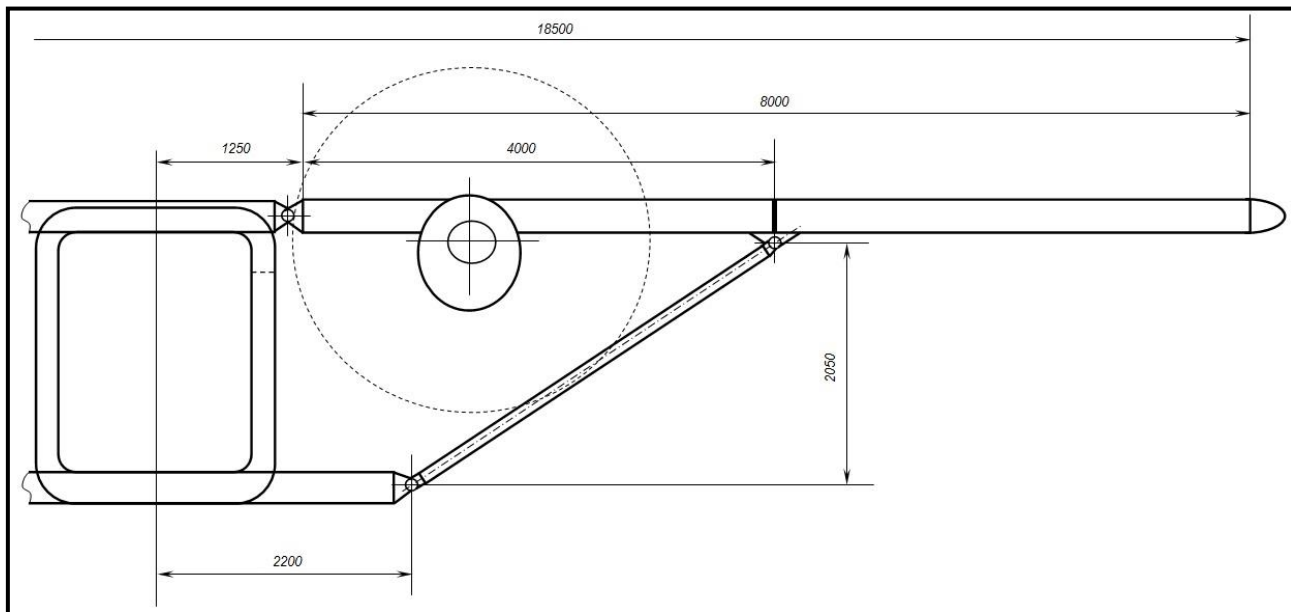


Рис.3.1 Схема стикування елементів крила з підкосом

Відповідно до вимог, викладених у [3,4], для літака, що має злітну вагу понад 5000 кг, найбільш оптимальним, з точки зору мінімізації ваги та технологічності, є крило кесонної конструкції. Для оптимізації технологічного процесу складання планера, кесон ділиться на два відсіки: праву ВЧК та ліву ВЧК. Оскільки для крила з підкосом величина згинального моменту  $M_x$  в зоні стику ВЧК з фюзеляжем дорівнює нулю, немає необхідності включати до структури планера центроплан. Обидві консолі кріпляться через шарнірні вузли до спеціальних поперечних балок, призначених для передачі вертикального та поздовжнього навантажень. Крутний момент  $M_z$  передається у вигляді пари сил на передню та задню поперечні балки.

ВЧК включає наступні основні силові елементи:



- 2 лонжерони;
- верхні та нижні стрінгери;
- верхні та нижні панелі обшивки.

Крім того, в конструкцію ВЧК включені додаткові силові елементи:

- додатковий лонжерон, що сприймає поздовжнє зусилля та крутний момент від вузла кріплення підкосу;
- посилена нервюра, розташована в зоні кріплення підкосу, що сприймає вертикальне зусилля від підкосу;
- посилені нервюри, що сприймають навантаження від рами двигуна.

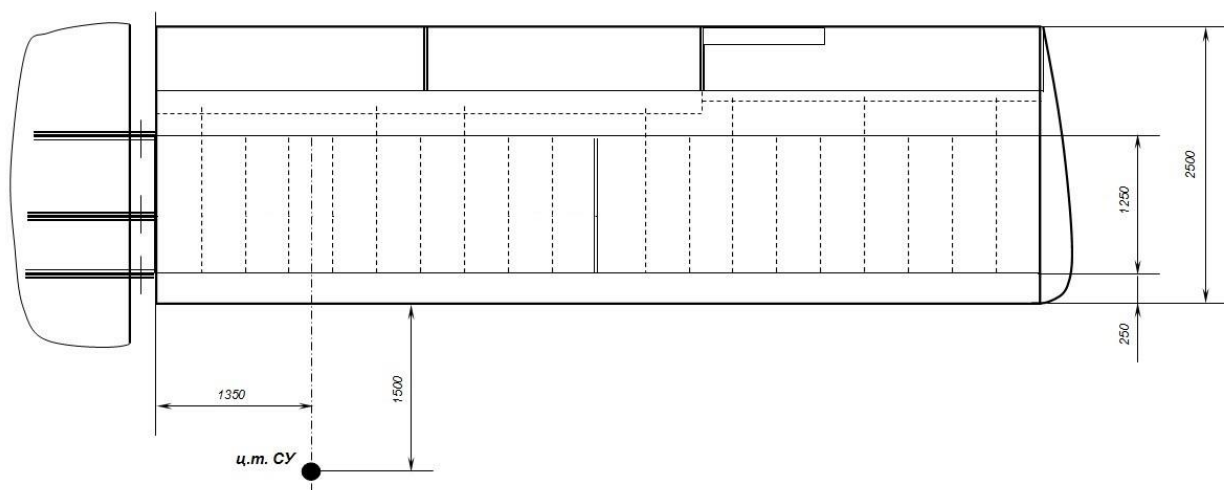


Рис.3.2. Конструктивно-силова схема крила (вид зверху).

Геометричні параметри крила прототипу наведено у таблиці 3.

Таблиця 3

Параметр	Значення
Площа крила, м <sup>2</sup>	47,5
Розмах крила (з урахуванням закінцівок), мм	19000
Кут стріловидності по лінії ¼ хорд, град.	0
Довжина хорди, мм	2500
Відносна товщина профілю крила, %	15.0
Довжина хорди підкосу, мм	500

Відносна товщина підкосу, %	20
Кут геометричної "крутки" крила, град.	0
Кут поперечного "V", град.	0

Значення геометричних параметрів вибрано на підставі аналізу параметрів крил аналогів, а також на підставі рекомендацій, викладених у [3,5]. Профіль перерізу крила показано на рис. 3.3, профіль перерізу підкосу - на рис. 3.4.

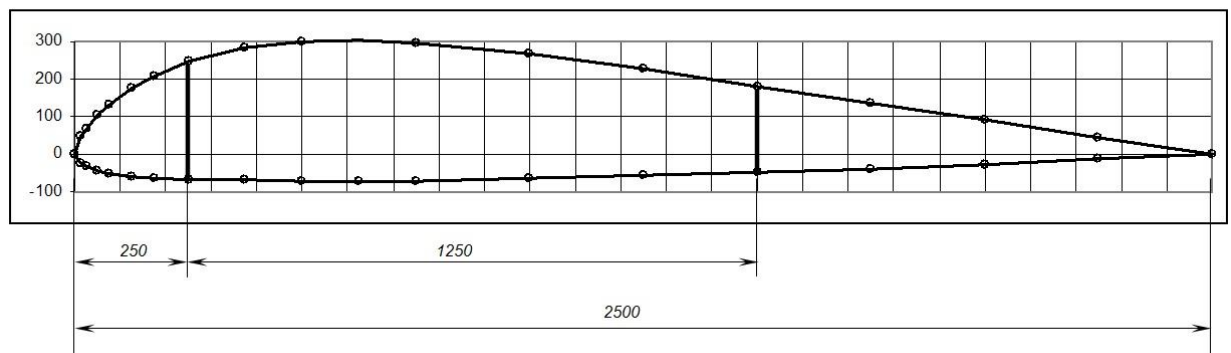


Рис.3.3. Профіль перерізу крила (зазначено положення лонжеронів).

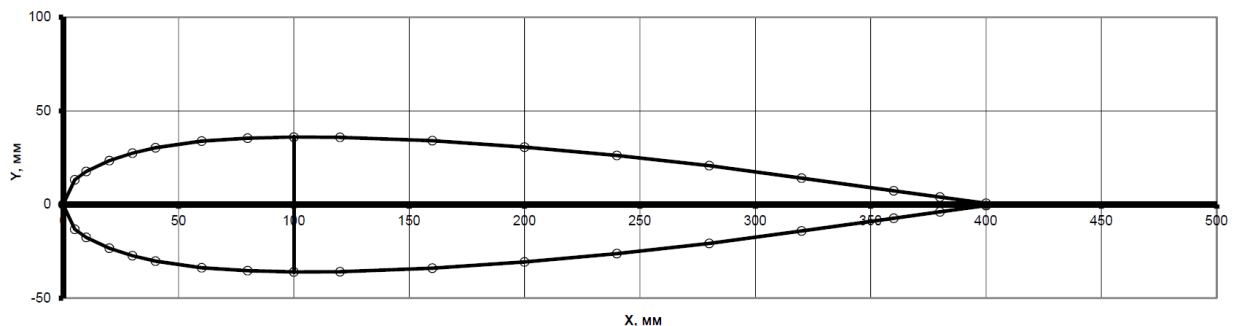


Рис.3.4. Профіль перерізу підкосу (зазначено положення лонжерону).

Конструктивно-силову схему ВЧК показано на рис. 3.5. Величина хорди кесона в поперечному перерізі ВЧК та центроплану визначається положенням переднього лонжерону щодо носика крила та відносною хордою закрилка. Особливістю обраного профілю крила є те, що максимальна товщина його зміщена вперед і знаходиться на відстані 25% хорди крила. У зоні профілю крила, що відповідає  $X > 50\%$ , відсутні значні градієнти

контуру перерізу. Тому передній лонжерон знаходиться на відстані 25% хорди перерізу крила, або 125 мм. Задній лонжерон зрушений вперед і знаходиться на відстані 60% хорди перерізу крила, або 1500 мм. Таким чином, відносна хорда закрилків становить 34%, що забезпечує, згідно [4], необхідну величину  $C_{уmax} = 2.7$  при однощільних закрилках. Розмір хорди закрилка становить 850 мм.

Відповідно, відстань заднього лонжерона від задньої кромки крила, з урахуванням габаритів трансмісії приводу механізмів випуску та збирання закрилків, становить 1000 мм, а хорда кесона в зоні кореневої нервюри, з урахуванням положення переднього лонжерона, становить 1250 мм.

Для забезпечення необхідних показників втомної міцності та спрощення конструкції, лонжерони мають прямолінійну конфігурацію, без зламів.

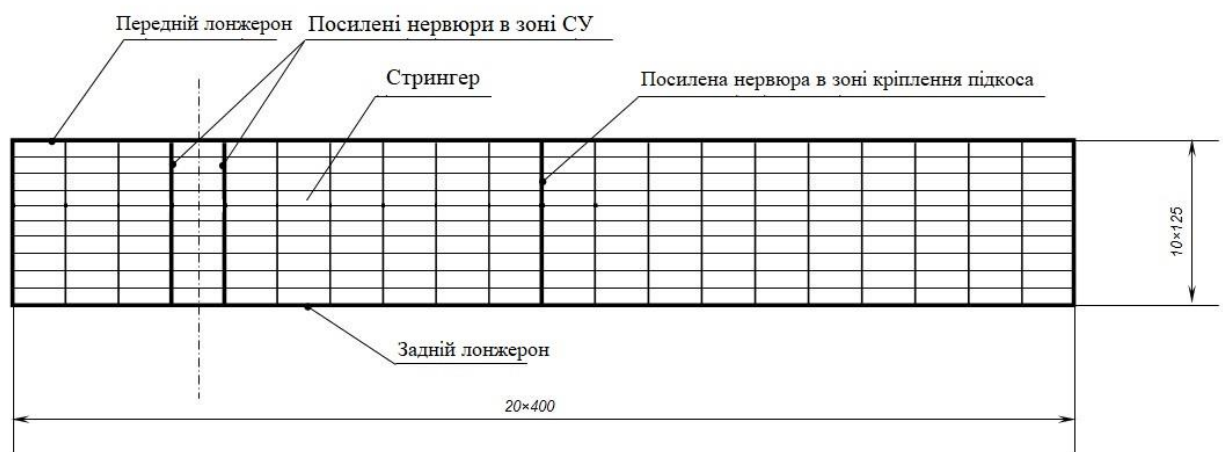


Рис.3.5. Конструктивно-силова схема ВЧК

Згідно з рекомендаціями, викладеними в [6], кількість стрингерів на верхній та нижній поверхні кесона однакова і дорівнює 9.

Враховуючи відсутність стріловидності, нервюри ОЧК розташовуються паралельно до ПСС. Таке становище нервюр має такі переваги:

- відсутність додаткових нервюр у зоні кріплення пілона двигуна;

- спрощення передачі навантажень на нервюри від вузлів навішування елементів механізації задньої кромки.

Крок нервюр ОЧК обраний постійним і становить, з урахуванням рекомендацій, викладених у [6], 400 мм.

### 3.1. Визначення параметрів елементів поздовжнього набору

Параметри елементів поздовжнього набору визначаються виходячи з методики, викладеної в [3] для прямих крил.

1. Визначається значення наведеної товщини обшивки для стиснутої поверхні:

$$\delta_{пр.сж.} = \frac{M_x}{0.9HB\sigma_{кр.стр.}^M}, \text{ мм} \quad (3.1.1)$$

де  $M_x$  – згинальний момент,  $B$  – хорда кесона,  $\sigma_{кр.стр.}^M$  – критичне напруження втрати стійкості стрінгера,  $H$  – середня висота перерізу кесона:

$$H = 0.85C_{\max}, \text{ мм} \quad (3.1.2)$$

2. Визначається значення наведеної товщини обшивки для розтягнутої поверхні:

$$\delta_{пр.р.} = \frac{M_x}{0.9HB\sigma_p}, \text{ мм} \quad (3.1.3)$$

$\sigma_p$  - де максимально допустима напруга при розтягуванні.

3. Визначаємо товщину обшивки на стиснутій поверхні:

$$\delta_{обш.сж.} = 0.5\delta_{пр.сж.}, \text{ мм} \quad (3.1.4)$$

4. Визначаємо товщину обшивки на розтягнутій поверхні:

$$\delta_{обш.р.} = 0.65\delta_{пр.р.}, \text{ мм} \quad (3.1.5)$$

5. Визначаємо площу перерізу стрінгера на стиснутій поверхні кесона:

$$F_{стр.сж.} = \frac{B(\delta_{пр.сж.} - \delta_{обш.сж.})}{n_{сж.} + 4}, \text{ мм}^2 \quad (3.1.6)$$

6. Визначаємо площу перерізу стрінгера на розтягнутій поверхні кесона:

$$F_{\text{стр.р.}} = \frac{B(\delta_{\text{пр.р.}} - \delta_{\text{обш.р.}})}{n_{\text{р.}} + 4}, \text{ мм}^2 \quad (3.1.7)$$

Площі перерізу поясів лонжеронів задаються рівними подвоєної площі перерізу стрінгера на відповідній поверхні. Кількість стрінгерів на стиснутій  $n_{\text{сж.}}$  і розтягнутій  $n_{\text{р.}}$  поверхнях дорівнює їхній фактичній кількості в цьому перерізі.

Величини навантажень розраховувалися для максимального навантаження  $n_y = 2.5$ .

### 3.2 Визначення епюри згинального моменту

Згинальний момент виникає як наслідок впливу підйомної сили, яка є розподіленим навантаженням, викликаним впливом сил тиску на поверхню крила. При розрахунку величини згинального моменту передбачалося, що величина погонного навантаження змінюється вздовж розмаху крила за еліптичним законом:

$$\frac{z^2}{0.25L_{\text{кр.}}^2} + \frac{q_y^2(z)}{q_{y\text{max}}^2} = 1 \quad (3.2.1)$$

Зважаючи на те, що літак-прототип виконаний за схемою "високоплан", для спрощення розрахунку, передбачається, що 80% підйомної сили утворюється на консолях крила. Таким чином, при максимальному перевантаженні  $n_y = 2.5$  та максимальній злітній вазі  $G = 10000$  кг, на кожну консоль крила діє підйомна сила, що дорівнює:

$$Y_{\text{ОЧК}} = \frac{0.8G_{\text{взл.}} n_y}{2} = \frac{0.8 * 10000 * 2.5}{2} = 10000 \text{ кг} \quad (3.2.2)$$

Виходячи з еліптичного закону розподілу підйомної сили за розмахом, величина максимального погонного навантаження дорівнює

$$q_{y\text{max}} = \frac{4Y_{\text{ОЧК}}}{\pi L_{\text{ОЧК}}} = \frac{4 * 10000}{3.142 * 8.0} = 1592 \text{ кг / м} \quad (3.2.3)$$

В результаті величина погонного навантаження від підйомної сили визначається за такою формулою:

$$q_y(z) = q_{y\max} \sqrt{1 - \frac{z^2}{L_{\text{ОЧК}}^2}}, \text{ кг/м (3.2.4)}$$

Згинальний момент від підйомної сили в і-му перерізі визначається методом чисельного інтегрування моментів усіх сил, що діють із зовнішнього боку від обраного перерізу, за такою формулою:

$$M_{xi0} = \sum_{i=1}^n q(z_i) \Delta z_i z_i, \text{ кг*м (3.2.5)}$$

де n – кількість інтервалів, куди розбивається еюра (рис. 3.2.1).

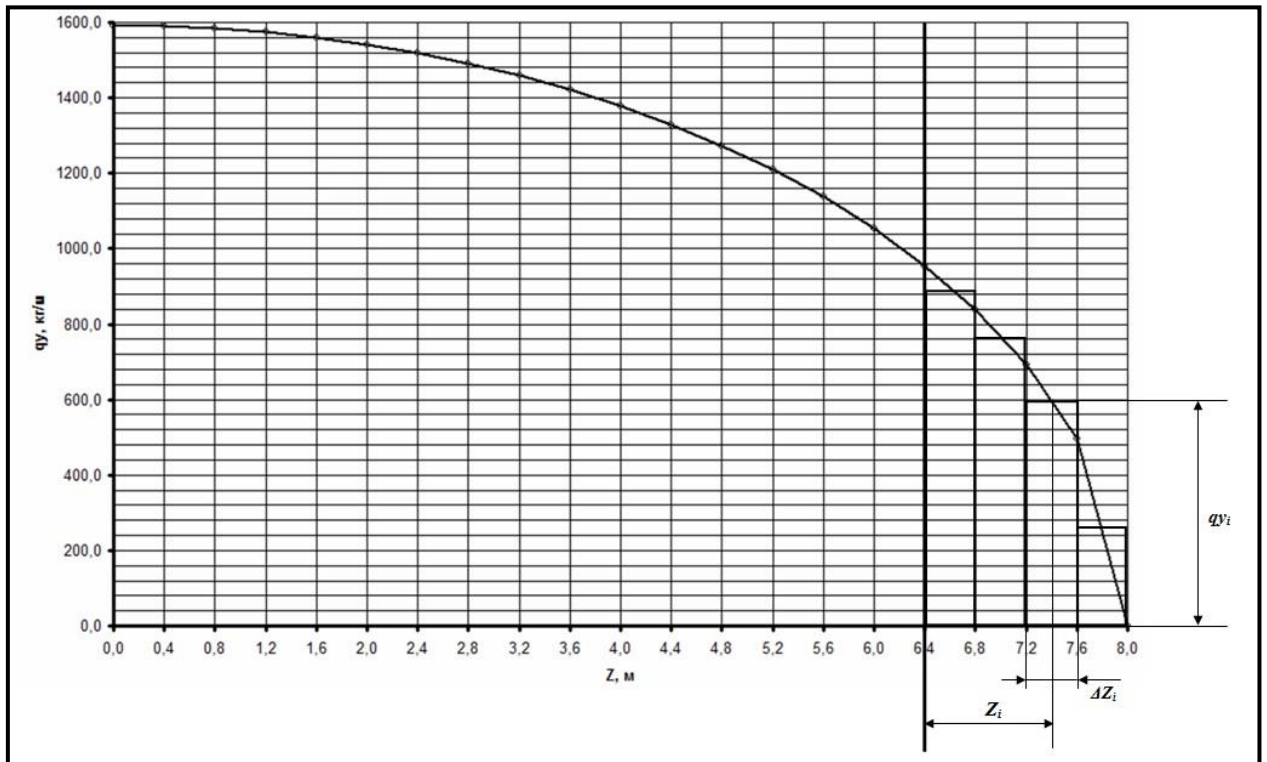


Рис.3.2.1 Еюра розподілу підйомної сили на розмах ВЧК.

Розрахункові значення згинального моменту від дії підйомної сили в перерізах ВЧК наведено у таблиці 4.

Таблиця 4

$Z_{\text{ВЧК}}, \text{ мм}$	0	800	2000	3200	4000	4800	6000
$M_x, \text{ кг*м}$	34070	26567	17207	10061	6472	3763	1198

При визначенні згинального моменту для літака з підкісним крилом одночасно враховується момент від вертикальної сили  $P_y$  (рис.3.2.2), що виникає в зоні кріплення підкосу до ВЧК і компенсує згинальний момент від підйомної сили для всіх перерізів, розташованих між кореневою нервюрою і точкою кріплення підкосу ( $Z_{\text{підкоса}} = 4000$  мм):

$$M_{x_i} = M_{x_{i0}} - P_y * (Z_{\text{підкоса}} - Z_i), \text{ кг*м (3.2.6)}$$

Розрахункові значення згинального моменту, з урахуванням дії підкосу, наведено у таблиці 5.

Таблиця 5

$Z_{\text{ВЧК}}, \text{ мм}$	0	800	2000	3200	4000	4800	6000
$M_{x_i}, \text{ кг*м}$	0	-689	172	3247	6472	3763	1198

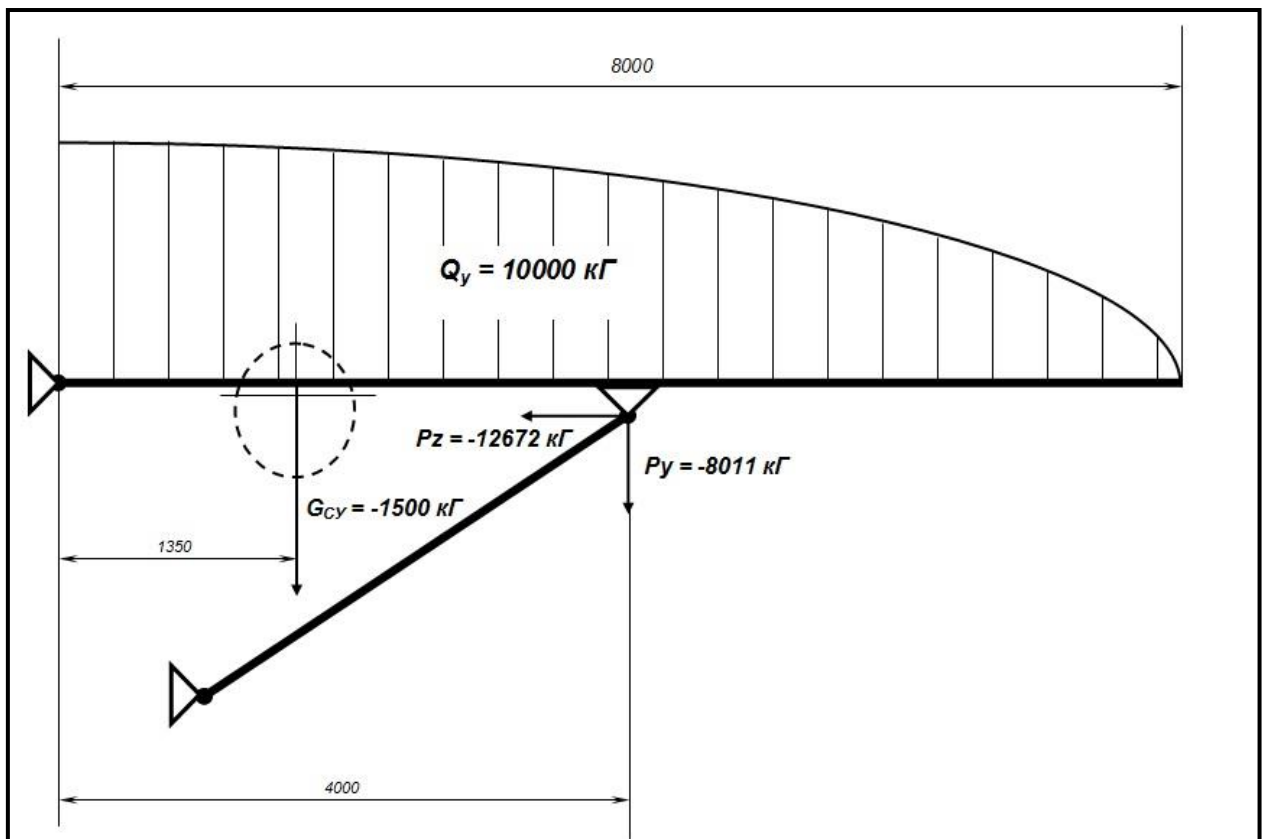


Рис.3.2.2. Схема навантаження ВЧК

У зв'язку з тим, що двигун літака-прототипу встановлений на крилі, на відстані  $Z = 1350$  мм від кореневої хорди ВЧК, при розрахунку  $M_x$  у перерізах кесона для  $Z < 1350$  мм необхідно враховувати величину  $\Delta M_x$  від ваги силової установки, помноженої на величину вертикального навантаження :

$$M_{xi} = M_{x0i} - \Delta M_{x_{CYi}}, \text{ кг*м (3.2.7)}$$

де  $\Delta M_{x_{CYi}}$  – момент від ваги двигуна з мотогондолою та моторамою.

$$\Delta M_{x_{CYi}} = G_{CY} n_y Z_i = 1500 * Z_i, \text{ кг*м (3.2.8)}$$

Результати розрахунку величин згинального моменту, з урахуванням ваги силової установки, наведені в таблиці 6. Розрахункова еюра згинального моменту наведена на рис. 3.2.3.

Таблиця 6

$Z_{ВЧК}, \text{ мм}$	0	800	2000	3200	4000	4800	6000	6000
$M_x, \text{ кг*м}$	0	-1514	1184	3652	6472	3763	1198	1198

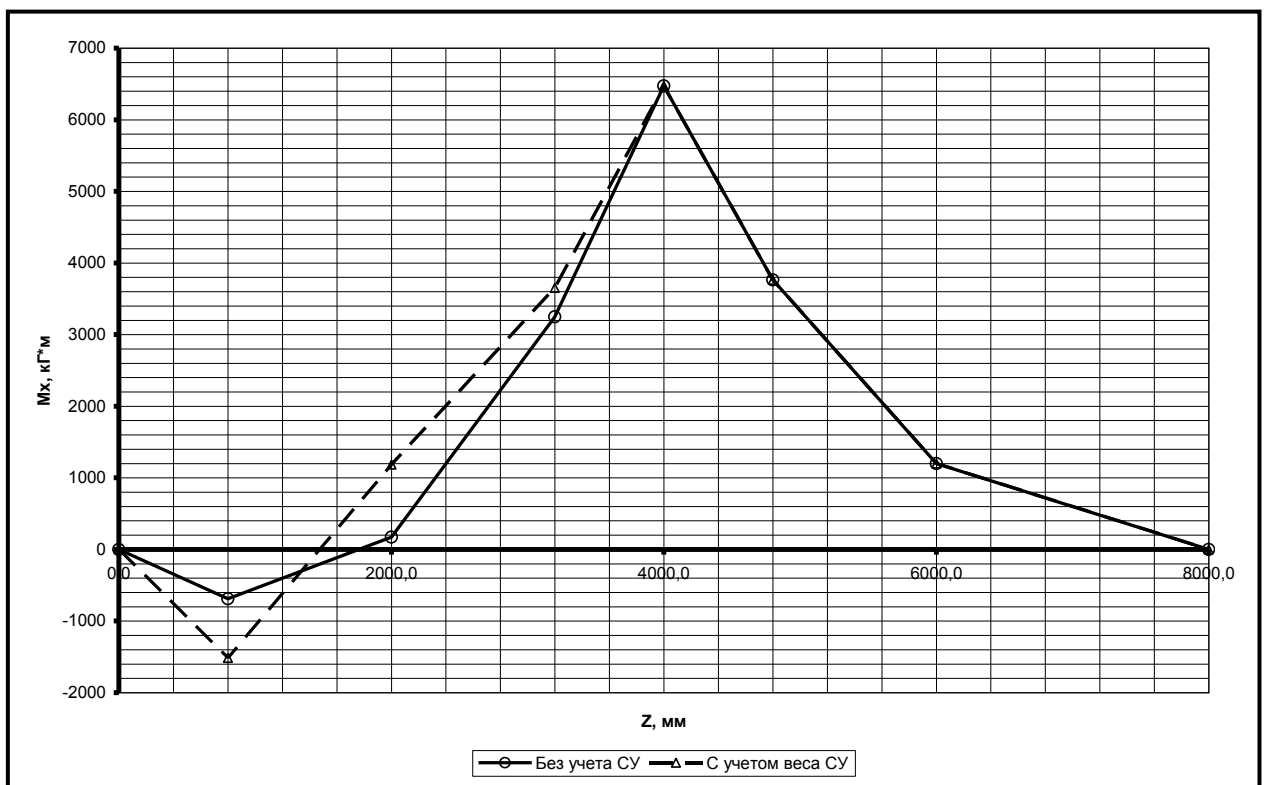


Рис.3.2.3 Еюра згинального моменту в зоні ВЧК.



### 3.3. Визначення епюри крутного моменту

Крутний момент виникає як наслідок розбіжності місця застосування вектора підйомної сили з віссю жорсткості крила. При первинному розрахунку епюри розподілу крутного моменту вздовж розмаху крила можна вважати, що вектор підйомної сили розташований на відстані 0,25 хорди перерізу, а центр жорсткості перерізу розташований приблизно на половині хорди перерізу кесона крила.

Величина згинального моменту від дії підйомної сили в  $i$ -му перерізі консолі крила визначається за формулою:

$$M_{xi} = \sum_{i=1}^n q(z_i) \Delta z_i (X_{ц.ж.і} - 0.25B_i), \text{ кг*м} \quad (3.3.1)$$

де:  $X_{ц.ж.і}$  - Координата центру жорсткості щодо носика перерізу.

Хорда ВЧК, що розглядається, постійка, а кут стріловидності рамен нулю. Тому відстань від носика профілю крила до центру жорсткості у всіх перерізах однакова і дорівнює 750 мм, що приблизно відповідає зоні розташування додаткового лонжерону (рис. 3.3.1.). Відповідно, плече знімної сили щодо осі жорсткості ВЧК також постійно і дорівнює 150 мм.

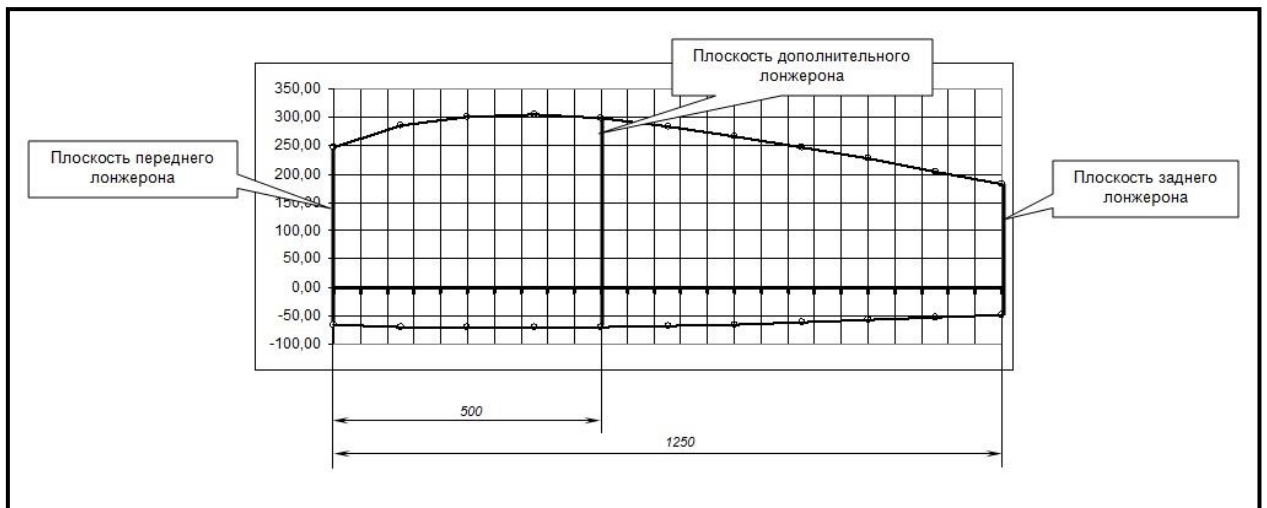


Рис.3.3.1 Перетин кесона ВЧК

Розрахункові значення моменту, що крутить, від дії підйомної сили в перерізах ВЧК наведені в таблиці 7.

Таблиця 7

$Z_{\text{ВЧК}}, \text{ мм}$	0	800	2000	3200	4000	4800	6000
$M_{z0}, \text{ кг*м}$	1502	1312	1170	759	588	429	218

У зв'язку з тим, що двигун встановлений на крилі, на відстані  $Z = 1350$  мм від кореневої хорди ВЧК, при розрахунку  $M_z$  у перерізах ВЧК для  $Z < 1350$  мм необхідно враховувати величину  $\Delta M_z$  від ваги силової установки, помноженої на величину вертикального навантаження:

$$M_{z_i} = M_{z_{0i}} - \Delta M_{z_{CV}}, \text{ кг*м} \quad (3.3.2)$$

Де  $\Delta M_{z_{CV}}$  – момент від ваги двигуна з мотогондолою та пілоном.

$$\Delta M_{z_{CV}} = G_{CV} \cdot n_y \cdot X_{CV} = 9600 \cdot 2.26 = 21696 \text{ кг*м} \quad (3.3.3)$$

Результати розрахунку величин крутного моменту, з урахуванням ваги силової установки, наведені в таблиці 8. Розрахункова епюра крутного моменту наведена на рис. 3.3.2.

Таблиця 8

$Z_{\text{ВЧК}}, \text{ мм}$	0	800	2000	3200	4000	4800	6000
$M_z, \text{ кг*м}$	-1873	-2063	-2205/1170	759	588	429	218

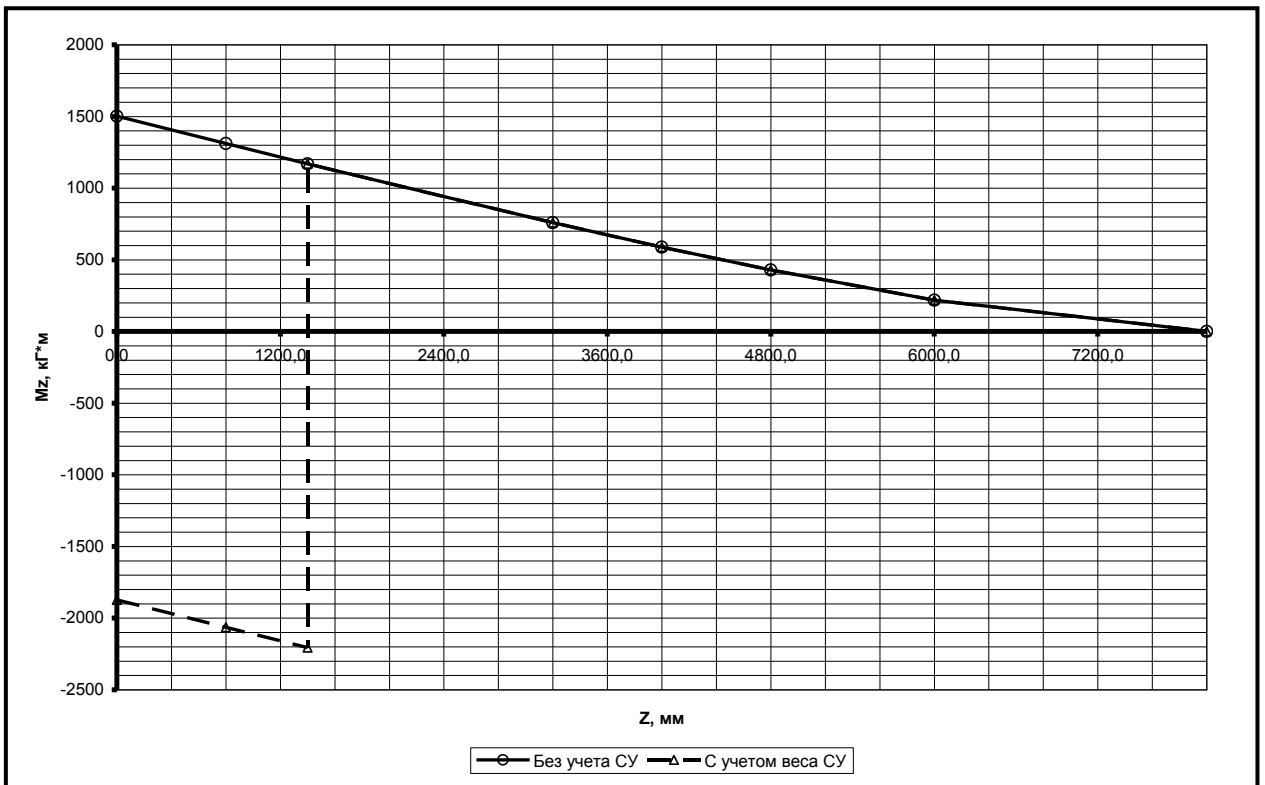


Рис.3.3.2. Епюра крутного моменту в зоні ВЧК.

#### Визначення жорстких параметрів силових елементів

Товщина обшивки визначається для  $Z = 4000$  мм, де значення  $M_x$  максимальне (рис. 3.2.3). Значення граничної напруги для вибраного матеріалу Д16Т прийняті рівними  $\sigma_{кр.стр.}^M = 28$  кг/мм<sup>2</sup> для стиснутої зони і  $\sigma_p = 34$  кг/мм<sup>2</sup> для розтягнутої зони перерізу. З урахуванням технологічних та експлуатаційних вимог, мінімальна товщина обшивки приймається рівною  $\delta_{обш.мін} = 0.6$  мм.

Розрахункове значення товщини обшивки в зоні максимального згинального моменту дорівнює:

$$\delta_{обш.сж.} = \frac{M_x}{0.9NB\sigma_{кр.стр.}^M} = \frac{6472000}{0.9 \cdot 375 \cdot 1250 \cdot 28} = 0.61, \text{ мм (3.3.4)}$$

Таким чином, товщина обшивки на всій поверхні ВЧК приймається постійною і рівною  $\delta_{обш} = 0.6$  мм.

Враховуючи, що, виходячи з мінімальної товщини обшивки, що дорівнює 0.6 мм, висота стрінгера прийнята дорівнює 40 мм, а товщина стінки стрінгера - 2.0 мм, площа перерізу стрінгера прийнята 160 мм<sup>2</sup>.

### 3.4. Оцінка впливу дотичних напруг

Розрахунок дотичних напруг у перерізах ОЧК, обумовлених дією крутного моменту, виконаний для перерізу  $Z = 1350$  мм, у зоні максимальної величини моменту (рис. 3.3.2).

Величина дотичних напруг визначалася за такою формулою:

$$\tau = \frac{M_{кр.}}{2F_c \delta_{обш.}}, \text{ кг/мм}^2 \quad (3.4.1)$$

де:  $F_c = B * H$  - Площа перерізу кесона,  $\delta_{обш.}$  - Товщина обшивки.

Розрахункова величина дотичних напруг дорівнює:

$$\tau = \frac{2205000}{2 * 398438 * 0.6} = 4.6 \text{ кг/мм}^2 \quad (3.4.2)$$

Таким чином, величина дотичних напруг від дії моменту, що крутить, істотно менше допустимої напруги для обраного матеріалу  $\tau_{\max \text{ доп.}} = 27$  кг/мм<sup>2</sup>

Величини додаткових дотичних напруг у стінці лонжерону від вертикальної сили, що перерізує, визначалися за формулою:

$$\tau_{Q_y} = \frac{Q_y}{0.95H\delta_l}, \text{ кг/мм}^2 \quad (3.4.3)$$

де:  $Q_y$  - величина вертикальної сили, що перерізує, що діє на стінку лонжерона,  $\delta_l$  - товщина стінки лонжерона. Додаткові дотичні напруги визначалися для трьох перерізів ВЧК:  $Z = 0$ ,  $Z = 1350$  мм та  $Z = 4000$  мм. Величина  $Q_y$  визначалася методом чисельного інтегрування за такою формулою:

$$Q_y = \sum_{i=1}^N q_y(z_i) \Delta z_i \frac{B-x}{B}, \text{ кг} \quad (3.4.4)$$

де:  $x$  - Відстань між вектором підйомної сили в перерізі  $i$  лонжероном,  $\Delta z_i = 0.4$  м - відрізки осі OZ, для яких визначалися величини вертикальних погонних навантажень  $q_y(z_i)$  (рис. 3.2.1).

Величини розрахункових навантажень, що діють на стінки переднього та заднього лонжерону, а також сумарні значення дотичних напруг у стінках лонжеронів наведені у таблиці 9.

Таблиця 9

Z, мм	0	1350	4000
$Q_{y \text{ пер.}}$ , кГ	-2098	-3428	2354
$Q_{y \text{ задн.}}$ , кГ	2602	1715	1569
$\delta_{\text{л. пер.}}$ , мм	1,5	1,5	1,5
$\tau_{Q_{y \text{ пер.}}}$ Г/мм <sup>2</sup>	-4,91	-8,02	5,51
$\delta_{\text{л. задн.}}$ , мм	1,5	1,5	1,5
$\tau_{Q_{y \text{ задн.}}}$ , Г/м М <sup>2</sup>	6,09	4,01	3,67

Таким чином, максимальні сумарні значення дотичних напруг істотно менше допустимої напруги для обраного матеріалу:  $\tau_{\text{max доп.}} = 27$  кГ/мм<sup>2</sup>.

### 3.5 Визначення епюри згинального моменту для вільнонесучого крила

Величина погонного навантаження змінюється уздовж розмаху крила за такою ж формулою, як і для розрахунку згинального моменту для підкисний крила. Для спрощення розрахунку, передбачається, що 90% підйомної сили утворюється на консолях крила. Таким чином, при максимальному перевантаженні  $n_y = 2.5$  та максимальній злітній вазі  $G = 10000$  кг, на кожную консоль крила діє підйомна сила, що дорівнює:

$$Y_{\text{очк}} = \frac{0.9G_{\text{взл.}} n_y}{2} = \frac{0.9 * 10000 * 2.5}{2} = 11250 \text{ кг} \quad (3.5.1)$$

Виходячи з еліптичного закону розподілу підйомної сили за розмахом, величина максимального погонного навантаження дорівнює

$$q_{y\max} = \frac{4Y_{\text{ОЧК}}}{\pi L_{\text{ОЧК}}} = \frac{4 \cdot 11250}{3.142 \cdot 8.0} = 1790 \text{ кг/м} \quad (3.5.2)$$

В результаті величина погонного навантаження від підйомної сили визначається за такою формулою:

$$q_y(z) = q_{y\max} \sqrt{1 - \frac{z^2}{L_{\text{ОЧК}}^2}}, \text{ кг/м} \quad (3.5.3)$$

Згинальний момент від підйомної сили в і-м перетині визначається методом чисельного інтегрування моментів всіх сил, що діють з зовнішньої сторони від вибраного перерізу, за такою формулою:

$$M_{x_i} = \sum_{i=1}^n q(z_i) \Delta Z_i Z_i, \text{ кг*м} \quad (3.5.4)$$

де n - кількість інтервалів, на які розбивається еюра (рис. 3.7).

Розрахункові значення згинального моменту від дії підйомної сили в перетинах ВЧК наведені в таблиці 10.

Таблиця 10

$Z_{\text{ВЧК}}, \text{ мм}$	0	800	2000	3200	4000	4800	6000	6000
$M_z, \text{ кг*м}$	36148	27166	14103	7761	4711	2541	771	771

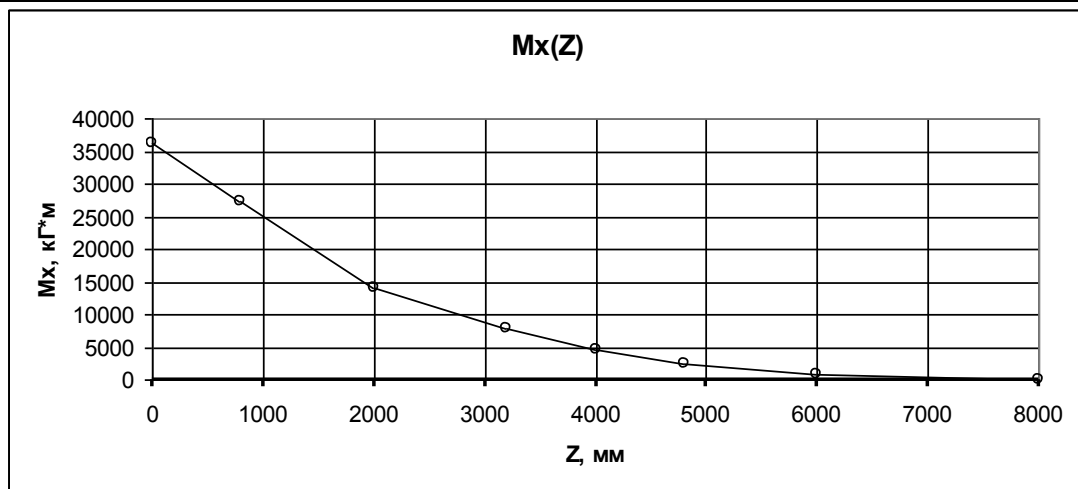


Рис.3.5.1 Еюра згинального моменту для вільнонесучого крила у перетинах ВЧК

### 3.6. Визначення жорстких параметрів силових елементів для вільнонесучого крила

У зв'язку з тим, що розрахунок характеристик жорсткості параметрів для вільнонесучого крила виконується з метою порівняння ваги ВЧК з вагою ВЧК підкисний крила, розрахунок параметрів характеристик жорсткості елементів виконаний тільки для кореневого перетину.

Значення граничних напружень для обраного матеріалу Д16Т прийняті рівними  $\sigma_{кр.стр.}^M = 28$  кг/мм<sup>2</sup> для стиснутої зони та  $\sigma_p = 34$  кг/мм<sup>2</sup> для розтягнутої зони перетину. Мінімальна товщина обшивки прийнята такою ж, як і для крила з підкосом.

$$\delta_{обш.сж.} = \frac{0,5 * 36148000}{375 * 1250 * 28} = 1.6, \text{ мм (3.6.1)}$$

$$\delta_{обш.р.} = \frac{0,5 * 36148000}{0.9 * 375 * 1250 * 34} = 1.45, \text{ мм (3.6.2)}$$

### 3.7. Порівняння ваги вільнонесучого крила з вагою підкосного крила

Визначаємо сумарну площу обшивки ВЧК, центроплана, фланцевого стику і центрального відсіку підкоса крила:

$$S_{обш.ОЧК} = 4 * L_{ОЧК} * B_{ОЧК} = 4 * 8 * 1,25 = 40 \text{ м}^2 \text{ (3.7.1)}$$

$$S_{обш.центр.} = 4 * L_{центр.} * B_{центр.} = 2 * 2 * 1,25 = 5 \text{ м}^2 \text{ (3.7.2)}$$

$$S_{стыка} = 4 * L_{стыка} * B_{центр.} = 2 * 2 * 0.3 = 1.2 \text{ м}^2 \text{ (3.7.3)}$$

$$S_{обш.подк} = 4 * L_{подк} * B_{подк} = 4 * 3.8 * 0.4 = 6 \text{ м}^2 \text{ (3.7.4)}$$

Визначаємо вагу обшивки ВЧК підкосного крила:

$$G_{обш.1} = \frac{S_{обш.ОЧК} * \delta_{обш.1} * \rho_{Д16Т}}{1000} = \frac{40 * 0.6 * 2600}{1000} = 62.4 \text{ кг (3.7.5)}$$

Визначаємо вагу обшивки ВЧК вільнонесучого крила:

$$\delta_{обш.2} = \frac{1.5 + 0.6}{2} \approx 1.0 \text{ мм (3.7.6)}$$

$$G_{обш.2} = \frac{S_{обш.ОЧК} * \delta_{обш.2} * \rho_{Д16Г}}{1000} = \frac{40 * 1.0 * 2600}{1000} = 104 \text{ кг} \quad (3.7.7)$$

Визначаємо вагу обшивки центроплана вільнонесучого крила:

$$\delta_{обш.3} = 1.5 \text{ мм} \quad (3.7.8)$$

$$G_{обш.центр.} = \frac{S_{обш.центр.} * \delta_{обш.3} * \rho_{Д16Г}}{1000} = \frac{5 * 1.5 * 2600}{1000} = 19.5 \text{ кг} \quad (3.7.9)$$

Визначаємо вагу обшивки підкосів:

$$\delta_{обш.4} = 0.6 \text{ мм} \quad (3.7.10)$$

$$G_{обш.подк.} = \frac{S_{обш.подк.} * \delta_{обш.4} * \rho_{Д16Г}}{1000} = \frac{6 * 1.0 * 2600}{1000} = 15.5 \text{ кг} \quad (3.7.11)$$

Визначаємо вагу фланцевих стиків вільнонесущого крила, без урахування ваги кріплення:

$$\delta_{стыка} = 10.0 \text{ мм} \quad (3.7.12)$$

$$G_{стыка} = \frac{S_{стыка} * \delta_{стыка} * \rho_{Д16Г}}{1000} = \frac{1.2 * 10 * 2600}{1000} = 31 \text{ кг} \quad (3.7.13)$$

Сумарна вага конструкції крила з підкосом приблизно дорівнює:

$$G_{кр1} = 2 * (G_{обш.1} + G_{центр.} + G_{стыка}) = 2 * (62.5 + 15.5) = 156 \text{ кг} \quad (3.7.14)$$

Сумарна вага конструкції вільнонесучого крила приблизно дорівнює:

$$G_{кр2} = 2 * (G_{обш.2} + G_{центр.} + G_{стыка}) = 2 * (104 + 19.5 + 31) = 309 \text{ кг} \quad (3.7.15)$$

### Висновки до розділу

В даному розділі були визначені епюри згинального моменту для крила з підкосом і вільнонесучого крила. Побудована епюра крутного моменту для підкосного крила. Зроблено оцінку дотичних напружень в кесоні крила.

Згідно з отриманими значеннями згинального моменту, була порахована товщина обшивки в кореневій частині крила. На підставі обчисленої товщини була порахована площа обшивки для с вільнонесучого і підкосного крила. Знаючи площу, можна знайти вагу двох конструкцій.



Вага конструкції крила з підкосом досліджуваного літака приблизно в два рази менше ваги конструкції свobodнонесущого крила аналогічного розміру.

#### **4. Комп'ютерне моделювання підкосу крила регіонального літака**

Для уточненої оцінки значень напруги у ВЧК розроблено скінченно-елементну модель (СЕМ), оскільки метод скінченно елементів (МКЕ) дозволяє оцінювати характер розподілу напруг по хорді перерізу кесона. Крім того, МКЕ дозволяє оцінити величину вигину крила.

##### **4.1. Принципи скінченно-елементного моделювання конструкції кесона крила**

Основним елементом силового набору кесон крила є обшивка, яка сприймає навантаження від згинального моменту, обумовленого дією підйомної сили. Крім того, обшивка сприймає крутний момент і перерізуючу

силу, що діє паралельно осі ОХ. Оскільки обшивка сприймає основні поздовжні навантаження, ми вважаємо її частиною поздовжнього набору.

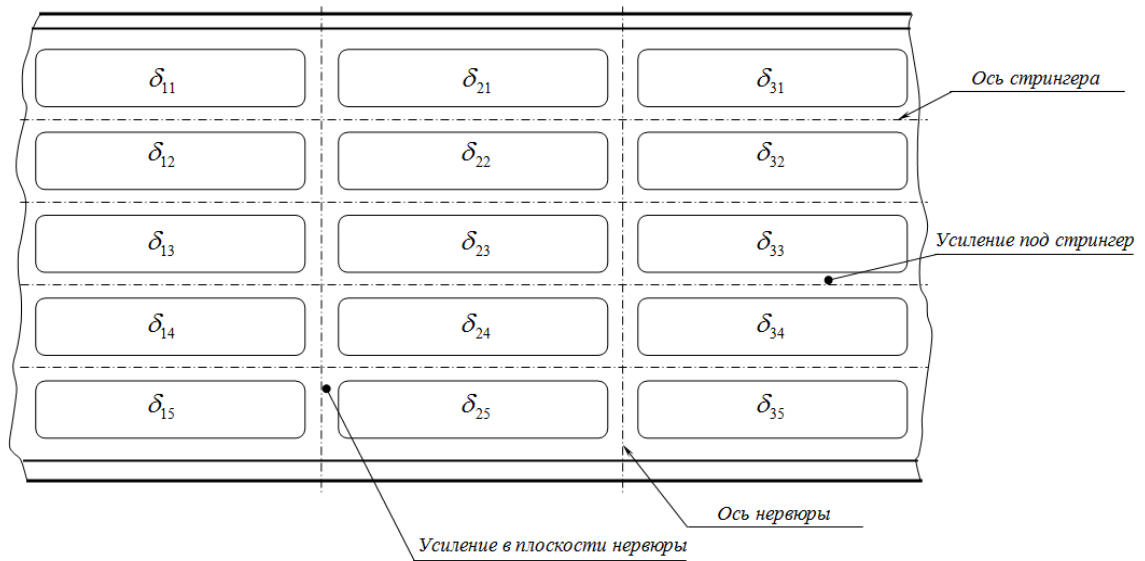


Рис. 4.1.1. Ескіз фрагмента типової панелі обшивки.

( $\delta_{ij}$  - місцева товщина обшивки)

У регулярних зонах конструкції кесона максимально можлива кількість варіантів товщини обшивки відповідає кількості проміжків, укладених між двома сусідніми нервюрами та двома сусідніми елементами поздовжнього набору, які надалі називатимемо "зонами постійної товщини обшивки" (ЗПТО). Такий ступінь дискретності товщин обшивки зумовлений технологічними та економічними критеріями (рис. 4.1.1).

Зважаючи на відсутність великих градієнтів товщини, для моделювання однієї ЗПТО регулярної зони кесона достатньо одного плоского КЕ (рис. 4.1.2). Таким чином, кількість КЕ, що моделюють обшивку кесона в регулярних зонах, приблизно відповідає кількості ЗПТО.

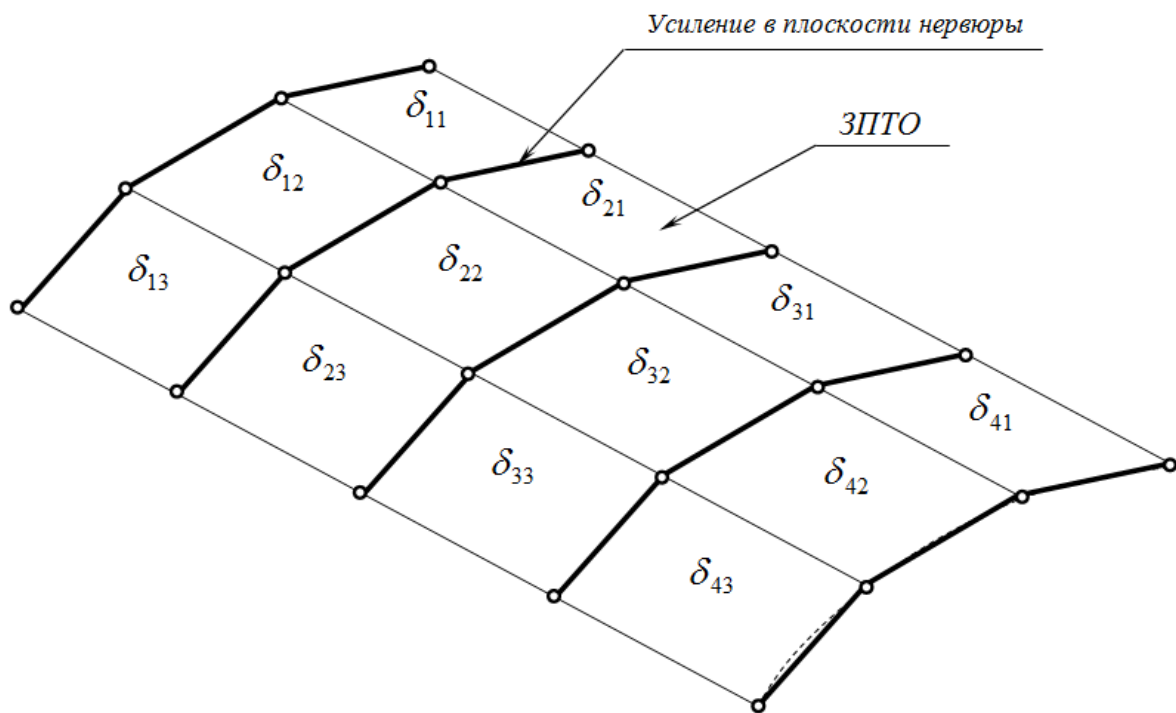


Рис. 4.1.2. Структура СЕМ обшивки у регулярній зоні кесона.

Стрингери моделюються у вигляді двопоясних балок (рис.4.1.3), утворених плоскими чотирикутними КЕ, окантованими стрижневими КЕ. Плоскі КЕ забезпечують моделювання стінок стрінгерів. Як поздовжні окантовують елементів використовуються стрижневі КЕ, що моделюють "посилення" обшивки в зонах з'єднання зі стрінгерами і "шапки" стрінгерів.

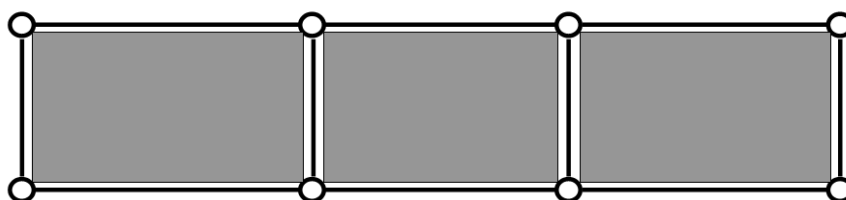


Рис.4.1.3 Модель двопоясної балки.

Як поперечні окантувальні елементи використовуються умовні стрижневі КЕ, що з'єднують вузли, розташовані на теоретичному контурі крила, з відповідними вузлами, що об'єднують стрижневі КЕ, що моделюють "шапки" стрінгерів. Поперечні елементи, що окантовують, забезпечують моделювання посилення стінок стрінгерів в місцях кріплення книжок і розташовані тільки в площинах звичайних і додаткових нервюр. Осі стрижневих КЕ, що моделюють підсилення під стрінгери, розташовані на

теоретичному контурі крила, а осі стрижневих КЕ, що моделюють "шапки" стрінгерів, проходять через центри тяжіння "шапок" (рис. 4.1.4):

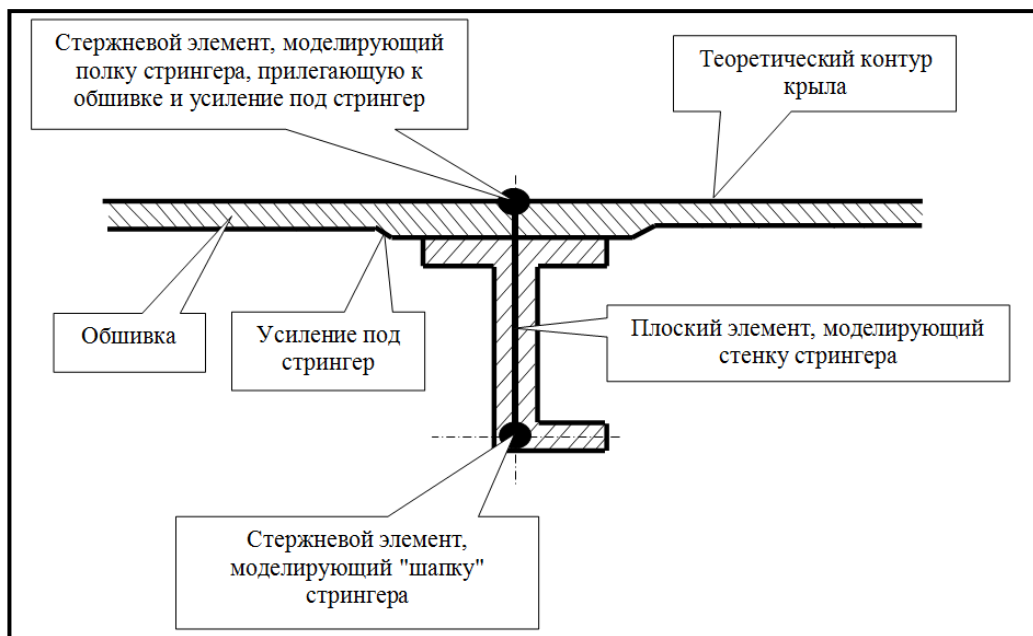


Рис.4.1.4 Моделювання перерізу стрінгера.

Моделювання стрінгерів у вигляді двопоясних балок дозволяє використовувати стрижневі КЕ, що мають умовно круглий переріз, що позбавляє необхідності вводити в модель спеціальні вузли орієнтації.

СЕМ переднього і заднього лонжеронів включають такі елементи (рис. 4.1.5):

- стрижневі КЕ, що моделюють горизонтальні стінки верхньої та нижньої полиць;
- чотирикутні КЕ, що моделюють вертикальні стінки верхньої та нижньої полиць;
- стрижневі КЕ, що окантовують вертикальні стінки верхньої та нижньої полиць;
- чотирикутні КЕ, що моделюють стінки.

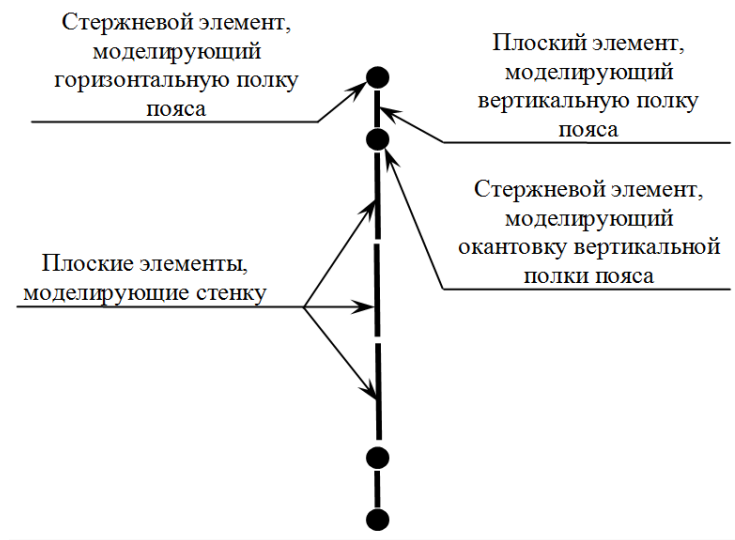


Рис.4.1.5."Переріз" скінченно-елементної моделі лонжерону

Структурно моделі лонжеронів розділені на окремі ділянки (шпації), обмежені вертикальними стрижневими КЕ, розташованими в площинах нервюр та додаткових перерізів, призначених для підвищення дискретності розрахункової моделі в зонах з'єднання центроплану з фюзеляжем та стику консолі з центропланом. У свою чергу, стінки лонжеронів у межах кожної шпації розділені по вертикалі на 3 рівні ділянки. При цьому поздовжні стрижневі КЕ, що окантовують, між зазначеними ділянками відсутні. Стійки лонжеронів не моделюються, за винятком міжнервюрних прольотів, що містять додаткові перерізи.

Крім перерахованих вище КЕ, моделі лонжеронів містять ряд додаткових КЕ, що моделюють зони стиків.

Посилення обшивок у зонах поздовжніх стиків між монолітними панелями обшивки моделюються як ланцюжків стрижневих КЕ.

Всі стрижневі та плоскі КЕ, що моделюють обшивку, стрінгери, лонжерони та поздовжні стики повинні сприймати згинальні навантаження (елементи типу "Bar" та "Plate" у MSC.Nastran).

Основним елементом поперечного набору кесона крила є типова нервюра, призначена для сприйняття і передачі на елементи поздовжнього набору невеликих і помірних поперечних навантажень. Крім того, типові нервюри перешкоджають зміні контуру відповідних перерізів, спричиненому

деформацією кесона. Конструктивно типові нервюри можуть бути збірними та монолітними. Збірні нервюри складаються з деталей, з'єднаних за допомогою заклепок. Монолітні нервюри є цільною конструкцією, що формується за допомогою фрезерування.

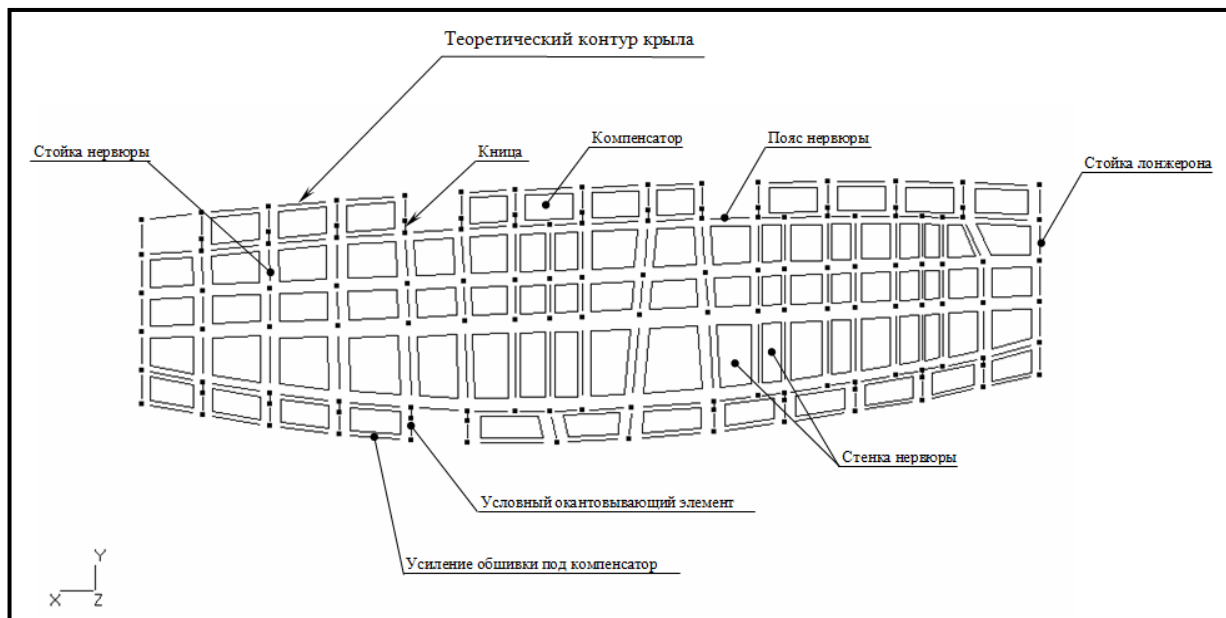


Рис.4.1.6. СЕМ збірної нервюри (для наочності КЕ стиснуті).

Модель збірної нервюри (рис. 4.1.6.) включає такі основні елементи:

- стрижневі КЕ, що моделюють пояси нервюри;
- стрижневі КЕ, що моделюють книці;
- умовні стрижневі КЕ, призначені для окантування чотирикутних КЕ, що моделюють стінки стрінгерів, з метою передачі навантажень з моделей книжок на моделі стінок стрінгерів;
- стрижневі КЕ, що моделюють стійки нервюри;
- чотирикутні КЕ, що моделюють компенсатори;
- плоскі КЕ, що моделюють стінки нервюри.

Кількість та розташування стрижневих КЕ, що моделюють стійки збірних нервюр, в основному, визначаються необхідністю передачі навантажень з книжок на стінки, і не скрізь відповідають їх реальній кількості та розташування. При цьому сумарна жорсткість КЕ, що моделюють стійки, визначається, виходячи з сумарної жорсткості стійок нервюр, що моделюються. Кількість і розташування чотирикутних КЕ, що

моделюють компенсатори, в основному, відповідають їх кількості та розташуванню на нервурах, що моделюються.

Кожна модель компенсатора розташовується в площині відповідної нервюри в проміжку, утвореному двома сусідніми стрінгерами, теоретичним контуром крила і поясом нервюри, і включає два вузли, розташовані на теоретичному контурі, і два вузли, розташовані на поясі нервюри (рис. 4.1.7).

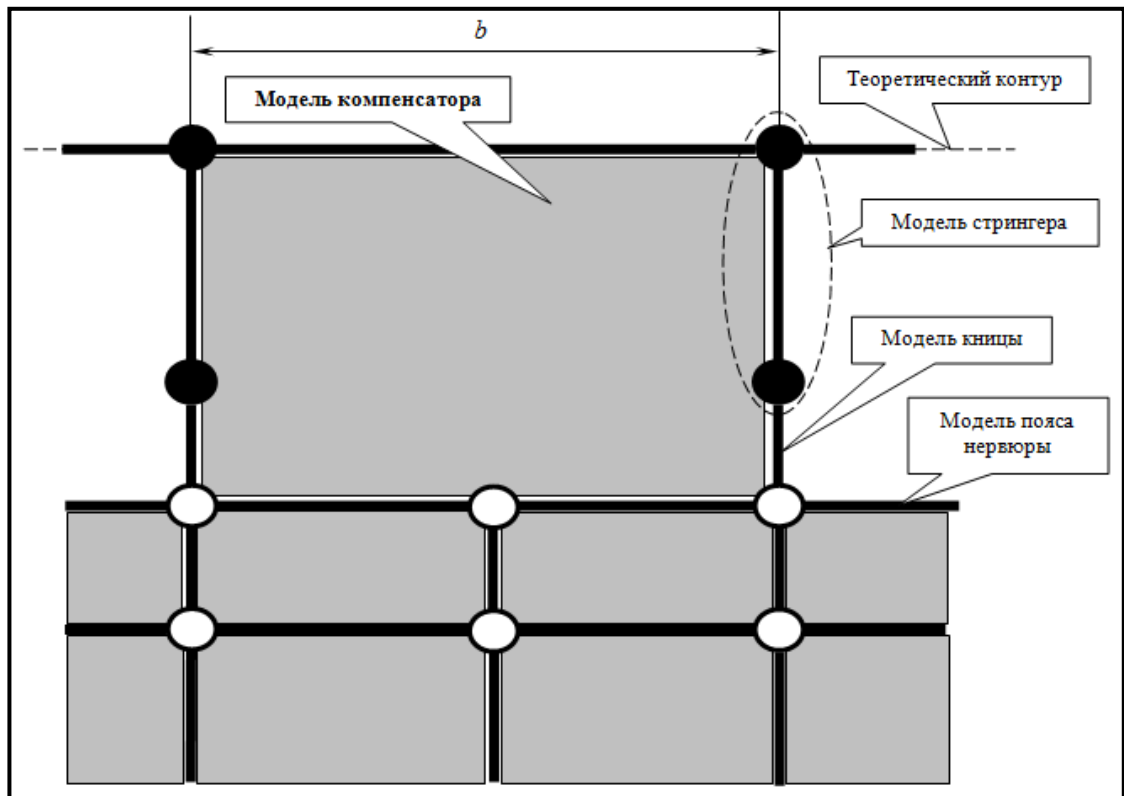


Рис.4.1.7. Принцип моделювання компенсатора.

На відміну від інших елементів конструкції, книці та компенсатори моделюються відповідно за допомогою стрижневих КЕ, що працюють тільки на розтягування стиснення (у системі MSC.Nastran елементи типу "Rod"), і чотирикутних КЕ, що працюють тільки на зсув (у системі MSC.Nastran елементи типу "Shear Panel"). Це пов'язано з тим, що у реальної конструкції книці працюють лише з розтягування-стиск, а компенсатори лише зсув, оскільки закріплені відповідно на стрінгерах і обшивці.

З метою підвищення дискретності моделі, всі ділянки стінок нервюр, укладені між стійками, додатково розділені по вертикалі на три окремих плоских КЕ, між якими немає додаткових стрижневих КЕ, що окантовують.

Розподіл СЕМ стінок нервюр по висоті обумовлено необхідністю більш точного аналізу розподілу дотичних напруг, особливо в зонах кріплення кронштейнів навішування елеронів та елементів механізації крила.

Усі стрижневі та плоскі КЕ, що входять до структури СЕМ нервюр, повинні сприймати згинальні навантаження (елементи типу "Bar" і "Plate" в MSC.Nastran), за винятком КЕ, що моделюють кінці та компенсатори.

#### **4.2. Структура СЕМ підкосу крила.**

Відповідно до загальної технології автоматизованого синтезу СЕМ [7], основне призначення СЕМ підкосу крила - дослідження НДС системи "крило-підкіс", з метою оптимізації її силової структури та жорстких параметрів конструктивних елементів.

Структура СЕМ підкосу включає наступні скінченні елементи (КЕ) (рис.4.2.1): 4-кутні КЕ типу Plate, моделюючі обшивки, стінку лонжерону і стінки нервюр, 3-кутні КЕ типу Plate, що моделюють верхній і нижній вузли кріплення, двовузлові КЕ типу Circular Bar, моделюючі полиці лонжерону, пояси нервюр, а також задню кромку центрального відсіку та ребра жорсткості верхнього та нижнього вузлів кріплення.

Умовні товщини плоских КЕ типу Plate відповідають розрахунковим значенням товщин відповідних плоских елементів конструкції. Умовні площі перерізів стрижневих елементів типу Circular Bar відповідають розрахунковим площам перерізів пояса лонжерону, поясів нервюр, задньої кромки центрального відсіку та ребер жорсткості вузлів кріплення.



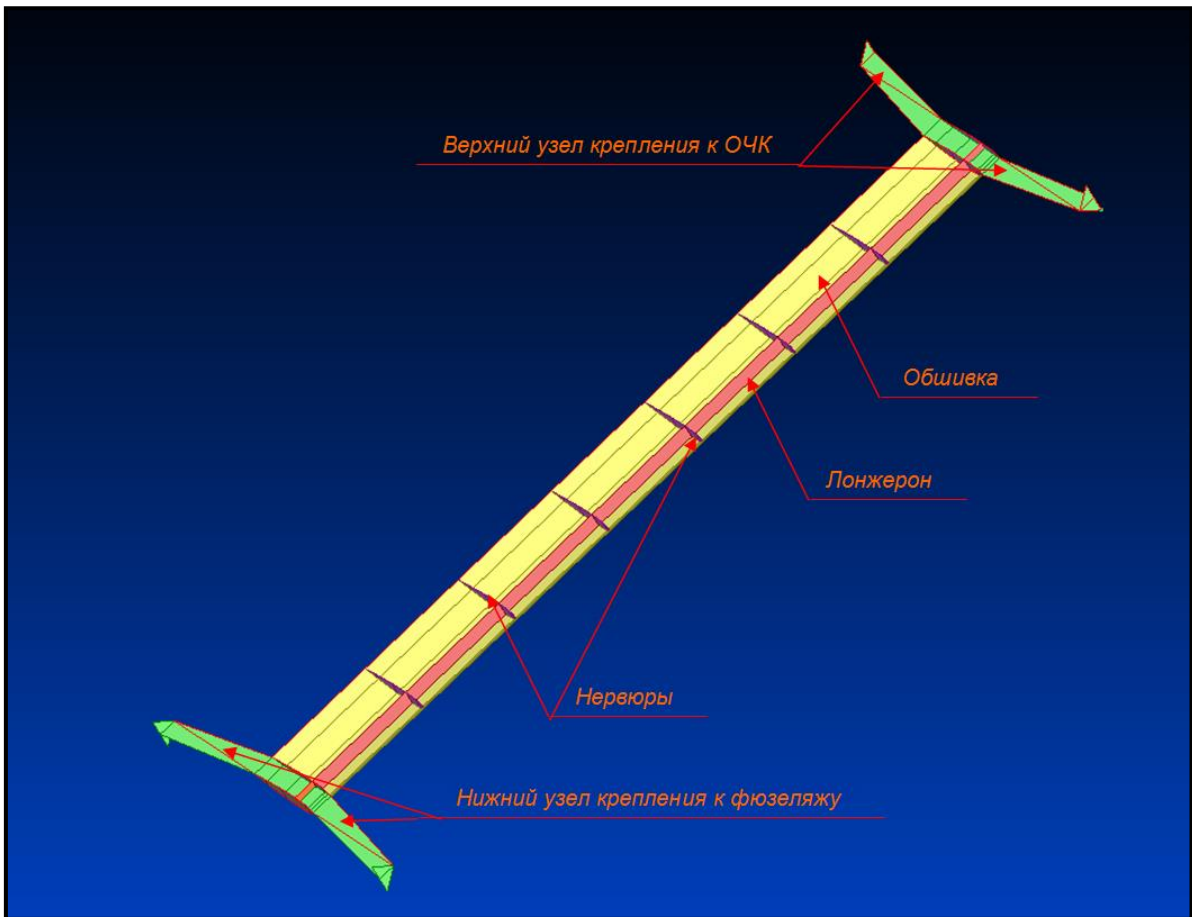


Рис. 4.2.1 Структура СЕМ підкосу крила (верхня обшивка видалена для наочності)

Просторове положення вузлів СЕМ підкосу крила відповідає просторовому положенню елементів конструкції, що моделюються.

Типова конструктивно-силова схема підкосу крила включає наступні конструктивні зони (рис. 4.2.2.): центральний відсік, верхній вузол кріплення до ВЧК і нижній вузол кріплення до центрального відсіку фюзеляжу.

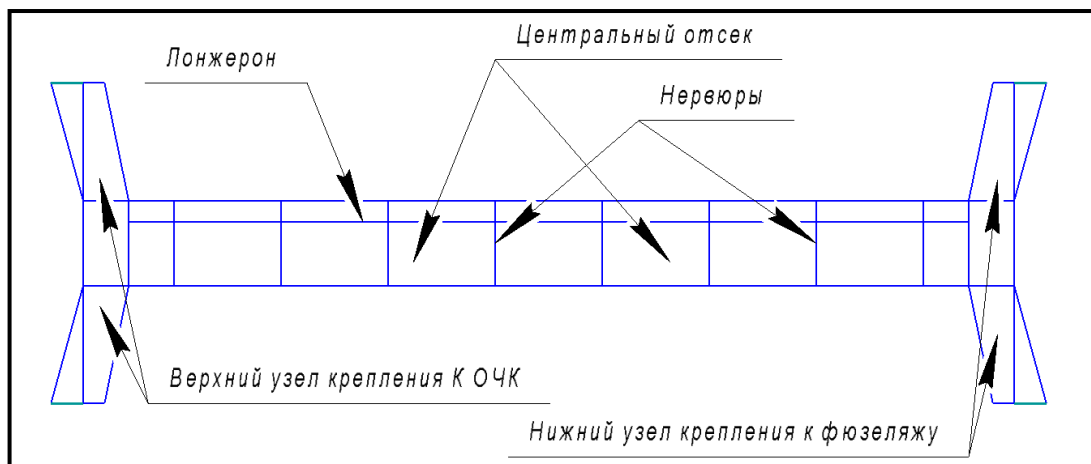


Рис. 4.2.2. Типова конструкція підкосу крила

Центральний відсік складається з нервюр, лонжерону, а також верхньої та нижньої обшивок. Перетин центрального відсіку, як правило, являє собою симетричний аеродинамічний профіль, чим забезпечується його плавне обтікання потоком, що набігає. Хорда та товщина профілю перерізу відсіку значно менше хорди та товщини профілю ВЧК, що суттєво знижує загальний аеродинамічний опір системи "крило-підкіс". Тому, для забезпечення кріплення підкосу до лонжеронів крила і до шпангоутів фюзеляжу, конструкція підкосу включає спеціальні силові вузли, що представляють собою плоскі цільнофрезеровані поперечні балки, які передають навантаження з силового набору центрального відсіку підкосу на шарнірні вузли кріплення до кріплення. Дані вузли не мають обтічної форми, оскільки закриваються спеціальними обтічниками, що не входять до силової схеми крила та підкосу.

### **Висновки до розділу**

Комп'ютерне моделювання конструкції підкосу значно простіше, ніж комп'ютерне моделювання конструкції ВЧК. Завдяки тому, що для моделювання підкосу створюється один клас, який поєднує у собі цілісну конструкцію підкосу. А для створення моделі кесону крила, потрібно створювати окремий клас для кожного конструктивного елементу крила, тобто для обшивки, лонжеронів, нервюр та стрингерів. А потім, створенні класи збираються та поєднуються.

## 5. Розробка методики автоматизованого проектування підкосу крила

### 5.1 Метод синтезу СЕМ підкоса крила

Пропонований метод автоматизованого синтезу розроблений з урахуванням внутрішнього уявлення СЕМ, описаного в [7,8]. СЕМ стиків з'єднують незалежно синтезовані СЕМ ОЧК, підкоса і центрального відсіку фюзеляжу. Для спрощення алгоритму синтезу КЕ в структуру даних програмного коду додані спеціальні масиви, що містять локальні номери вузлів СЕМ підкоса, згруповані за місцем розташування в моделі:

```
int PNodeNumber[100][2][50]; // NN вузлів у дужках перерізів
int NodeNumber_1[2][2][50]; // NN вузлів у хордах кореневих перерізів
int NodeNumber_2[2][2]; // NN "виносних" вузлів
int JointNodeNumber[2][2][3]; // NN стикових вузлів
```

Зазначені масиви містять номери вузлів, згруповані за ознакою приналежності до конструктивних елементів підкоса крила, що дозволяє використовувати спрощені алгоритми опису топології КЕ, що не містять аналітичних функцій обчислення номерів вузлів.

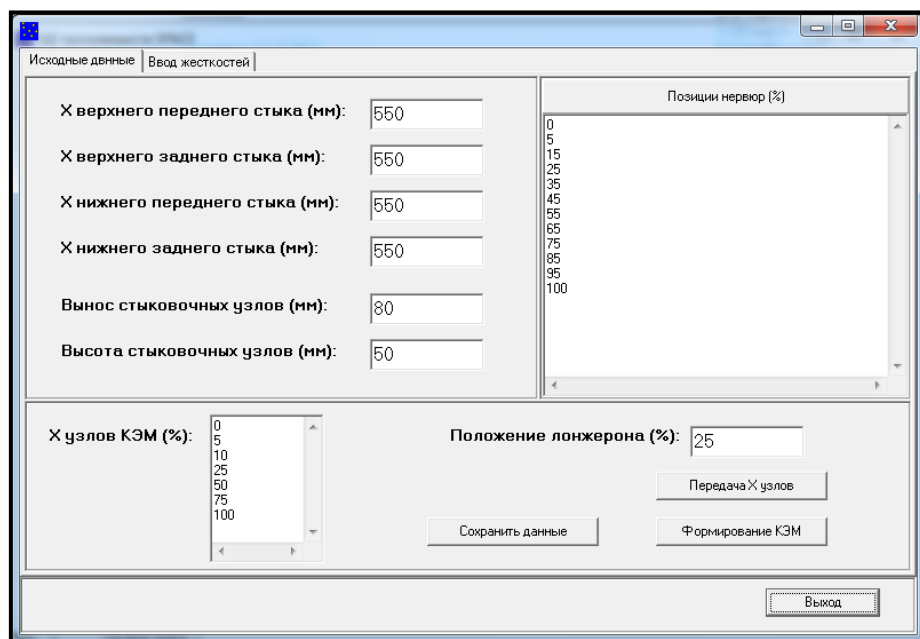


Рис.5.1.1 Вікно об'єкта класу "Підкіс крила" в режимі введення вихідних даних

Пропонований метод синтезу СЕМ підкоса передбачає чотири етапи процесу формування моделі.

На першому етапі вводяться вихідні дані, для чого використовуються елементи графічного інтерфейсу (рис.5.1.1), підтримуваного об'єктом, який забезпечує формування СЕМ підкоса крила в рамках об'єктно-орієнтованої ІТ, описаної в [7,8].

На другому етапі здійснюється формування масиву координат вузлів СЕМ double NodeCoord [1 000] [3] і визначення загальної кількості вузлів short NodeCount.

Крок 1. Визначення координат вузлів, розташованих на зовнішніх контурах СЕМ нервюру. Координати вузлів, розташованих на зовнішніх контурах СЕМ нервюру, визначаються шляхом доступу до серверного об'єкту "Геометрія підкоса", який містить координати точок верхнього і нижнього граничних перетинів центрального відсіку і алгоритм обчислення координат вузлів проміжних перетинів. Обмін даними з серверним об'єктом здійснюється через віртуальну структуру наступного формату:

```
Double L; // Положення перерізу % (вхідна інформація)
// Інформація для перерізу
short NodeCount; // К-сть вузлів у дужках [top/down]
double NodeCoord [2] [200][3]; // Координати вузлів
```

Кількість звернень до серверного об'єкта відповідає загальній кількості PCount нервюру центрального відсіку:

```
n = 0; // Тимчасовий лічильник к-сть вузлів
for (i = 0; i < PCount; i++)
(// Отримання координат вузлів перерізів
    Connect_2.L = ProfPozitions [i];
    Connect_2.NodeCount = 0;
    Size = 2+8;
    $_save (&Connect_2, size);
```

```

    $_get_addr (&Connect_2);
    k = $_get_space_number ();
    $_call_object_by_name ("Геометрія підкоса", k,
mode); // Звернення до серверного об'єкту

```

Кількість та розміщення нервюр задаються в полі "Позиції нервюр (%)" GUI об'єкта (рис.5.1.1). Одночасно з масивом координат заповнюється масив PNodeNumber [...] [...] [...] NN вузлів в дужках перетинів:

```

NodeCoord[n][0] = Connect_2.NodeCoord[j][k][0];
NodeCoord[n][1] = Connect_2.NodeCoord[j][k][1];
NodeCoord[n][2] = Connect_2.NodeCoord[j][k][2];
PNodeNumber [i][j][k] = n+1;
n++;

```

Крок 2. Визначення координат вузлів, розташованих на хордах скінченних перетинів центрального відсіку. Вузли, розташовані на хордах скінченних перетинів центрального відсіку, пов'язують СЕМ стінок скінченних нервюр з СЕМ вузлів кріплення до ВЧК і фюзеляжу (рис. 4.2.1). Їх координати, обчислюються на підставі координат вузлів, розташованих на контурах скінченних нервюр. При цьому одночасно з масивом координат заповнюється масив NodeNumber\_1 [...] [...] [...] NN вузлів в хордах корневих перетинів:

```

NodeCoord[n][0] = x0+B[0]*NodeX[i]/100;
NodeCoord[n][1] = y0;
NodeCoord[n][2] = z1;
NodeNumber_1 [0][0][i] = n+1;
n++;

```

Величини NodeX [i] задаються в полі "X вузлів СЕМ (%)" GUI об'єкта (рис. 5.1.1).

Крок 3. Визначення координат вузлів СЕМ, розташованих на кінцях вузлів кріплення підкоса до ВЧК і фюзеляжу. Координати зазначених вузлів

визначаються на підставі значень X стиків, що вводяться вручну, через поля введення, позначені як "X ... стику (мм)" (рис. 5.1.1). При цьому одночасно з масивом координат заповнюється масив NodeNumber\_2 [...] [...] NN "виносних" вузлів.

Крок 4. Визначення координат вузлів СЕМ, розташованих в місцях стикування з СЕМ кронштейнів кріплення до ВЧК і фюзеляжу. Координати зазначених вузлів визначаються на підставі координат "виносних" вузлів, з урахуванням значень, що вводяться вручну, через поля введення, позначені як "Винесення стикувальних вузлів (мм)" і "Висота стикувальних вузлів (мм)" (рис. 5.1.1). При цьому одночасно з масивом координат заповнюється масив JointNodeNumber [...] [...] [...] NN стикувальних вузлів.

На третьому етапі описуються типи КЕ, з яких складається СЕМ центрального відсіку підкоса крила і NN вузлів, відповідних скінченних елементів. Зазначені дані записуються в масив short Element [3000] [7]. Кількість КЕ, що входять в СЕМ центрального відсіку, записується до тимчасового лічильник скінченних елементів n.

Крок 1. Опис КЕ, що моделюють "нервюри". NN вузлів зчитуються з масиву PNodeNumber [...] [...] [...]:

```
n = 0;
for ( i = 0; i < PCount; i++ )
{ // Моделювання "нервюр"
    for ( j = 0; j < 2; j++ )
    { // Моделювання "посилення" під "нервюри"
        for ( k = 0; k < PNodeCount - 1; k++ )
        {
Element[n][0] = 1; // КЕ типу Circular Bar
Element[n][1] = 2; // К-сть вузлів = 2
Element[n][2] = PNodeNumber[i][j][k]; //N 1-го вузла
Element[n][3] = PNodeNumber[i][j][k+1]; // N 2-го вузла
```

```

Element[n][4] = 0; // N-3-го вузла не задається
Element[n][5] = 0; // N-4-го вузла не задається
Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не задається
        n++;
    }
}
Else
for ( j = 0; j < PNodeCount - 1; j++ )
    { // Моделювання стінок "нервюр"
Element[n][0] = 3; // KE типу Plate
Element[n][1] = 3; // К-сть вузлів = 3

Element[n][2] = PNodeNumber[i][0][j]; // N 1-го вузла
Element[n][3] = PNodeNumber[i][0][j+1]; // N 2-го вузла
Element[n][4]=  NodeNumber_1[n1][n2][j+1]; // N 3-го
вузла
Element[n][5] = 0; // N 4-го вузла не задається
Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не задається
        n++;
    }

```

Крок 2. Опис KE, що моделюють лонжерон. Номери вузлів також зчитуються з масиву PNodeNumber [...] [...] [...].

Крок 3. Моделювання обшивок центрального відсіку:

```

For ( i = 0; i < 2; i++)
{ // Моделювання обшивок
    for ( j = 0; j < PCount-1; j++)
    {
        for ( k = 0; k < PCount-1; k++)
        {

```

```

Element[n][0] = 1; // KE типу Plate
Element[n][1] = 2; // K-сть вузлів = 4
Element[n][2] = PNodeNumber[j][i][k]; // N 1-го вузла
Element[n][3] = PNodeNumber[j+1][i][k]; // N 2-го вузла
Element[n][4] = PNodeNumber[j+1][i][k+1]; // N 3-го
вузла не задається
Element[n][5] = [j][i][k+1]; // N 4-го вузла не
задається
Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не задається
n++;
}
}
}
}
}

```

На четвертому етапі описуються KE, з яких складаються СЕМ вузлів кріплення підкоса до ВЧК і фюзеляжу. Зазначені дані також записуються в масив short Element [3000] [7]. Кількість KE, що входять в СЕМ центрального відсіку, записується до тимчасового лічильник скінченних елементів n.

Крок 1. Моделювання зон з'єднання СЕМ вузлів кріплення з СЕМ скінченних нервюр і лонжерона центрального відсіку. NN вузлів зчитуються з масиву NodeNumber\_1 [...] [...] [...]:

```

for ( i = 0; i < PNodeCount - 1; i++ )
{ // Моделювання верхньої стикової платформи
Element[n][0] = 3; // KE типу Plate
Element[n][1] = 4; // K-сть вузлів = 4
Element[n][2] = NodeNumber_1[0][0][i]; // N 1-
го вузла
Element[n][3] = NodeNumber_1[0][0][i+1]; // N
2-го вузла
Element[n][4] = NodeNumber_1[0][1][i+1]; // N
3-го вузла
Element[n][5] = NodeNumber_1[0][1][i]; // N 4-
го вузла
}
}

```



```

        Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається

        n++;
    }

```

Крок 2. Приєднання "виносних" вузлів СЕМ вузлів кріплення. NN вузлів зчитуються з масивів NodeNumber\_1 [...] [...] [...] і NodeNumber\_2 [...] [...].

Крок 3. Приєднання стикувальних вузлів, через які здійснюється з'єднання СЕМ вузлів кріплення з СЕМ стикувальних кронштейнів. NN вузлів зчитуються з масивів NodeNumber\_2 [...] [...] і JointNodeNumber [...] [...] [...]:

```

for ( i = 0; i < 2; i++ )
    { // "Під'єднання" виносних вузлів СЕМ
        for ( j = 0; j < 2; j++ )
            {
                Element[n][0] = 3; // KE типу Plate
                Element[n][1] = 3; // K-сть вузлів = 3
                Element[n][2] = NodeNumber_2[i][j]; // N
1-го вузла
                Element[n][3] = JointNodeNumber[i][j][0];
// N 2-го вузла
                Element[n][4] = JointNodeNumber[i][j][1];
// N 3-го вузла
                Element[n][5] = 0; // N 4-го вузла не
задається
                Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається

                n++;

                Element[n][0] = 3; // KE типу Plate
                Element[n][1] = 3; // K-сть вузлів = 3
                Element[n][2] = NodeNumber_2[i][j]; // N
1-го вузла
                Element[n][3] = JointNodeNumber[i][j][1];
// N 2-го вузла
                Element[n][4] = JointNodeNumber[i][j][2];
// N 3-го вузла
                Element[n][5] = 0; // N 4-го вузла не
задається
            }
        }
    }

```

```

Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається
n++;
}
}

```

## 5.2. Схема обміну даними

Для включення синтезованої СЕМ підкоса крила в загальну СЕМ планера необхідно, щоб номери вузлів, що містяться в копії СЕМ підкоса, переданої в загальну модель, узгоджувалися з номерами вузлів СЕМ ВЧК і фюзеляжу, вже включених в СЕМ планера. Тому, перед включенням СЕМ підкоса в СЕМ планера необхідно передати в об'єкт, що містить СЕМ підкоса, кількість вузлів, вже наявних в СЕМ планера.

Особливістю запропонованого методу автоматизованого синтезу СЕМ стику є прямий обмін даними між сполучаються СЕМ, без участі користувачів САЕ-системи. Крім того, необхідно забезпечити обмін даними між СЕМ підкоса крила і серверним об'єктом, що містить геометричну модель підкоса. Схема обміну даними при формуванні крила з підкосом приведена на рис.5.2.1:

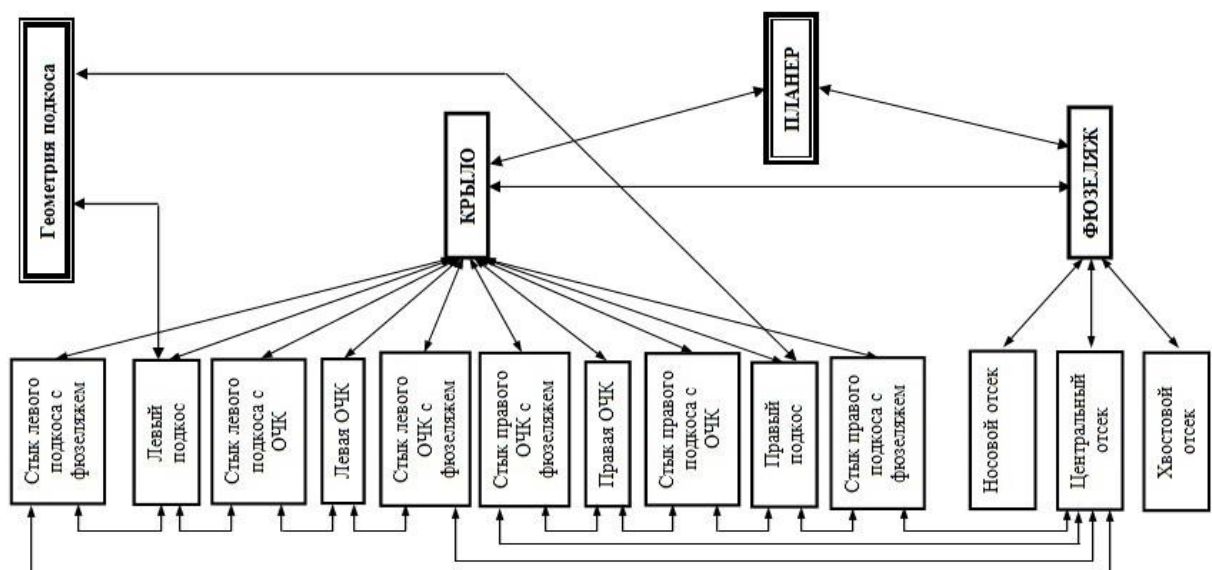


Рис.5.2.1 Схема обміну даними при синтезі СЕМ крила з підкосом

Використання прямого обміну даними дозволяє істотно скоротити тривалість обміну даними [7]. Такий обмін даними можливий тільки при активному статусі СЕМ, який забезпечується тільки в об'єктних системах управління даними, де моделі представлені у вигляді об'єктів. агрегатів планера, відображуваного засобами GUI об'єктів [9].

Для реалізації запропонованого методу синтезу СЕМ, в якості базової ІТ була використана об'єктна система управління даними "SPACE" [7,8]. Для неї був розроблений клас об'єкта, який дозволив за 1 день (8 робочих годин) синтезувати структуру СЕМ крила з підкосом літака транспортної категорії об'ємом 2167 вузлів і 3305 КЕ. При цьому час, витрачений на синтез структури СЕМ підкоса крила, склало  $\sim 0.5$  годину. Тривалість процесу синтезу аналогічної СЕМ стандартними засобами САЕ-систем, з урахуванням часу, необхідного на отримання необхідних вихідних даних, становить не менше 15 робочих днів (120 робочих годин). З них, час, що витрачається на синтез структури СЕМ підкоса, становить, з урахуванням розрахунку координат вузлів,  $\sim 2$  робочих днів (16 робочих годин).

### **Висновки по розділу**

На підставі проведеного аналізу можна зробити наступні висновки:

1. Для оптимізації силового набору кесона крила найбільш раціонально використовувати СЕМ, що складається із стрижневих і плоских СЕ.
2. На попередніх стадіях проектування регіонального транспортного літака допустимо використовувати спрощені СЕМ, в структурі яких представлені тільки основні елементи силового набору планера.
3. На стадії остаточного визначення структури силового набору планера і параметрів його елементів, слід використовувати більш складні СЕМ, в яких максимально докладно моделюється структура силового набору кесона крила, а також стикові елементи, що з'єднують його з іншими агрегатами планера.

## **6. Застосування розроблених моделей та запропонованої методики автоматизованого проектування на прикладі літака (Short 330)**

### **6.1. Структура скінченно-елементної моделі відокремленої частини кесона крила**

Скінченно-елементна модель крила з підкосом була побудована за допомогою засобів об'єктно-орієнтованої інформаційної технології, що підтримується системою керування даними "SPACE"

В якості матеріалу конструкції використаний алюмінієвий сплав Д16Т, чий параметри наведені в таблиці 12.

*Таблиця 12*

<b>Модуль пружності кГ/мм<sup>2</sup></b>	<b>Модуль зсуву кГ/мм<sup>2</sup></b>	<b>Коефіцієнт Пуассона</b>	<b>Питома вага кГ/м<sup>3</sup></b>
7200	2700	0.3	2700

З урахуванням розмірності, в яких задавалися параметри матеріалу, значення координат вузлів задаються в міліметрах, а величини силових факторів у кг ("кілограмах сили").

Оскільки обсяг бакалаврського проекту не дозволяє провести детальний аналіз НДС конструкції кесона крила, досліджена СЕМ має спрощену структуру, що включає спрощені моделі стрінгерів, лонжеронів та нервюр.

Верхня та нижня обшивки є основними силовими елементами поздовжнього набору кесона крила. Вони працюють на розтягування, стиснення та зсув. Тому для моделювання обшивок використовувалися

скінченні елементи типу "Plate", які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також зсувні навантаження та згинальні моменти.

Стрингери призначені для забезпечення стійкості обшивки крила у стислій зоні. Крім того, стрингери приймають на себе частину навантажень, що розтягують і стискають, викликаних дією згинального моменту від підйомної сили крила. Моделі стрингерів мають спрощену структуру, що представляє собою набір послідовно з'єднаних стрижневих КЕ типу "Bar", які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також крутіння та згинальні моменти. Особливості перерізів стрингерів не моделювалися.

Спрощені СЕМ лонжеронів містять моделі поясів, стін та стійок. Пояси лонжеронів призначені для забезпечення з'єднання обшивок і стінок лонжеронів, в результаті чого утворюється замкнутий контур кесона крила, що сприймає крутий момент, що діє на крило. Крім того, пояси приймають на себе частину навантажень, що розтягують і стискають, викликаних дією згинального моменту від підйомної сили крила. Тому для моделювання поясів лонжеронів використані стрижневі елементи типу "Bar", які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також крутіння та згинальні моменти.

Стінки лонжеронів призначені для сприйняття зсувних навантажень, викликаних дією моменту, що крутить, що діє на крило. Крім того, по стінках передається, у вигляді сил, що перезивають, підйомна сила крила. Тому для моделювання стінок лонжеронів використовувалися скінченні елементи типу "Plate", які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також зсувні навантаження та згинальні моменти. Спрощені моделі стінок не діляться по висоті.

Стійки стін лонжеронів забезпечують стійкість стін під впливом зсувних навантажень. При взаємодії зі стінкою стійки зазнають згинальних навантажень. Тому їх моделювання використані стрижневі елементи типу "Bar". Моделі стійок розташовуються лише у площинах нервюр.

Спрощені моделі нервюр включають моделі стін та стійок. Оскільки СЕМ ВЧК не моделюється висота стрингерів, моделі поясів нервюр і посилень обшивок у зоні кріплення нервюри об'єднані і є послідовно з'єднані стрижневі КЕ типу " Bar " . Книці та компенсатори не моделюються.

Стінки нервюр призначені для сприйняття навантажень, що стискають і розтягують, викликаних вигином крила і дією сил тиску. Крім того, стінки нервюр сприймають і передають зсувні навантаження. Тому для їх моделювання використовувалися скінченні елементи типу "Plate", які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також зсувні навантаження та згинальні моменти. Спрощені моделі стінок не діляться по висоті.

Стійки нервюр забезпечують стійкість стін під дією стискаючих та зсувних навантажень. При взаємодії зі стінкою та поясом нервюри стійки зазнають згинальних навантажень. Тому для їх моделювання використано стрижневі елементи типу "Bar", що працюють на загальний НДС.

Структура СЕМ крила з підкосом та його елементів представлена на рис. 6.1.1-6.1.3.

При визначенні жорстких параметрів КЕ використовувалися результати статистичного аналізу жорсткості параметрів елементів конструкції крил літаків аналогічного розміру.

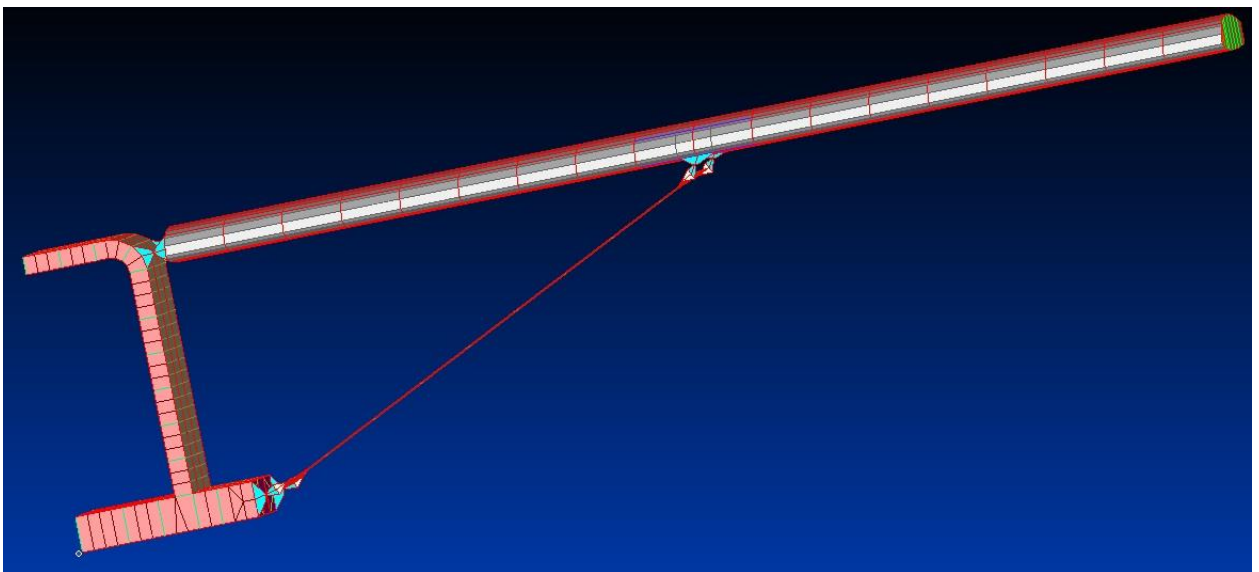


Рис.6.1.1. Загальний вигляд структури СЕМ крила з підкосом

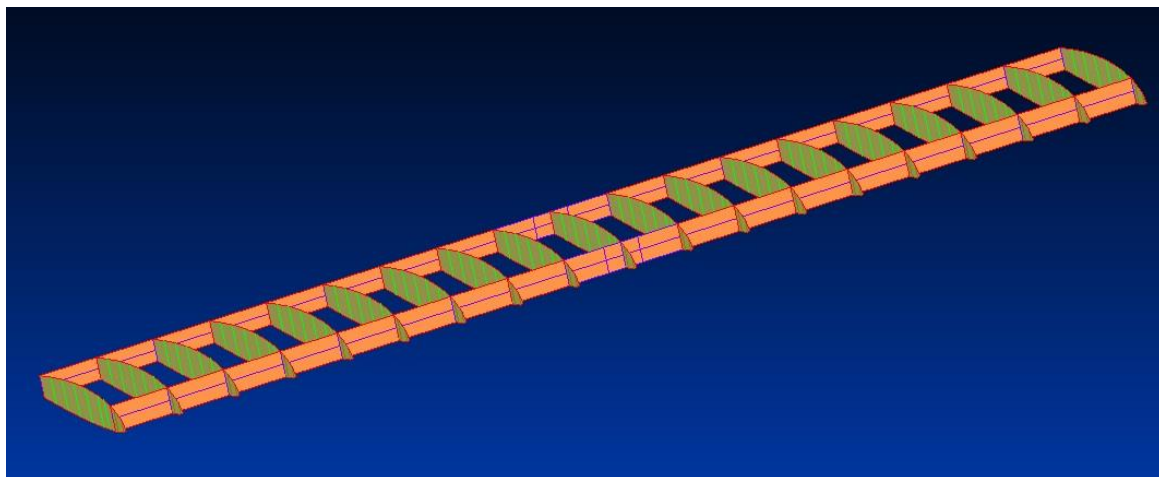


Рис.6.1.2. Структура СЕМ набору ВЧК (передній вид)



Рис.6.1.3. Структура СЕМ набору відсіку фюзелжу

Значення умовних товщин плоских КЕ, що моделюють обшивки, дорівнюють  $T1=0.6$  мм. Значення умовних товщин плоских КЕ, що моделюють стінки лонжеронів, дорівнюють  $T1=1.5$  мм. Значення площ умовних перерізів стрижневих КЕ, що моделюють стрінгери, дорівнюють  $A = 300$  мм<sup>2</sup>. Значення площ умовних перерізів стрижневих КЕ, полиці лонжеронів, дорівнюють  $A = 600$  мм<sup>2</sup>. Значення умовних товщин плоских КЕ, що моделюють стінки нервюр, рівні  $T1 = 1.0$  мм. Значення площ умовних

перерізів стрижневих КЕ, що моделюють пояси та стійки, дорівнюють  $A = 100 \text{ мм}^2$ .

### 6.2. Умови закріплення та навантаження моделі.

Кордонні умови задані для вузлів, що входять до структури СЕМ центрального відсіку фюзеляжу (рис. 6.2.1). Фіксація СЕМ у поздовжньому напрямку реалізована через зовнішні вузли переднього перерізу СЕМ фюзеляжу. Фіксація СЕМ у вертикальному напрямку реалізована через вузли СЕМ підлоги вантажного відсіку. Фіксація СЕМ у поперечному напрямку реалізована через вузли СЕМ фюзеляжу, відповідні площині симетрії.

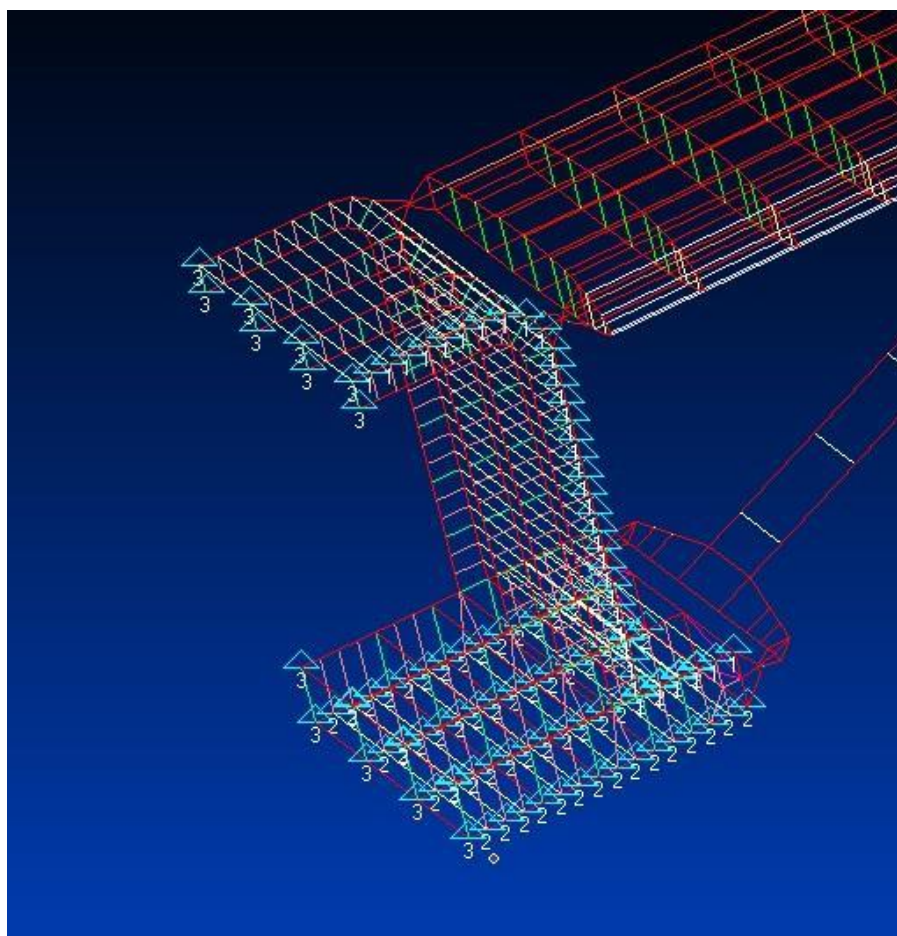


Рис.6.2.1. Схема застосування граничних умов.

Навантаження, що діють ВЧК, задані у вигляді вертикальних зусиль  $P_{y_i}$ , доданих до вузлів верхньої поверхні СЕМ. Значення  $P_{y_i}$  для всіх вузлів у перерізі однакові та визначаються за формулою:



$$P_{y_i} = \frac{q_y(z_i) * \Delta Z}{N_{\text{верхн. узл.}}}, \text{ кг} \quad (6.2.1)$$

де:  $N_{\text{верхн. узл.}} = 11$  – кількість вузлів на верхній поверхні перерізу СЕМ ВЧК (однаково для всіх перерізів).

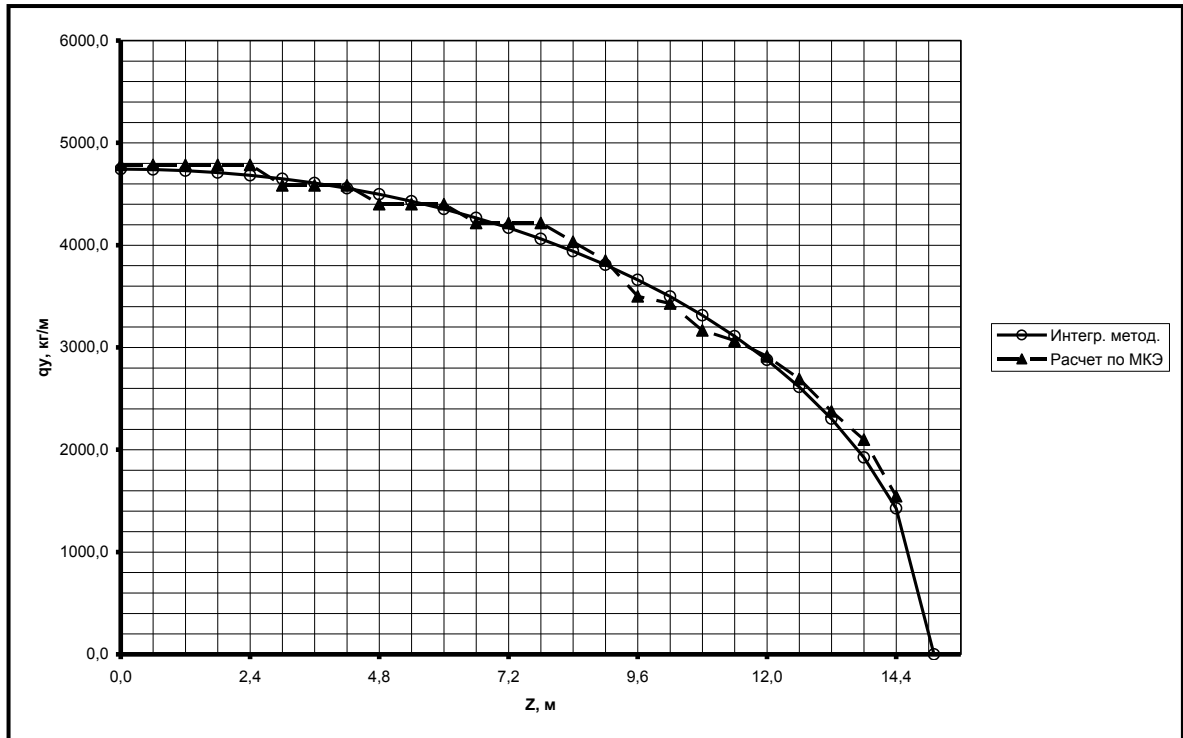


Рис.6.2.2 Порівняння епюр розподілу  $q_y$  за розмахом ВЧК.

Така методика забезпечує прийнятну збіжність епюри розподілу підйомної сили вздовж розмаху крила, розрахованої для СЕМ з епюрою розподілу підйомної сили, розрахованої інтегральним методом (рис. 6.2.2).

Моделювання моменту, що крутить,  $M_z$  здійснювалося шляхом коригування значень  $P_{y_i}$ , прикладених у вузлах перерізів СЕМ, розташованих в площинах лонжеронів. Для цього до значень зазначених вузлових навантажень прикладалися додаткові навантаження  $P_{y_i}$ , величина яких визначалася за формулою:

$$\Delta P_{y_i} = \pm \frac{M_{z_i}}{B_i}, \text{ кг} \quad (6.2.2)$$

Для навантажень  $P_{y_i}$ , прикладених у вузлах СЕМ переднього лонжерону, значення  $P_{y_i}$  позитивні, для навантажень  $P_{y_i}$ , прикладених у

вузлах СЕМ заднього лонжерону, негативні. Сумарні значення навантажень у перерізах у своїй не змінюються.

Схема застосування вузлових навантажень представлена на рис. 6.2.3:

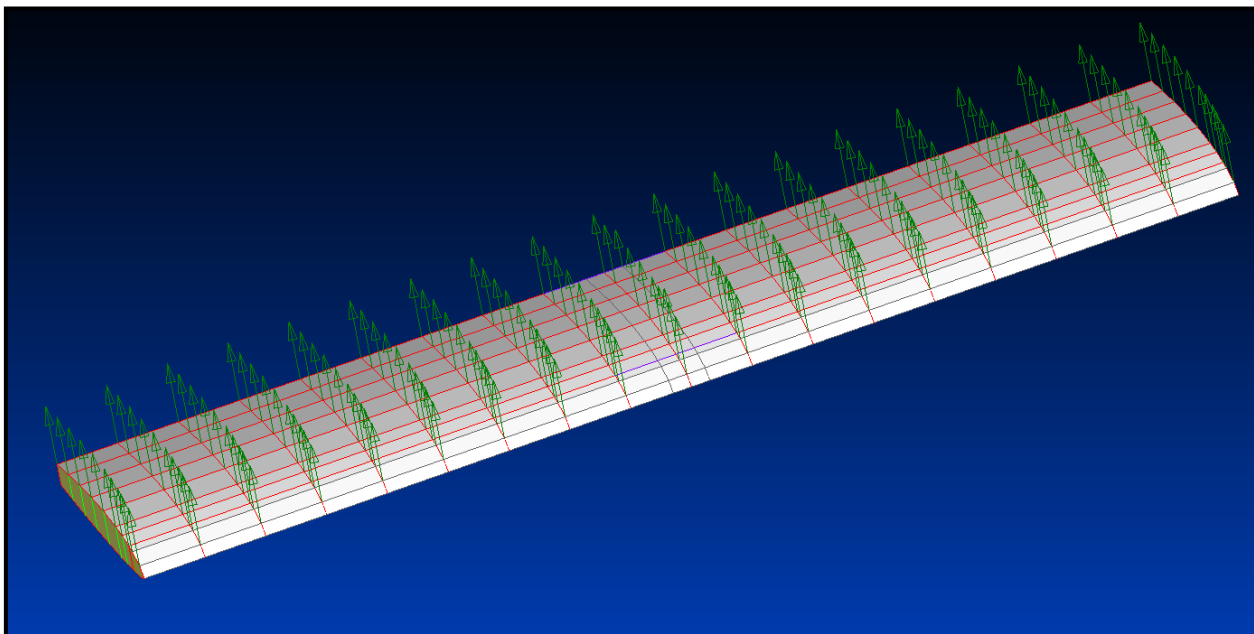


Рис.6.2.3 Схема застосування вузлових навантажень.

### **6.3. Аналіз результатів розрахунку напружено-деформованого стану**

Результати розрахунку НДС ВЧК по МКЕ представлені у вигляді епюр розподілу нормальних та дотичних напруг у силових елементах конструкції. Окремо вказуються величини максимальної напруги та місця їх локалізації. Аналіз НДС моделей шарнірних стиків не проводився.

#### **6.3.1. Аналіз напруг у обшивці ВЧК.**

Результати розрахунку НДС обшивки ВЧК представлені у вигляді епюр нормальних та дотичних напружень на рис. 6.3.1.1-6.3.1.2

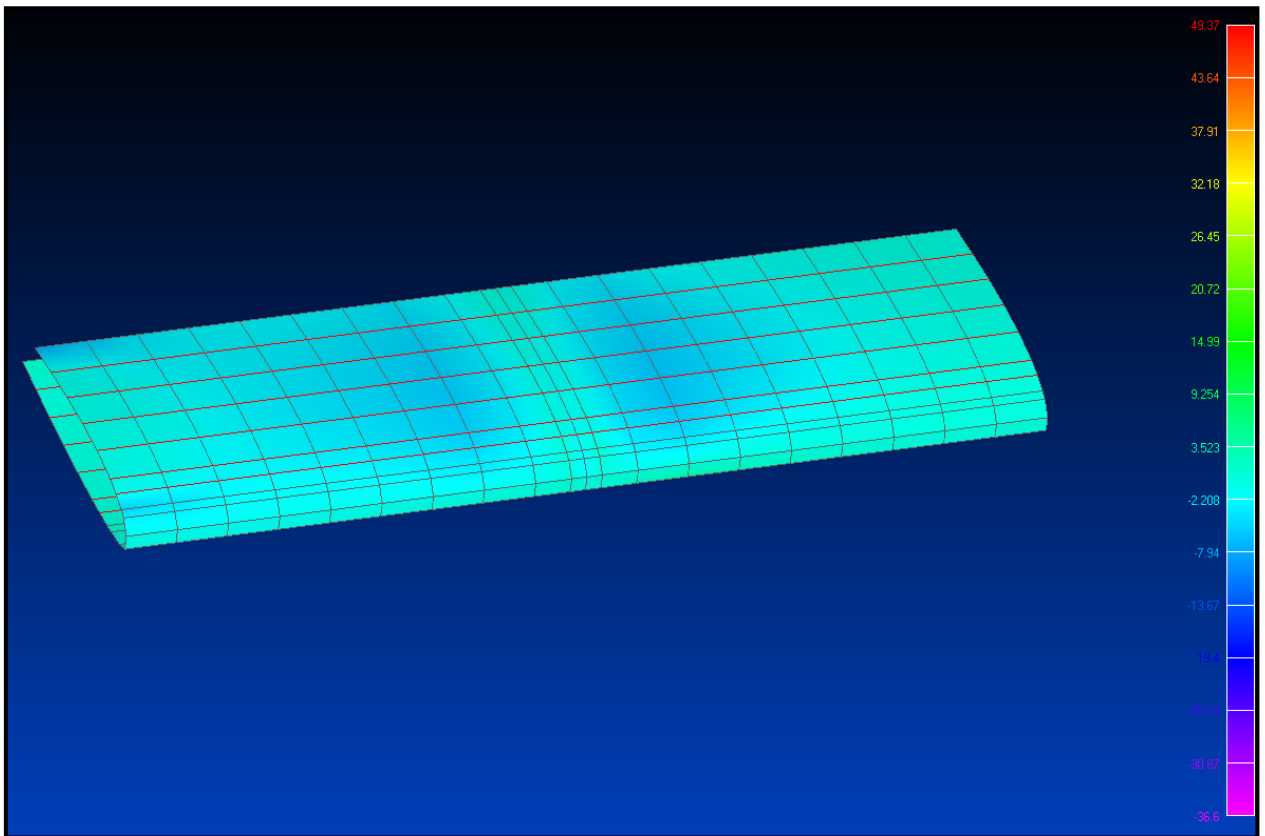


Рис. 6.3.1.1 Розрахункова епюра нормальних напруг у верхній обшивці ВЧК.

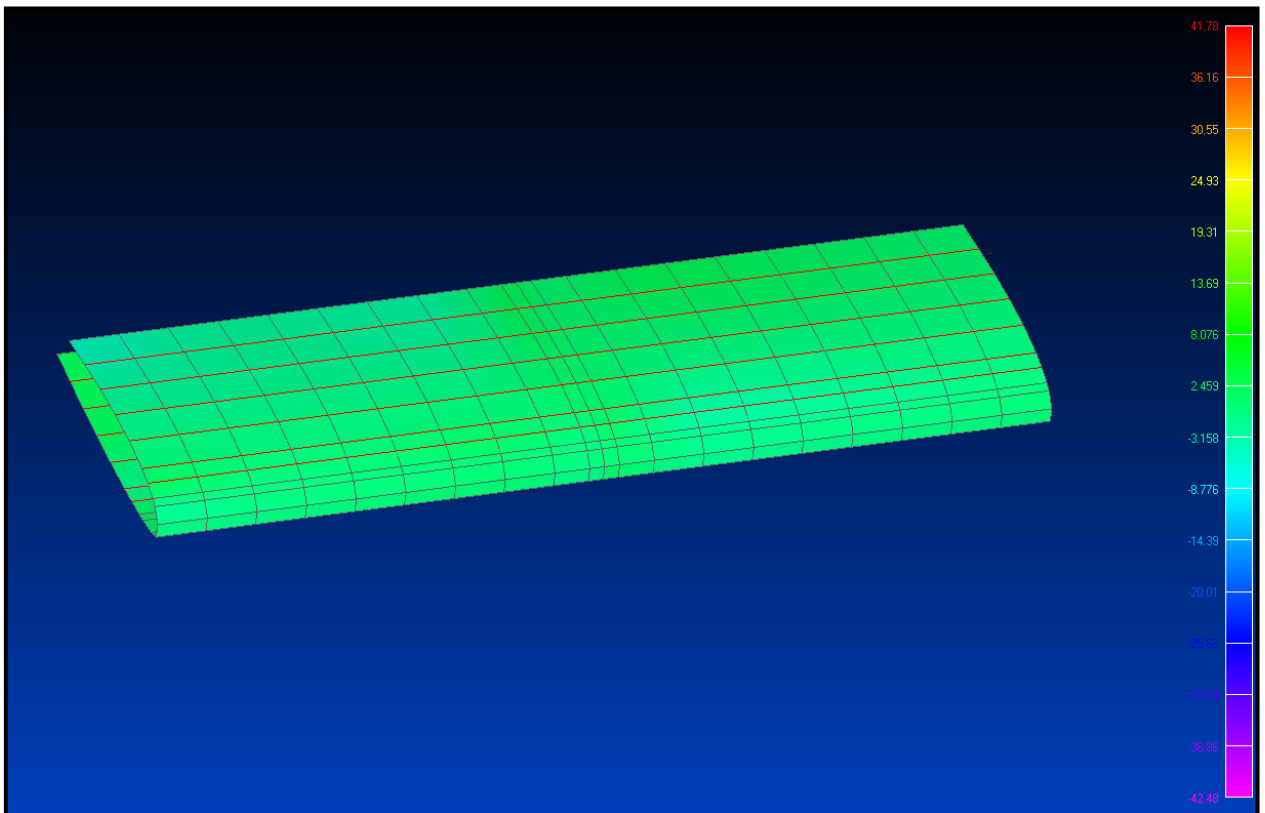


Рис. 6.3.1.2. Розрахункова епюра дотичних напруг у верхній обшивці ВЧК.

Максимальні значення нормальних напруг локалізовані в кореневій зоні кріплення підкосу і рівні, відповідно,  $20 \text{ кг/мм}^2$  для розтягнутої зони та  $7 \text{ кг/мм}^2$  для стиснутої. Максимальні абсолютні значення дотичних напруг локалізовані в проміжку між 5-ю та 6-ю нервюрами ВЧК і становлять  $8 \text{ кг/мм}^2$ .

### 6.3.2. Аналіз напруг у нервюрах

Результати розрахунку НДС нервюр ВЧК представлені як епюри нормальних напруг на рис. 6.3.2.1-6.3.2.2

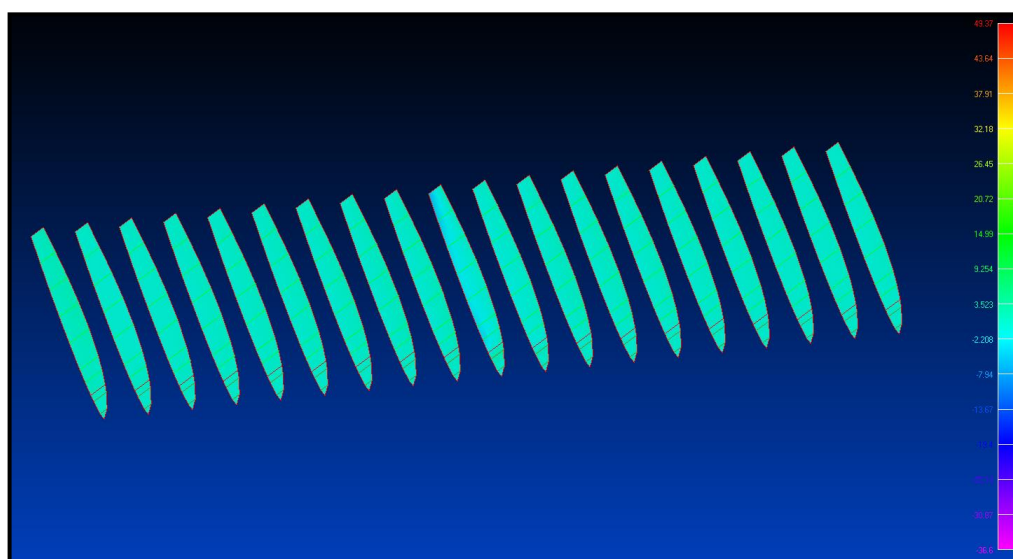


Рис. 6.3.2.1 Нормальна напруга в нервюрах

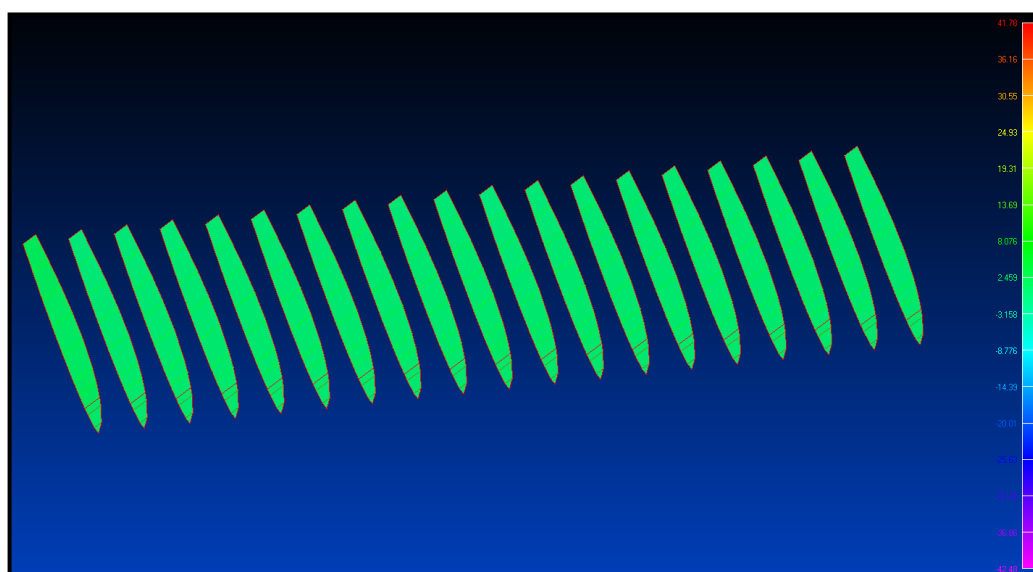


Рис. 6.3.2.2 Дотичні напруги в нервюрах

Максимальна стискаюча напруга дорівнює  $-2.5 \text{ кг/мм}^2$ . Максимальні значення дотичних напруг дорівнюють  $8 \text{ кг/мм}^2$ .

### 6.3.3 Аналіз напруг у лонжеронах

Результати розрахунку НДС переднього та заднього лонжеронів ВЧК представлені у вигляді епюр нормальних та дотичних напруг на рис. 6.3.3.1-6.3.3.2

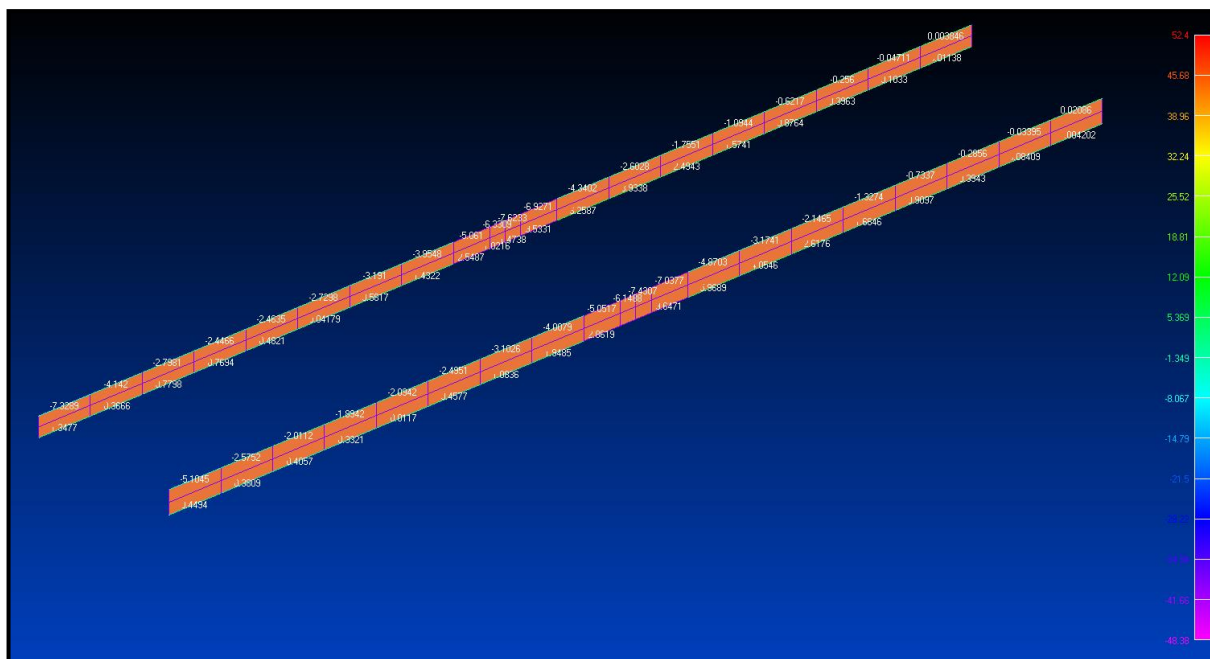


Рис. 6.3.3.1 Розрахункова епюра нормальних напруг у поясах лонжеронів.

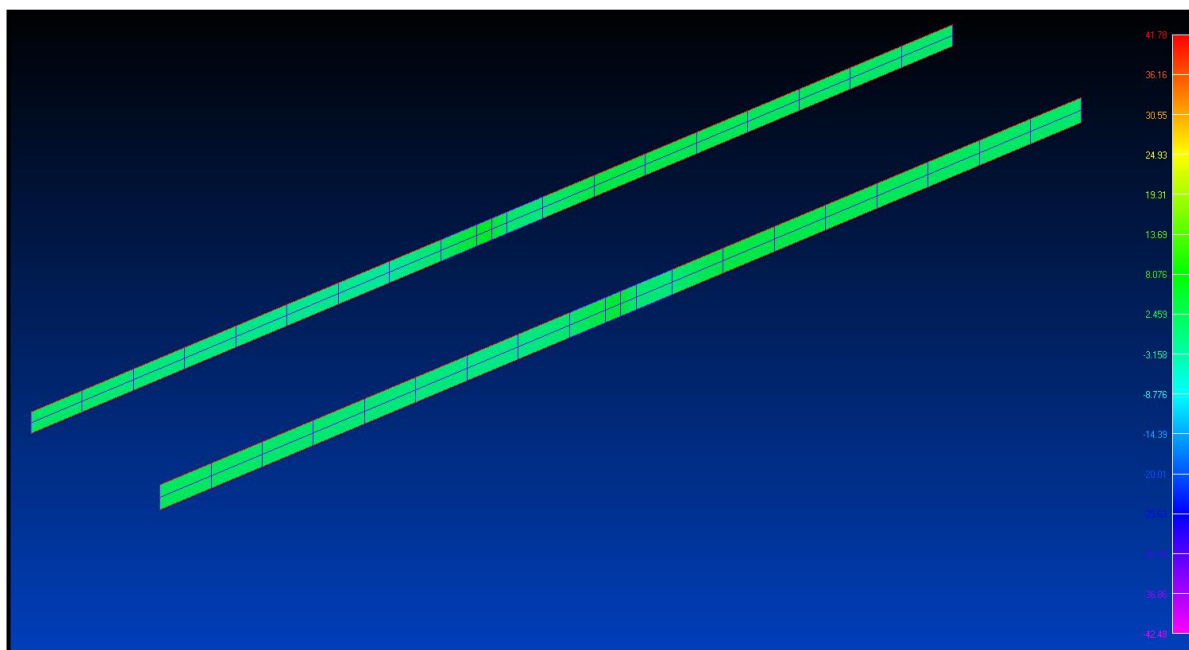


Рис. 6.3.3.2. Розрахункова епюра дотичних напруг у стінах лонжеронів.

### 6.3.4 Аналіз напружень у підкосі

Результати розрахунку НДС підкосу представлені у вигляді епюр нормальних та дотичних напруг на рис. 6.3.4.1-6.3.4.4 Аналіз НДС нервюр проведено з метою оцінки концентрації напруг у зонах кріплення до фюзеляжу та ВЧК.

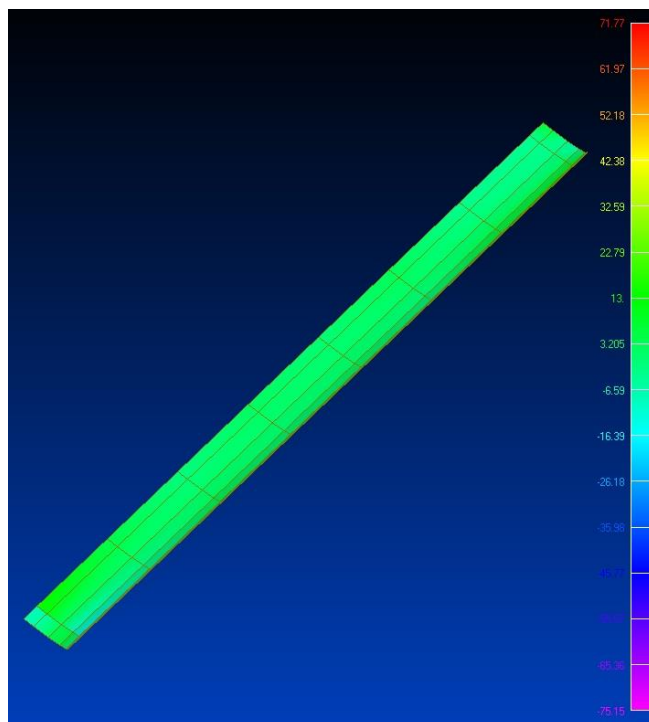


Рис. 6.3.4.1 Дотичні напруження у нижній обшивці підкосу

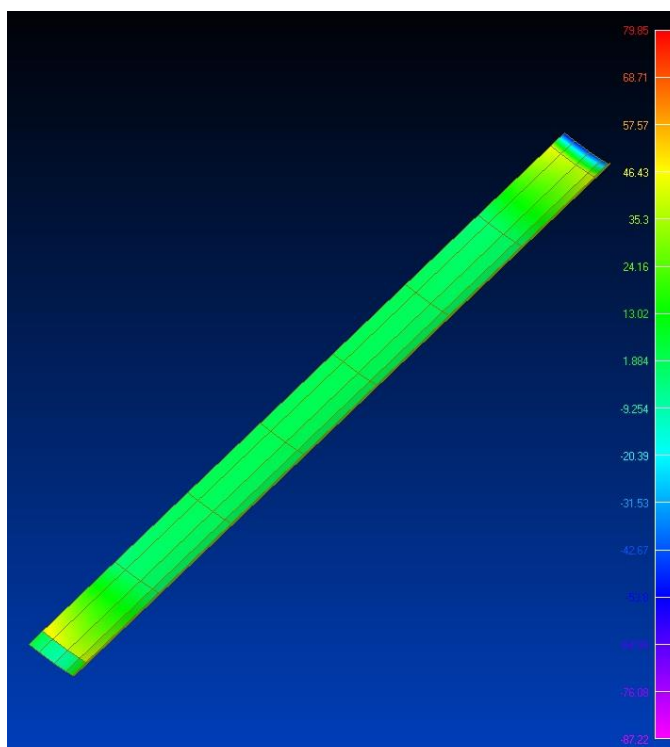


Рис. 6.3.4.2. Нормальні напруження у нижній обшивці підкосу

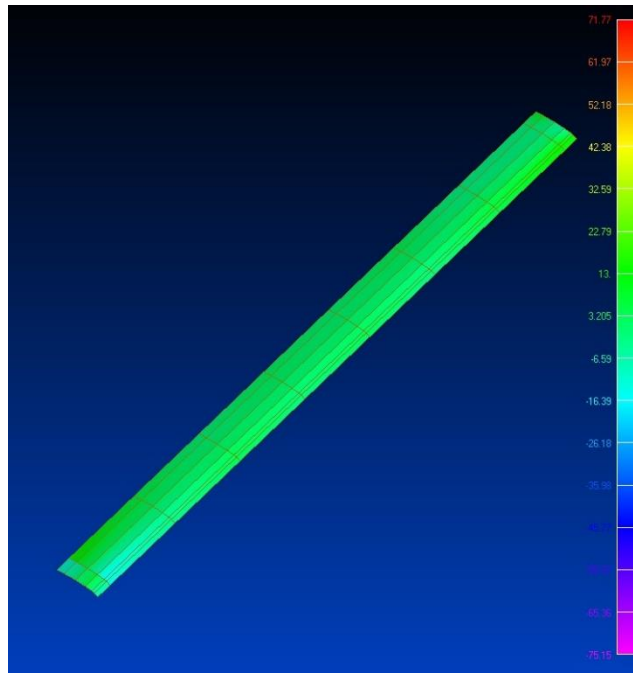


Рис. 6.3.4.3. Дотичні напруження у верхній обшивці підкосу

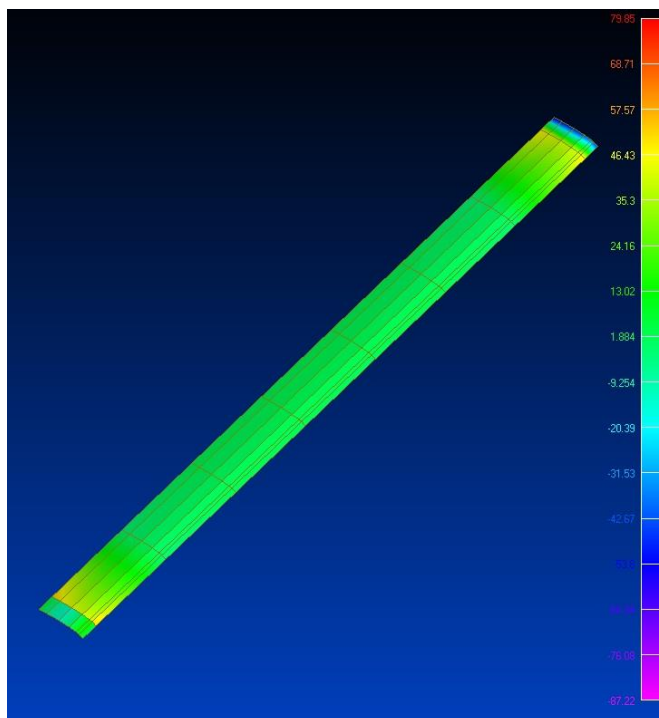


Рис. 6.3.4.4 Нормальні напруження у верхній обшивці підкосу

Максимальна напруга, що розтягує, прикладена в середній частині підкосу і становить  $20.7 \text{ кг/мм}^2$ . Максимальна стискаюча напруга прикладена

в скінченних зонах і становить  $-8 \text{ кг/мм}^2$ . Максимальна дотична напруга локалізована в зонах стиків і становить  $39.5 \text{ кг/мм}^2$ .

### 6.3.5. Аналіз напруг у шпангоутах

Результати розрахунку НДС шпангоутів представлені у вигляді епюр нормальних та дотичних напруг на рис. 6.3.5.1-6.3.5.2

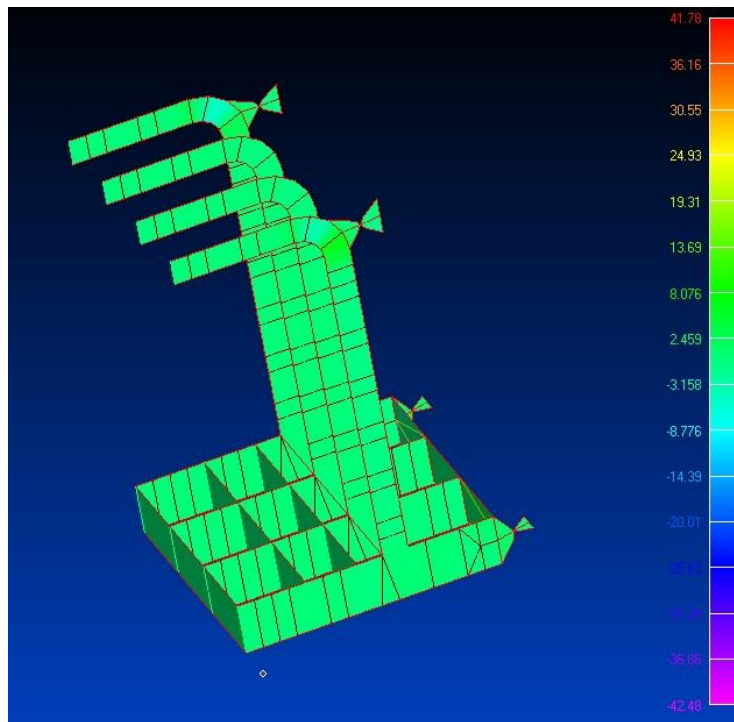


Рис. 6.3.5.1. Розрахункова епюра нормальних напруг у шпангоутах.



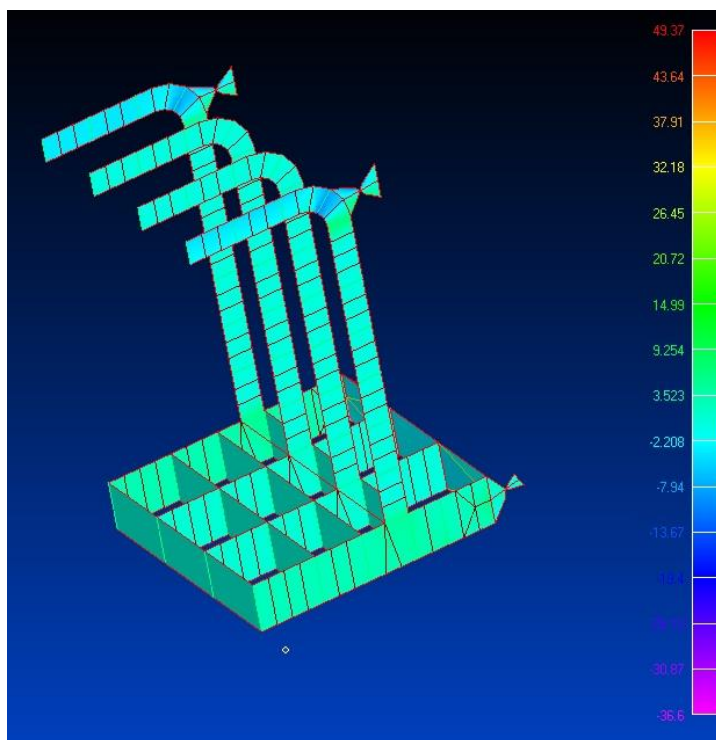


Рис. 6.3.5.2. Розрахункова епіюра дотичних напруг у шпангоутах.

Максимальні значення нормальних напруг локалізовані в поясах лонжеронів, у зоні кріплення крила, і становлять, відповідно,  $8.5 \text{ кг/мм}^2$  для внутрішнього поясу та  $7.64 \text{ кг/мм}^2$  для зовнішнього поясу.

Максимальні абсолютні значення дотичних напруг локалізовані в зоні підлоги вантажної кабіни і становлять  $8.6 \text{ кг/мм}^2$ .

### 6.3.6 Аналіз деформацій ВЧК

Результати розрахунку деформацій конструкції ВЧК представлені у вигляді епюри абсолютних переміщень вузлів СЕМ на рис. 6.3.6.1.

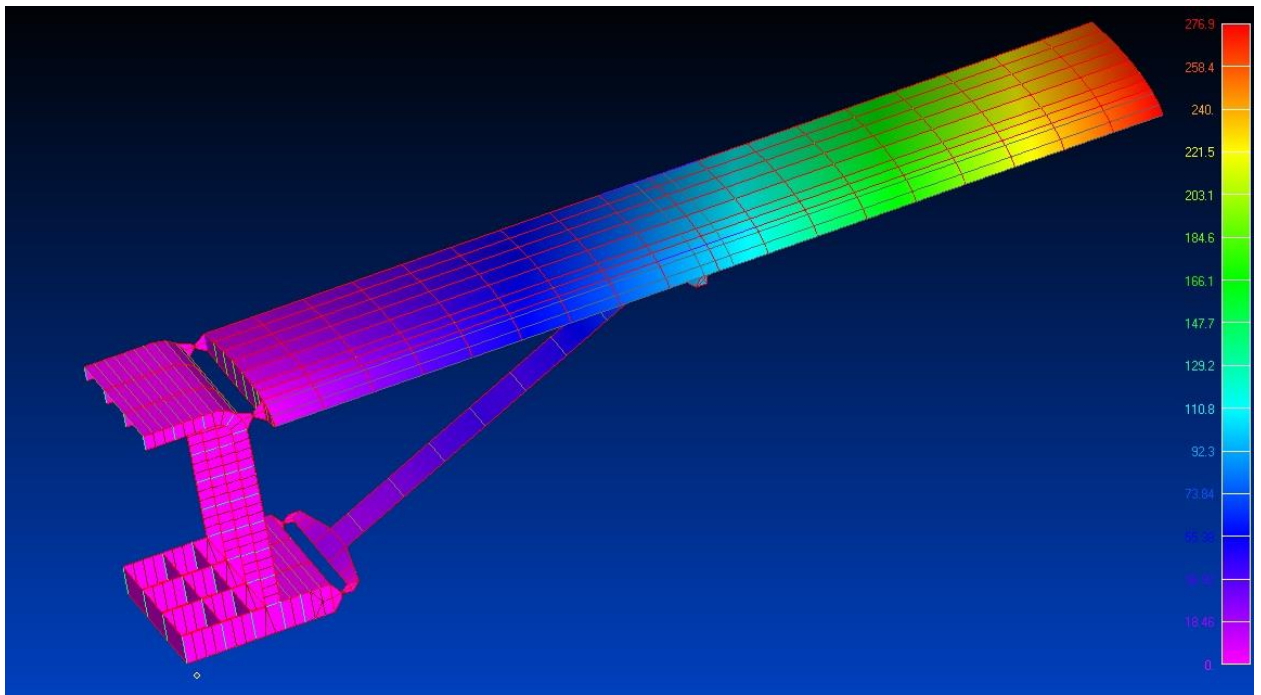


Рис.6.3.6.1. Розрахункова епюра деформацій крила з підкосом.

Максимальні розрахункові значення вертикальних деформацій локалізовані в зоні кінцевої нервюри ВЧК і становлять  $Y = 277$  мм.

### Висновки по розділу

На підставі аналізу розрахункових напружень в структурі СЕМ ВЧК, представлених у вигляді епюр на рис.6.3.1.1-6.3.6.1, можна зробити наступні висновки:

- максимальні значення напруг, що розтягують не перевищують допустимих значень для обраного матеріалу і добре збігаються зі значеннями напруг, отриманими за допомогою інтегральних методів розрахунку;
- максимальні значення стискаючих напруг не перевищують критичних значень втрати стійкості для елементів поздовжнього набору і добре збігаються зі значеннями напруг, отриманими за допомогою інтегральних методів розрахунку;
- вибрані параметри елементів поздовжнього набору ВЧК відповідають умовам міцності авіаційних конструкцій.

## 7. Розробка стартап-проекту

Розробка та виведення стартап-проекту на ринок передбачає здійснення низки кроків, в межах яких визначають ринкові перспективи проекту, графік та принципи організації виробництва, фінансовий аналіз та аналіз ризиків і заходи з просування пропозиції для інвесторів.

### 7.1 Опис ідеї проекту

Зміст ідеї, що пропонується, можливі напрямки застосування та основні вигоди, що може отримати користувач товару надані у вигляді таблиці 13 і дають цілісне уявлення про зміст ідеї та можливі базові потенційні ринки, в межах яких потрібно шукати групи потенційних клієнтів.

Таблиця 13

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Оптимальне проектування конструкції крила регіонального транспортного літака.	Проектування та виробництво транспортних літаків.	Зменшення вартості та підвищення якості проектування конструкції планеру транспортних літаків.

### 7.2 Технологічний аудит проекту

Застосована в магістерській дисертації методика випробувана на базі ДП "Антонов" під час проектування транспортного літака Ан-148. Реалізація запропонованого методу розрахункового проектування не потребує здійснення суттєвих додаткових витрат з боку проектно-виробничої корпорації, оскільки, використовані в ньому засоби об'єктно-орієнтованої інформаційної технології працюють на персональних комп'ютерах під керуванням операційної системи Windows. Всі розрахунки виконуються стандартними САЕ-комплексами Nastran та FEMAP. Обмін даними із зазначеними комплексами здійснюється засобами об'єктно-орієнтованої

інформаційної технології, яка реалізована в середовищі об'єктної СКБД "SPACE" [7,9].

### 7.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Визначення ринкових можливостей, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкових загроз, які можуть перешкодити реалізації проекту, дозволяє спланувати напрями розвитку проекту із урахуванням стану ринкового середовища, потреб потенційних клієнтів та пропозицій проектів-конкурентів.

Таблиця 14

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до послуги
1.	Проектування регіональних літаків спрощеної конструкції.	Приватні підприємства, що спеціалізуються на проектуванні, виробництві одиночних або дрібносерійних зразків авіаційної техніки.	Можливість використовувати існуючі засоби проектування, у тому числі існуюче комп'ютерне обладнання.	Вартість і строки проектування, ступінь технологічності проекту.
2.	Ремонт планеру регіонального транспортного літака.	Приватні підприємства, що спеціалізуються на ремонті та модернізації одиночних зразків авіаційної техніки.	Можливість оперативно проводити контрольні розрахунки впливу змін, що вносяться до конструкції літального апарату, на характеристики її міцності.	Вартість і строки проведення ремонту та доробки конструкції, ступінь технологічності проекту.
3.	Проектування збірних конструкцій ферменого типу.	Приватні підприємства, що спеціалізуються на проектуванні, виробництві, ремонті складних конструкцій ферменого типу.	Можливість використовувати існуючі засоби проектування, у тому числі існуюче комп'ютерне обладнання.	Вартість і строки проектування, ступінь технологічності проекту.

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities), пов'язаних з його здійсненням.

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками (прогнозованими результатами) впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення. Наприклад: зменшення кількості підприємств, які спеціалізуються на проектуванні та виготовленні одиночних або дрібносерійних зразків авіаційної техніки, викликане кризовими явищами у світовій економіці - фактор загрози, на підставі якого можна зробити прогноз щодо зменшення попиту на нові зразки регіональних літаків, що призведе до відносного збільшення попиту на інформаційні системи, що забезпечують проведення оперативних розрахунків в процесі ремонту і модернізації готових зразків авіаційної техніки. SWOT-аналіз стартап-проекту представлений в таблиці 15.

*Таблиця 15*

<p>Сильні сторони: можливість суттєво підвищити оперативність нестандартних розрахунків конструкцій на базі існуючих засобів.</p>	<p>Слабкі сторони: потребує підвищення кваліфікації персоналу конструкторських підрозділів.</p>
<p>Можливості: оперативні проектування або модернізація зразків авіаційної техніки індивідуально для кожного клієнта.</p>	<p>Загрози: кризові явища в економіці, які можуть привести до спаду в авіаційній галузі.</p>

#### 7.4. Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів.

Споживачами проекту обрано приватні підприємства, що спеціалізуються на проектуванні та виробництві одиночних або дрібносерійних зразків авіаційної техніки, а також на ремонті та модернізації одиночних зразків авіаційної техніки. Крім того, потенційними споживачами можуть бути приватні підприємства, що спеціалізуються на проектуванні та виробництві та ремонті складних конструкцій ферменого типу. Оскільки проект зосереджується на декількох сегментах, обрано стратегію диференційованого маркетингу. Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформувавши базову стратегію розвитку ( Таблиця 16).

Таблиця 16

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія спеціалізації (передбачає концентрацію на потребах одного цільового сегменту, без прагнення охопити увесь ринок. Мета тут полягає в задоволенні потреб вибраного цільового сегменту краще, ніж конкуренти. Така стратегія може спиратися на лідерство по витратах у рамках сегменту спеціалізованого програмного забезпечення. Проте низька ринкова доля у разі невдалої реалізації стратегії може істотно підірвати конкурентоспроможність компанії.)
Стратегія охоплення ринку	Стратегія повного охоплення ринку (компанія прагне задовольнити потреби ринку в цілому. Ця стратегія може бути реалізована шляхом універсального програмного забезпечення).
Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Покращення та здешевлення одиничних проектних розрахунків, що складають значну частину від загальної трудомісткості процесу проектування, особливо в нестандартних ситуаціях..
Базова стратегія розвитку	Стратегія концентрованого зростання (стратегія, яка пов'язана зі зміною продукту і (або) ринку. У разі дотримання стратегії компанія поліпшує існуючу конструкцію або почне виробляти нову, не змінюючи при цьому її цільового призначення. Що стосується ринку, то компанія шукає можливості поліпшення свого становища на існуючому, українському, ринку або ж переходу на новий ринок).

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (Таблиця 17).

Таблиця 17

Чи є проект «першопрохідцем» 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
Так	Так	Ні	Стратегія наслідування лідеру

Стратегія лідерства по витратах передбачає, що компанія за рахунок чинників внутрішнього і/або зовнішнього середовища може забезпечити більшу, ніж у конкурентів маржу між собівартістю товару і середньоринковою ціною (або ж ціною головного конкурента). Зокрема, ця стратегія припускає, що за рахунок великих можливостей по об'ємах збуту товарів (портфеля укладених контрактів на постачання) і продуктивності підприємство може добитися менших витрат. Ця стратегія зазвичай тісно пов'язана з можливістю досягнення ефекту масштабу і досвіду. Компанії, що вибирають цю стратегію, проводять ретельний контроль за постійними витратами, знижують виробничі, збутові і рекламні витрати, проводять інвестиції, спрямовані на зменшення витрат, ретельне опрацювання конструкції нових товарів.

Переваги стратегії за Ж.-Ж. Ламбеном:

- фірма здатна протистояти своїм прямим конкурентам навіть у разі цінової війни і в змозі отримувати прибуток при ціні, мінімально допустимій для конкурентів;
- сильні клієнти не можуть добитися зниження ціни нижче рівня, прийняттого для найбільш сильного конкурента;
- низькі витрати забезпечують захист проти сильних постачальників, оскільки дають фірмі велику гнучкість у разі підвищення вхідних витрат;

- низькі витрати створюють бар'єр входу для нових конкурентів і одночасно хороший захист проти товарів-замінників.

В ході конкурентної боротьби з використанням цієї стратегії з ринку вимушені будуть піти фірми, менш ефективні з точки зору величини і структури витрат, нездібні до проведення технологічних новацій, спрямованих на зниження витрат.

### 7.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у таблиці 18 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

*Таблиця 18*

Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
Підвищення ефективності проектування літака.	Менша ціна та більша ефективність в порівнянні з конкурентами.	Використання прогресивних об'єктно-орієнтованих технологій керування даними в процесі проектних розрахунків.

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів.

Реклама і просування послуг, що надаються в рамках проекту, включають в себе:

- прямий маркетинг;
- особистий продаж;
- адресна розсилка пропозиції потенційним клієнтам;
- створення відео презентації;
- об дзвін потенційних клієнтів;
- виставки та інші заходи для просування продукту.

Основний акцент в проведенні рекламної кампанії ставиться на



безпосередньому інформуванні потенційних клієнтів, з періодичною участю у різноманітних виставках, авіашоу та з використанням контекстної реклами в інтернеті.

### **7.6 Очікувана ефективність стартап-проекту**

Оскільки стартап є інноваційним проектом, до нього можна застосувати існуючі показники оцінки ефективності такого проекту.

Для проведення розрахунків ефективності за проектом необхідно:

- визначити статті доходів, що визначаються бізнес-моделлю стартапу і прогнозованими обсягами продажів;
- розбити витрати за проектом на постійні та змінні.

Дохід:

- продаж програмних продуктів;
- авторське супроводження програмних продуктів.

При цьому, на відміну від звичайних ІТ, використання об'єктно-орієнтованої ІТ дає можливість запропонувати потенційним клієнтам три варіанти продажу ПЗ:

1. Продажа класів об'єктів без можливості наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу.
2. Продажа класів об'єктів з наданням клієнту можливості наслідування класів, але без можливості внесення змін до програмного коду або структури даних класу.
3. Передача клієнту у відкритому вигляді вихідного коду класу, з можливістю наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу.

До постійних витрат відносяться ті витрати, загальна сума яких за певний час не залежить від кількості проданих екземплярів програмного продукту, а саме:

- реклама;
- зарплата постійних працівників компанії (інженери-програмісти, маркетологи, особи, які проводять навчання методам використання

придбанного програмного забезпечення).

Змінні витрати представляють собою витрати, загальна сума яких за певний час залежить від обсягу виготовленої продукції, а саме:

- амортизація вартості розробки об'єктно-орієнтованої системи SPACE;
- амортизація вартості розробки класу об'єкту, який забезпечує обмін даними із САЕ-системами Nastran та FEMAP;
- витрати на електроенергію;
- зарплата програмістів, які працюють в режимі Freelance.

При отриманні необхідного фінансування ми будемо мати наступну фінансову ситуацію, при розробці класів об'єктно-орієнтованої системи SPACE:

Постійні витрати:

- 1 000 грн/міс. - реклама;
- 50 000 грн/міс. - зарплата постійних працівників компанії (провідний інженер-програміст, маркетолог, особа, яка проводить навчання методам використання придбанного програмного забезпечення).

При розрахунку фонду заробітної плати було враховувано, що маркетолог, який просуває на ринок програмні продукти, що мають відносно невелику вартість, часто одночасно виконує функції особи, яка проводить навчання методам використання придбанного програмного забезпечення.

Змінні витрати на виробництво одного екземпляру класа:

- 180 грн. - електроенергія (виходячи з того, що для розробки та відлагодження класу потрібно, в середньому, 2 місяці роботи);
- 5 000 грн - зарплата програмістів, які працюють в режимі Freelance.
- 2 000 грн - амортизація вартості розробки об'єктно-орієнтованої системи SPACE;
- 400 грн - амортизація вартості розробки класу об'єкту, який забезпечує обмін даними із САЕ-системами Nastran та FEMAP.

Дохід:

- 10 000 грн. - відпускна вартість одного класу об'єкта у разі продажу без

- можливості наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу + пдв 2 000 грн;
- 15 000 грн. - відпускна вартість одного одного класу об'єкта у разі продажу з наданням клієнту можливості наслідування класу, але без можливості внесення змін до програмного коду або структури даних класу + пдв 3 000 грн;
  - 25000 грн. - відпускна вартість одного одного класу об'єкта у разі передачі клієнту у відкритому вигляді вихідного коду класу, з можливістю наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу + пдв 5 000 грн.

Обсяги виробництва продукції на перші 5 місяців наведено в таблиці 19.

*Таблиця 19*

Показник	Значення по місяцях, тис. грн.				
	1	2	3	4	5
Загальна потреба в продукції, шт.	2	3	5	10	14
Ціна одного програмного пакету тис. грн.	12/15/25	12/15/25	12/15/25	12/15/25	12/15/25
Річні обсяги випуску в вартісних показниках (тис. грн.)	24/36/60	36/54/90	60/90/150	96/144/240	120/180/300

Визначимо витрати, необхідні для реалізації поточної діяльності за проектом (таблиця 20).

№ з/п	Стаття витрат	Сукупні витрати за період місяців, тис. грн.				
		1	2	3	4	5
1	Загальногосподарські витрати, оплата плаці постійного персоналу	50	50	50	50	50
	Витрати на збут, просування та рекламу	1	1	1	1	1
2	Витрати на матеріальні ресурси (амортизація, електроенергія)	4,8	7,2	12,0	19,2	24,0
3	Витрати на оплату праці	5	5	5	5	5
Разом:		60,8	63,2	68,0	75,2	80,0

Точка беззбитковості відображає обсяг виробництва інноваційної продукції, при досягненні якого вручка від реалізації покриває сумарні витрати на її виробництво. Розрахунок точки беззбитковості року проводиться за формулою:

$$Tб = \frac{C}{(P - V)} \quad (7.6.1)$$

де  $C$  – постійні витрати на весь обсяг продукції (ті, які не залежать від обсягу виробництва продукції),  $P$  – ціна одиниці продукції,  $V$  – змінні витрати на одиницю продукції.

Таким чином, в залежності від варіанту продажу, точка беззбитковості становить:

$$Tб\ 1 = 51 / (14 - 9,8) = 12,1 \text{ (пакетів)} \quad (7.6.2)$$

$$Tб\ 2 = 51 / (18 - 9,8) = 6,2 \text{ (пакетів)} \quad (7.6.3)$$

$$Tб\ 3 = 51 / (30 - 9,8) = 2,5 \text{ (пакети)} \quad (7.6.4)$$

Наочні графіки ефективності проекту наведені на рис. 7.6.1 -

7.6.3

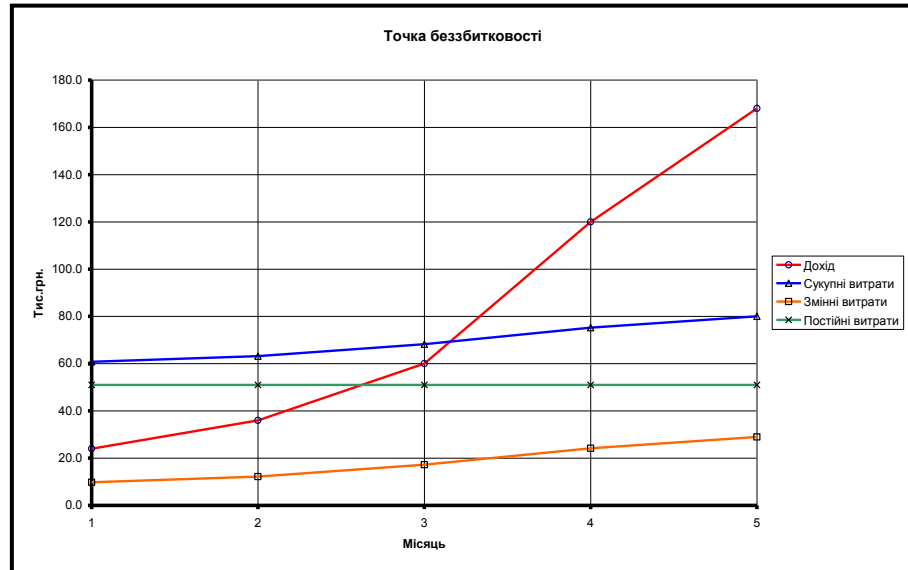


Рис. 7.6.1 Точка беззбитковості проекту (вар.1)

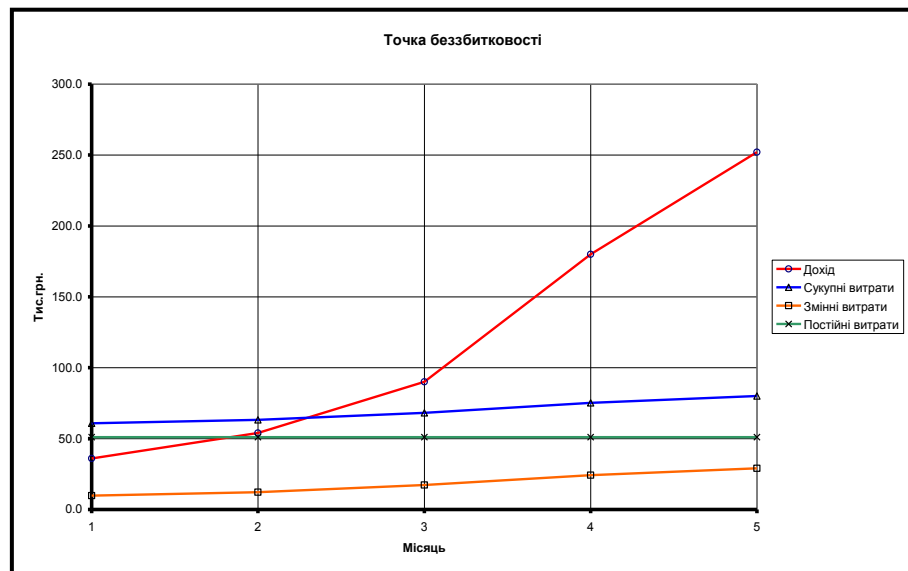


Рис. 7.6.2 Точка беззбитковості проекту (вар.2)

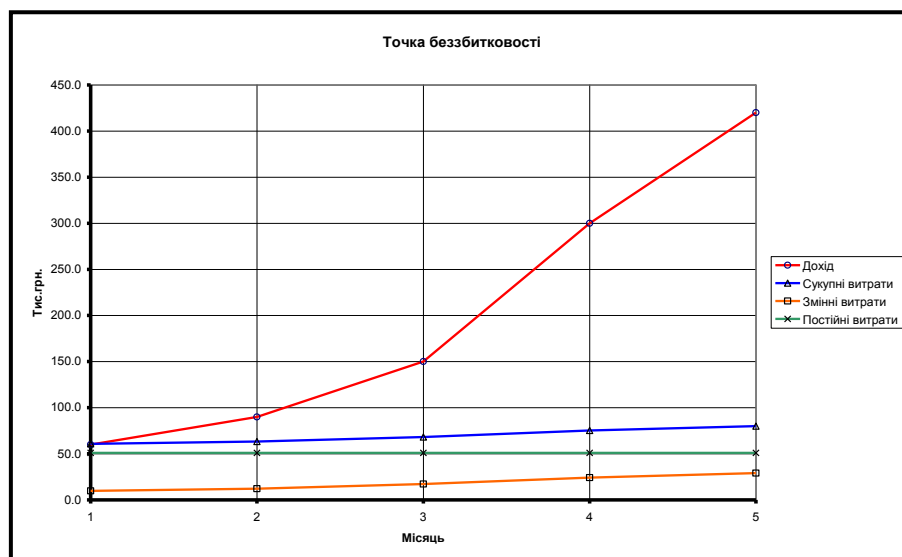


Рис. 7.6.3 Точка беззбитковості проекту (вар.3)

Визначимо формування грошового потоку від реалізації проекту.

Чистий дисконтований дохід (NPV, Net Present Value) – це різниця між надходженнями за весь період інноваційного проекту та інвестиціями в проект. Розрахунок чистого дисконтованого доходу наведений в таблиці 21.

Таблиця 21

№	Показник	Значення по місяцях					Разом
		1	2	3	4	5	
1	Надходження від проекту (виручка від реалізації продукції, послуг) (D)	24/36/60	36/54/90	60/90/150	120/180/300	168/252/420	408/612/1020
2	Загальні витрати (I)	60,8	63,2	68	80	89,6	361,6
3	Грошовий потік (3 = 1 – 2) (CF)	-36,8/ -24,8/ -0,8	-27,2/ -9,2/ 26,8	-8/22/82	40/100/ 220	78,4/ 162,4/ 330,4	46,4/ 250,4/ 658,4 (NPV)
4	Акумуляований грошовий потік (ACF)	-36,8/ -24,8/ -0,8	-64 /-34/ 26	-72/ -12/108	-32/88/ 328	46,4/ 250,4/ 658,4 (NPV)	-

Оскільки  $NPV > 0$  протягом розрахункового періоду, то даний інноваційний проект доцільно прийняти.

Індекс рентабельності інвестицій в проект (ROI, Return On Investment) характеризує рівень грошового потоку, що припадає на одиницю інноваційних витрат і обчислюється за формулою (7.6.5), коли інвестиція

здійснюється багато разів:

$$ROI = \frac{D_t}{I_t} \quad (7.6.5)$$

де  $D_t$  – надходження у відповідному періоді;  $I_t$  – інвестиція у відповідному періоді.

Індекс рентабельності за 5 місяців, в залежності від варіанту продажу, становить:

$$ROI 1 = 408/361 = 1,13 \quad (7.6.6)$$

$$ROI 2 = 612/361 = 1,7 \quad (7.6.7)$$

$$ROI 3 = 1020/361 = 2,83 \quad (7.6.8)$$

Показник  $ROI > 1$ , отже даний інноваційний проект доцільно прийняти. Даний критерій ROI використовують при виборі певного проекту із декількох альтернативних, у яких NPV приблизно однакові.

Період окупності інвестицій ( $T_{ок}$ ) – це розрахунковий термін від початку реалізації проекту, починаючи з якої акумульований грошовий потік (ACF) приймає стійке позитивне значення. Іншими словами, це – період (вимірюваний в місяцях, кварталах або роках), починаючи з якого первинні вкладення та інші витрати, пов'язані з інвестиційним проектом, покриваються сумарними результатами його здійснення.

Термін окупності розраховується за формулою:

$$T = t + |ACF_{t-}| / (|ACF_{t-}| + |ACF_{t+}|) \quad (7.6.9)$$

де  $t$  – останній періоду реалізації проекту, при якому акумульований грошовий потік (різниця накопиченого доходу і витрат) приймає від'ємне значення;  $ACF_{t-}$  – остання від'ємна різниця накопиченого доходу та витрат (грн.);  $ACF_{t+}$  – перша позитивна різниця накопиченого доходу та витрат (грн.).

Відповідно, в залежності від варіанту продажу, термін окупності становить:

$$T1 = 4 + 32/(32 + 46,4) = 4,41 \quad (7.6.10)$$

$$T2 = 3 + 12/(12 + 88) = 3,12 \quad (7.6.11)$$

$$T3 = 1 + 0,8/(0,8 + 26) = 1,03 \quad (7.6.12)$$

Для реалізації описаного стартап проекту виникає наступна потреба у фінансуванні:

Разові витрати:

- закупка 2-х персональних комп'ютерів - 35 000 грн;
- закупка лазерного принтера/сканера А3 - 15 000 грн;
- витратні матеріали и накопичувачі - 2000 грн.

Для порівняння наводимо розрахунок вартості побудови розрахункової моделі конструкції крила з підкосом регіонального літака, виконаного за допомогою вбудованих функцій САЕ-систем:

- тривалість побудови скінченно-елементно моделі у складі від'ємної частини кесону крила - 120 р.год., при тому, що, у разі використання запропонованої об'єктно-орієнтованої технології, тривалість побудови моделі складає лише 8 р.год.;
- орієнтовна вартість 1 робочої години кваліфікованого інженера-конструктора на приватному підприємстві в Україні складає 200 грн.

Таким чином вартість побудови скінченно-елементної моделі одного варіанту конструкції крила з підкосом складає:  $120 * 200 = 24000$  грн.

Відповідно, вартість побудови скінченно-елементної моделі одного варіанту конструкції крила з підкосом, у разі використання запропонованої об'єктно-орієнтованої технології, складає:  $8 * 200 = 1600$  грн.

### **Висновки до розділу**

В процесі розробки була досліджена можливість ринкової комерціалізації проекту, показано, що, завдяки використанню ексклюзивних інформаційних технологій, проект практично не має конкурентів. Фактично, мова йде про створення ринку автоматизованих технологій проектування.



При цьому, використання об'єктно-орієнтованої інформаційної технології дозволяє проводити гнучку цінову політику, надаючи клієнтам можливість обирати варіанти засосування придбаних інформаційних технологій, кожний з яких має індивідуальну вартість.

## **ВИСНОВКИ**

Використання сучасних САЕ-комплексів дозволяє суттєво підвищити оперативність та якість проектних розрахунків, особливо при розрахунках міцності конструкцій складних технічних об'єктів, до яких відносяться літаки транспортної категорії. Проблемою сучасних САЕ-комплексів є відсутність в їхньому складі спеціалізованих модулів керування даними, що суттєво ускладнює процес побудови розрахункових моделей. Особливо цей недолік проявляється в процесі побудови скінченно-елементних моделей. Використання об'єктно-орієнтованої технології керування даними дає можливість суттєво скоротити час побудови скінченно-елементних моделей конструкції планеру літака.

Розроблено новий метод синтезу скінченно-елементних моделей елементів конструкції літака, який значно розширює сферу застосування об'єктно-орієнтованої інформаційної технології при проектуванні конструкції планера літака транспортної категорії.

Істотне скорочення тривалості синтезу скінченно-елементної моделі літака транспортної категорії з підкосним крилом, що дає можливість підвищити якість проектування, за рахунок використання математичних методів оптимізації.

Під час складання магістерської дисертації був виконаний наступний

аналіз:

- досліджено можливість ринкової комерціалізації проекту, показано, що, завдяки використанню ексклюзивних інформаційних технологій, проект практично не має конкурентів;
- використана об'єктно-орієнтована інформаційна технологія суттєво підвищує економічну ефективність використання сучасних САЕ-комплексів в процесі розрахунку міцності планеру літаків транспортної категорії;
- визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проекту.

### ЛІТЕРАТУРА

1. Multidisciplinary Design Optimization of a Strut-Braced Wing Aircraft. / Joel M. Grasmeyer, W.H. Mason, Chair B. Grossman, J.A. Schetz / Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, April 13, 1998 Blacksburg, Virginia.
2. Variable geometry aircraft wing supported by struts and/or trusses [Електронний ресурс] // United States Patent, Melton ,et al. – Режим доступу до ресурсу: <https://patft.uspto.gov/netacgi/nphParser?Sect1=PTO2&Sect2=HITOFF&p=1&u=%2Fnethtml%2FPTO%2Fsearchbool.html&r=3&f=G&l=50&co1=AND&d=PTXT&s1=%22US+2643076%22&OS=%22US+2643076%22&RS=%22US+2643076%22>.
3. Глаголев А.Н., Гильдинов М.Я., Григоренко С.М. Конструкция самолетов, -М, Машиностроение, 1975, -480 с.
4. В.П. Бехтер, В.М. Ржевский, В.Г. Ципенко. Практическая аэродинамика самолета Ту-154М, -М, "Воздушный транспорт", 1997, -228 с.
5. Егер С.М. Проектирование самолетов, -М, Машиностроение, 1983, - 616с.

6. С.Н. Кан, И.А. Свердлов. Расчет самолета на прочность. –М.: Машиностроение, 1966. –481 с.
7. Борисов В. В., Методы синтеза конечно-элементной модели планера грузового самолета / В. В. Борисов. – Саарбрюккен: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2014. – 139 с.
8. Борисов В.В., Зинченко В.П., Муха И.П. Система автоматизированного управления проектными данными // Адаптивные системы.
9. V.V. Borisov, V.V. Sukhov, A technique of computer-aided synthesizing a finite element model of wing center section and outer wing torsion box joint for a transport aircraft, Russian Aeronautics (Iz VUZ), №1, pp. 6-13, 2014.

## ДОДАТКИ

### MainFunc

```
// Об'єкт "Підкіс крила"
int $main ( short $mode )
{
    int i, j, k, size;
    char tmp_line[251], mp1 = 0, mp2 = 1, mode = 1;
    char c1 = 1, c2 = 0, c3 = 0;

    if ( $mode == 4532 )
    { // Збір вихідних даних (назв відсіку)

        SourceDataSet ();
        $_exit ();
    }
    else
    if ( $mode == 4378 )
    { // Передача номерів вибраних стикувальних
вузлів

        GetJointNodeNumbers ();
        $_exit ();
    }
    else
```

```

    if ( $mode == 4291 )
    { // Передача СЕМ у відсік планера

        GetFEM ();
        $_exit ();
    }

    // Формування головного «вікна»

    FormLb = $CreateGUIWindow ( 0 );
    $SetWndSize ( FormLb, 550, 800 ); // Розміри вікна
    $SetWndCaption ( FormLb, StrutName ); // введення
заголовка вікна
    $WndShow ( FormLb ); // Візуалізація вікна

    //- Формування головної кнопкової панелі:
    ButtonPanelLb = $CreateGUIPanel ( FormLb, 2 ); //
Створення стандартної панелі для кнопок у вище створеному
головному вікні
    $SetPanelSize ( ButtonPanelLb, 50, 400 ); //
Розміри панелі для кнопок
    $SetPanelBorderStyle ( ButtonPanelLb, 0 ); //
Завдання виду панелі

    // Створення кнопки «Вихід»
    MainButtonLb[2] = $CreateGUIButton (
ButtonPanelLb );
    $SetButtonSize ( MainButtonLb[2], 25, 100 ); //
Завдання розміру кнопки
    $SetButtonLocation ( MainButtonLb[2], 8, 650 );
// Завдання розташування кнопки
    $SetButtonCaption ( MainButtonLb[2], "Выход" );
// Завдання назви для кнопки
    $SetButtonBinding ( MainButtonLb[2], 1, 0, 0, 1
); // Фіксація положення щодо меж об'єкта-контейнера
    $SetButtonClickEvent ( MainButtonLb[2], Quit );
// Прив'язка функції до "натискання" кнопки
    $ButtonVisible ( MainButtonLb[2], 1 ); //
Візуалізація кнопки у головному вікні

    // Формування головної панелі із "закладками":

```

```

        MarkPanelLb = $CreateGUIMarkPanel ( FormLb, 5 );
// Створення панелі у головному вікні
        $MarkPanelVisible ( MarkPanelLb, mp1, 1 ); //
Візуалізація панелі у головному вікні

        MainPageLb[0] = $CreateGUIMarkPanelPage (
MarkPanelLb ); // Створення сторінки панелі у головному
вікні
        $SetMarkPanelPageCaption ( MainPageLb[0],
"Исходные данные" ); // Введення назви панелі
        $MarkPanelPageVisible ( MainPageLb[0], 1 ); //
Візуалізація панелі у головному вікні

        MainPageLb[1] = $CreateGUIMarkPanelPage (
MarkPanelLb ); // Створення сторінки панелі у головному
вікні
        $SetMarkPanelPageCaption ( MainPageLb[1], "Ввод
жесткостей" ); // Введення назви панелі
        $MarkPanelPageVisible ( MainPageLb[1], 1 ); //
Візуалізація панелі у головному вікні

// Формування панелей уведення даних:
// Створення стандартної панелі
        DataPanelLb[0] = $CreateGUIPanel ( MainPageLb[0],
2 );
        $SetPanelSize ( DataPanelLb[0], 150, 400 ); //
Завдання розміру панелі
        $SetPanelBorderStyle ( DataPanelLb[0], 0 ); //
Завдання виду панелі

// Створення стандартної панелі
        DataPanelLb[1] = $CreateGUIPanel ( MainPageLb[0],
3 );
        $SetPanelSize ( DataPanelLb[1], 250, 450 ); //
Завдання розміру панелі
        $SetPanelBorderStyle ( DataPanelLb[1], 0 ); //
Завдання виду панелі

        DataPanelLb[2] = $CreateGUIPanel ( MainPageLb[0],
5 );
        $SetPanelBorderStyle ( DataPanelLb[2], 0 );

//- Формування полів уведення вихідних даних:

```

```

        TitleLb[0] = $CreateGUILabel ( DataPanelLb[1] );
// Створення надпису у панелі «Исходные данные»
        $SetLabelSize ( TitleLb[0], 20, 80 ); // Завдання
розміру надпису
        $SetLabelLocation ( TitleLb[0], 20, 30 ); //
Завдання розташування надпису
        $SetLabelFontParametr ( TitleLb[0], 10, c1, c2,
c3 ); // Завдання параметрів шрифту надпису
        $SetLabelCaption ( TitleLb[0], "X верхнего
переднего стыка (мм):" ); // Завдання назви надпису
        $LabelVisible ( TitleLb[0], 1 ); // Візуалізація
надпису у головному вікні

```

```

        EditLb[0] = $CreateGUIEdit ( DataPanelLb[1] ); //
Створення текстового поля у панелі «Исходные данные»

```

```

        $SetEditSize ( EditLb[0], 70, 100 ); // Завдання
розміру текстового поля
        $SetEditLocation ( EditLb[0], 18, 300 ); //
Завдання розташування текстового поля
        $SetEditFontParametr ( EditLb[0], 12, 0, 0, 0 );
// Встановлення параметрів шрифту вікна введення
        if ( SaveFlag == 1 ) // передача введеного тексту
у вікні у клас CreFem для подальшого створення СЕМ моделі
підкосу
        {
                $_sprintf ( tmp_line, "%.0f", DX[0] );
                $SetEditText ( EditLb[0], tmp_line );
        }
        $EditVisible ( EditLb[0], 1 ); // Візуалізація
текстового поля у головному вікні

```

```

        TitleLb[1] = $CreateGUILabel ( DataPanelLb[1] );
// Створення надпису у панелі «Исходные данные»
        $SetLabelSize ( TitleLb[1], 20, 80 ); // Завдання
розміру надпису
        $SetLabelLocation ( TitleLb[1], 60, 30 ); //
Завдання розташування надпису
        $SetLabelFontParametr ( TitleLb[1], 10, c1, c2,
c3 ); // Завдання параметрів шрифту надпису

```

```

    $SetLabelCaption ( TitleLb[1], "X верхнего
заднего стыка (мм):" ); // Завдання назви надпису
    $LabelVisible ( TitleLb[1], 1 ); // Візуалізація
текстового поля у головному вікні

    EditLb[1] = $CreateGUIEdit ( DataPanelLb[1] ); //
Створення текстового поля у панелі «Исходные данные»
    $SetEditSize ( EditLb[1], 70, 100 ); // Завдання
розміру текстового поля
    $SetEditLocation ( EditLb[1], 58, 300 ); //
Завдання розташування текстового поля
    $SetEditFontParametr ( EditLb[1], 12, 0, 0, 0 );
// Встановлення параметрів шрифту вікна введення
    if ( SaveFlag == 1 ) // передача введеного тексту
у вікні у клас CreFem для подальшого створення СЕМ моделі
підкошу
    {
        $_sprintf ( tmp_line, "%.0f", DX[1] );
        $SetEditText ( EditLb[1], tmp_line );
    }
    $EditVisible ( EditLb[1], 1 ); // Візуалізація
текстового поля у головному вікні

    TitleLb[2] = $CreateGUILabel ( DataPanelLb[1] );
// Створення надпису у панелі «Исходные данные»
    $SetLabelSize ( TitleLb[2], 20, 80 ); // Завдання
розміру надпису
    $SetLabelLocation ( TitleLb[2], 100, 30 ); //
Завдання розташування надпису
    $SetLabelFontParametr ( TitleLb[2], 10, c1, c2,
c3 ); // Завдання параметрів шрифту надпису
    $SetLabelCaption ( TitleLb[2], "X нижнего
переднего стыка (мм):" ); // Завдання назви надпису
    $LabelVisible ( TitleLb[2], 1 ); // Візуалізація
надпису у головному вікні

    EditLb[2] = $CreateGUIEdit ( DataPanelLb[1] ); //
Створення текстового поля у панелі «Исходные данные»
    $SetEditSize ( EditLb[2], 70, 100 ); // Завдання
розміру текстового поля
    $SetEditLocation ( EditLb[2], 98, 300 ); //
Завдання розташування текстового поля

```



```

        $SetEditFontParametr ( EditLb[2], 12, 0, 0, 0 );
// Встановлення параметрів шрифту вікна введення
        if ( SaveFlag == 1 ) // передача введеного тексту
у вікні у клас CreFem для подальшого створення СЕМ моделі
підкосу
        {
            $_sprintf ( tmp_line, "%.0f", DX[2] );
            $SetEditText ( EditLb[2], tmp_line );
        }
        $EditVisible ( EditLb[2], 1 ); // Візуалізація
текстового поля у головному вікні

        TitleLb[3] = $CreateGUILabel ( DataPanelLb[1] );
// Створення надпису у панелі «Исходные данные»
        $SetLabelSize ( TitleLb[3], 20, 80 ); // Завдання
розміру надпису
        $SetLabelLocation ( TitleLb[3], 140, 30 ); //
Завдання розташування надпису
        $SetLabelFontParametr ( TitleLb[3], 10, c1, c2,
c3 ); // Завдання параметрів шрифту надпису

        $SetLabelCaption ( TitleLb[3], "X нижнего заднего
стыка (мм):" ); // Завдання назви надпису
        $LabelVisible ( TitleLb[3], 1 ); // Візуалізація
надпису у головному вікні

        EditLb[3] = $CreateGUIEdit ( DataPanelLb[1] ); //
Створення текстового поля у панелі «Исходные данные»
        $SetEditSize ( EditLb[3], 70, 100 ); // Завдання
розміру текстового поля
        $SetEditLocation ( EditLb[3], 138, 300 ); //
Завдання розташування текстового поля
        $SetEditFontParametr ( EditLb[3], 12, 0, 0, 0 );
// Встановлення параметрів шрифту вікна введення

        if ( SaveFlag == 1 ) // передача введеного тексту
у вікні у клас CreFem для подальшого створення СЕМ моделі
підкосу
        {
            $_sprintf ( tmp_line, "%.0f", DX[3] );
            $SetEditText ( EditLb[3], tmp_line );
        }

```

```

    $EditVisible ( EditLb[3], 1 ); // Візуалізація
текстового поля у головному вікні

    TitleLb[4] = $CreateGUILabel ( DataPanelLb[1] );
// Створення надпису у панелі «Исходные данные»
    $SetLabelSize ( TitleLb[4], 20, 80 ); // Завдання
розміру надпису
    $SetLabelLocation ( TitleLb[4], 190, 30 ); //
Завдання розташування надпису
    $SetLabelFontParametr ( TitleLb[4], 10, c1, c2,
c3 ); // Завдання параметрів шрифту надпису
    $SetLabelCaption ( TitleLb[4], "Вынос стыковочных
узлов (мм):" ); // Завдання назви надпису
    $LabelVisible ( TitleLb[4], 1 ); // Візуалізація
надпису у головному вікні

    EditLb[4] = $CreateGUIEdit ( DataPanelLb[1] ); //
Створення текстового поля у панелі «Исходные данные»

    $SetEditSize ( EditLb[4], 70, 100 ); // Завдання
розміру текстового поля
    $SetEditLocation ( EditLb[4], 188, 300 ); //
Завдання розташування текстового поля
    $SetEditFontParametr ( EditLb[4], 12, 0, 0, 0 );
// Встановлення параметрів шрифту вікна введення
    if ( SaveFlag == 1 ) // передача введеного тексту
у вікні у клас CreFem для подальшого створення СЕМ моделі
підкошу
    {
        $_sprintf ( tmp_line, "%.0f", DZ );
        $SetEditText ( EditLb[4], tmp_line );
    }
    $EditVisible ( EditLb[4], 1 ); // Візуалізація
текстового поля у головному вікні

    TitleLb[5] = $CreateGUILabel ( DataPanelLb[1] );
// Створення надпису у панелі «Исходные данные»
    $SetLabelSize ( TitleLb[5], 20, 80 ); // Завдання
розміру надпису
    $SetLabelLocation ( TitleLb[5], 230, 30 ); //
Завдання розташування надпису

```

```

        $SetLabelFontParametr ( TitleLb[5], 10, c1, c2,
c3 ); // Завдання параметрів шрифту надпису
        $SetLabelCaption ( TitleLb[5], "Высота
стыковочных узлов (мм):" ); // Завдання назви надпису
        $LabelVisible ( TitleLb[5], 1 ); // Візуалізація
надпису у головному вікні

        EditLb[5] = $CreateGUIEdit ( DataPanelLb[1] ); //
Створення текстового поля у панелі «Исходные данные»
        $SetEditSize ( EditLb[5], 70, 100 ); // Завдання
розміру текстового поля
        $SetEditLocation ( EditLb[5], 228, 300 ); //
Завдання розташування текстового поля
        $SetEditFontParametr ( EditLb[5], 12, 0, 0, 0 );
// Встановлення параметрів шрифту вікна введення
        if ( SaveFlag == 1 ) // передача введеного тексту
у вікні у клас CreFem для подальшого створення СЕМ моделі
підкошу

        {
            $_sprintf ( tmp_line, "%.0f", DH );
            $SetEditText ( EditLb[5], tmp_line );
        }
        $EditVisible ( EditLb[5], 1 ); // Візуалізація
текстового поля у головному вікні

        TitleLb[6] = $CreateGUILabel ( DataPanelLb[0] );
// Створення надпису у панелі «Исходные данные»
        $SetLabelSize ( TitleLb[6], 20, 80 ); // Завдання
розміру надпису
        $SetLabelLocation ( TitleLb[6], 20, 20 ); //
Завдання розташування надпису
        $SetLabelFontParametr ( TitleLb[6], 10, c1, c2, c3
); // Завдання параметрів шрифту надпису
        $SetLabelCaption ( TitleLb[6], "X узлов КЭМ (%):"
); // Завдання назви надпису
        $LabelVisible ( TitleLb[6], 1 ); // Візуалізація
надпису у головному вікні

```

```

        MEditLb[0][0]      =      $CreateGUIMultiEdit      (
DataPanelLb[0] ); // Створення багаторядкового вікна для
введення та редагування тексту
        $SetMultiEditSize ( MEditLb[0][0], 130, 100 ); //
Завдання розміру вікна
        $SetMultiEditLocation ( MEditLb[0][0], 10, 160 );
// Завдання розташування вікна на компоненті локалізації
        for ( i = 0; i < PNodeCount; i++ ) // передача
введеного тексту у вікні у клас CreFem для подальшого
створення CEM моделі підкошу
        {
                $_sprintf ( tmp_line, "%.0f", NodeX[i] );
                $AddMultiEditText ( MEditLb[0][0], tmp_line
);
        }
        $MultiEdittVisible ( MEditLb[0][0], mode, 0 ); //
Візуалізація багаторядкового вікна у головному вікні

        ButtonLb[0][0]      =      $CreateGUIButton      (
DataPanelLb[0] ); // Створення кнопки
        $SetButtonSize ( ButtonLb[0][0], 25, 150 ); //
Завдання розміру кнопки
        $SetButtonLocation ( ButtonLb[0][0], 60, 550 );
// Завдання розташування кнопки
        $SetButtonCaption ( ButtonLb[0][0], "Передача X
узлов" ); // Завдання назви кнопки
        $SetButtonBinding ( ButtonLb[0][0], 0, 0, 0, 1 );
// Фіксація положення щодо меж об'єкта-контейнера
        $SetButtonClickEvent ( ButtonLb[0][0], PassNodeX
); // Прив'язка функції до "натискання" кнопки
        if ( SaveFlag == 0 ) // Активація кнопки
        $ButtonActivate ( ButtonLb[0][0], 0 );
        else
        $ButtonActivate ( ButtonLb[0][0], 1 );
        $ButtonVisible ( ButtonLb[0][0], 1 ); //
Візуалізація кнопки у головному вікні

        TitleLb[7] = $CreateGUILabel ( DataPanelLb[0] );
// Створення надпису у панелі «Исходные данные»
        $SetLabelSize ( TitleLb[7], 20, 80 ); // Завдання
розміру надпису

```

```

        $SetLabelLocation ( TitleLb[7], 20, 370 ); //
Завдання розташування надпису
        $SetLabelFontParametr ( TitleLb[7], 10, c1, c2,
c3 ); // Завдання параметрів шрифту надпису
        $SetLabelCaption ( TitleLb[7], "Положение
лонжерона (%):" ); // Завдання назви надпису
        $LabelVisible ( TitleLb[7], 1 ); // Візуалізація
надпису у головному вікні

        EditLb[6] = $CreateGUIEdit ( DataPanelLb[0] ); //
Створення текстового поля у панелі «Исходные данные»
        $SetEditSize ( EditLb[6], 70, 100 ); // Завдання
розміру текстового поля
        $SetEditLocation ( EditLb[6], 20, 580 ); //
Завдання розташування текстового поля
        $SetEditFontParametr ( EditLb[6], 12, 0, 0, 0 );
// Встановлення параметрів шрифту вікна введення
        // $SetEditMode ( EditLb[6], 20, 1 );
        if ( SaveFlag == 1 ) // передача введеного тексту
у вікні у клас CreFem для подальшого створення СЕМ моделі
підкошу
        {
            $_sprintf ( tmp_line, "%.0f", LongPozition
);
            $SetEditText ( EditLb[6], tmp_line );
        }
        $EditVisible ( EditLb[6], 1 ); // Візуалізація
текстового поля у головному вікні

        TitlePanelLb[0][0] = $CreateGUIPanel (
DataPanelLb[2], 1 ); // Створення надпису для стандартної
панелі у панелі «Исходные данные»
        $SetPanelSize ( TitlePanelLb[0][0], 30, 400 ); //
Завдання розміру панелі
        $SetPanelCaption ( TitlePanelLb[0][0],
"Координаты нервюр (мм)" ); // Завдання розміру назви
панелі
        $SetPanelBorderStyle ( TitlePanelLb[0][0], 1 );
// Завдання виду панелі

        MEditLb[0][1] = $CreateGUIMultiEdit (
DataPanelLb[2] ); // Створення багаторядкового вікна для
введення та редагування тексту

```

```

        for ( i = 0; i < PCount; i++ ) // передача
введеного тексту у вікні у клас CreFem для подальшого
створення CEM моделі підкошу
        {
            $_sprintf      (      tmp_line,      "%.0f",
ProfPozitions[i] );
            $AddMultiEditText ( MEditLb[0][1], tmp_line
);
        }
        $MultiEdittVisible ( MEditLb[0][1], mode, 5 ); //
Візуалізація надпису у головному вікні

        ButtonLb[0][1]      =      $CreateGUIButton      (
DataPanelLb[0] ); // Створення кнопки
        $SetButtonSize ( ButtonLb[0][1], 25, 150 ); );
// Завдання розміру кнопки
        $SetButtonLocation ( ButtonLb[0][1], 100, 550 );
// Завдання розташування кнопки
        $SetButtonCaption ( ButtonLb[0][1], "Формирование
КЭМ" ); // Завдання назви кнопки
        $SetButtonBinding ( ButtonLb[0][1], 0, 0, 0, 1 );
// Фіксація положення щодо меж об'єкта-контейнера
        $SetButtonClickEvent ( ButtonLb[0][1], CreFEM );
// Прив'язка функції до "натискання" кнопки

        $ButtonActivate ( ButtonLb[0][1], 0 ); //
Активація кнопки
        $ButtonVisible ( ButtonLb[0][1], 1 ); //
Візуалізація кнопки у головному вікні

        ButtonLb[0][2]      =      $CreateGUIButton      (
DataPanelLb[0] ); // Створення кнопки
        $SetButtonSize ( ButtonLb[0][2], 25, 150 ); //
Завдання розміру кнопки
        $SetButtonLocation ( ButtonLb[0][2], 100, 350 );
// Завдання розташування кнопки
        $SetButtonCaption ( ButtonLb[0][2], "Сохранить
данные" ); // Завдання назви кнопки
        $SetButtonBinding ( ButtonLb[0][2], 0, 0, 0, 1 );
// Фіксація положення щодо меж об'єкта-контейнера
        $SetButtonClickEvent ( ButtonLb[0][2], SaveData
); // Прив'язка функції до "натискання" кнопки

```

```

        $ButtonVisible ( ButtonLb[0][2], 1 ); //
Візуалізація кнопки у головному вікні

        size = 29*4 + 2*6*4 + 2*4*4 + 2*2*4;
        $_save ( &FormLb, size ); // Збереження
параметрів головного вікна

        if ( NodeCount > 0 )
            ModelView (); // Звернення до структури, яка буде
передавати дані з панелі «Исходные данные» у візуалізатор
    }

void Quit ()
{ // Припинення роботи об'єкту
    $_exit ();
}

```

### CreFEM

```

void CreFEM ()
{ // Процедура формування СЕМ

    double x0, y0, z0, Phi, y[2], z[2], tan;
    int i, j, k, n, size, n1, n2;
    short mode = 13277;
    char tmp_line[251];

    n = 0;
    for ( i = 0; i < PCount; i++ )
    { // Отримання координат вузлів перерізів

        Connect_2.VarCode = VarCode;
        Connect_2.L = ProfPozitions[i];
        Connect_2.NodeCount = 0;
        size = 2 + 8;
        $_save ( &Connect_2, size );

        $_get_addr ( &Connect_2 ); // Запис до буфера
повної адреси для функції $_set_index ( )
        k = $_get_space_number ( ); // Видача номера
Space, до якого належить поточний об'єкт
    }
}

```

```

mode ); // Звернення до підкосу за координатами вузлів
перерізу
    $_call_object_by_name ( "Геометрия подкоса", k,
    if ( Connect_2.NodeCount == 0 )
    continue; // Дані щодо перерізу не отримані
    else
    for ( j = 0; j < 2; j++ )
    { // Читання координат вузлів
        for ( k = 0; k < Connect_2.NodeCount; k++
    )
    {
        if ( j == 0 )
        { // Верхній контур
            NodeCoord[n][0] =
Connect_2.NodeCoord[j][k][0];
            NodeCoord[n][1] =
Connect_2.NodeCoord[j][k][1];
            NodeCoord[n][2] =
Connect_2.NodeCoord[j][k][2];
            PNodeNumber[i][j][k] = n + 1;
            if ( k == 0 )
            x0 = NodeCoord[n][0];
            else
            if ( k == Connect_2.NodeCount -
1 )
            B[i] = NodeCoord[n][0] - x0;
            n++;
        }
        else
        { // Нижній контур
            if ( k == 0 )
            { // Перший вузол збігається з
першим вузлом верхнього контуру
                PNodeNumber[i][1][0] =
PNodeNumber[i][0][0];
                continue;
            }
            else

```



```

1 ) if ( k == Connect_2.NodeCount -
    { // Останній вузол збігається з
останнім вузлом верхнього контуру

        PNodeNumber[i][1][k] =
PNodeNumber[i][0][k];
        continue;
    }
    else
    NodeCoord[n][0] =
Connect_2.NodeCoord[j][k][0];
    NodeCoord[n][1] =
Connect_2.NodeCoord[j][k][1];
    NodeCoord[n][2] =
Connect_2.NodeCoord[j][k][2];
    PNodeNumber[i][j][k] = n + 1;

    n++;
    }
}

size = 1000*3*8;
$_save ( NodeCoord, size );

size = 100*8 + 100*2*50*4;
$_save ( B, size );
}

k = PNodeNumber[0][0][0] - 1;
x0 = NodeCoord[k][0];
y0 = NodeCoord[k][1];
z0 = NodeCoord[k][2];
for ( i = 0; i < PNodeCount; i++ )
{ // Обчислення координат вузлів у хорді верхнього
зовнішнього перерізу

    if ( i == 0 )
    { // Перший вузол збігається з першим вузлом
верхнього контуру

```

```

        NodeNumber_1[0][0][i] =
PNodeNumber[0][0][i];
        continue;
    }
    else
    if ( i == PNodeCount - 1 )
    { // Останній вузол збігається з останнім
вузлом верхнього контуру

        NodeNumber_1[0][0][i] =
PNodeNumber[0][0][i];
        continue;
    }
    else
    NodeCoord[n][0] = x0 + B[0]*NodeX[i]/100;
    NodeCoord[n][1] = y0;
    NodeCoord[n][2] = z0;
    NodeNumber_1[0][0][i] = n + 1;
    n++;
}

k = PNodeNumber[1][0][0] - 1;
x0 = NodeCoord[k][0];
y0 = NodeCoord[k][1];
z0 = NodeCoord[k][2];
for ( i = 0; i < PNodeCount; i++ )
{ // Обчислення координат вузлів у хорді верхнього
внутрішнього перерізу

    if ( i == 0 )
    { // Перший вузол збігається з першим вузлом
верхнього контуру

        NodeNumber_1[0][1][i] =
PNodeNumber[1][0][i];
        continue;
    }
    else
    if ( i == PNodeCount - 1 )
    { // Останній вузол збігається з останнім
вузлом верхнього контуру

```

```

        NodeNumber_1[0][1][i] =
PNodeNumber[1][0][i];
        continue;
    }
    else
        NodeCoord[n][0] = x0 + B[1]*NodeX[i]/100;
        NodeCoord[n][1] = y0;
        NodeCoord[n][2] = z0;
        NodeNumber_1[0][1][i] = n + 1;
        n++;
    }

    j = PCount - 1;
    k = PNodeNumber[j][0][0] - 1;
    x0 = NodeCoord[k][0];
    y0 = NodeCoord[k][1];
    z0 = NodeCoord[k][2];
    for ( i = 0; i < PNodeCount; i++ )
        { // Обчислення координат вузлів у хорді нижнього
зовнішнього перерізу

            if ( i == 0 )
                { // Перший вузол збігається з першим вузлом
верхнього контуру

                    NodeNumber_1[1][0][i] =
PNodeNumber[j][0][i];
                    continue;
                }
            else
                if ( i == PNodeCount - 1 )
                    { // Останній вузол збігається з останнім
вузлом верхнього контуру

                            NodeNumber_1[1][0][i] =
PNodeNumber[j][0][i];
                            continue;
                        }
                    else
                        NodeCoord[n][0] = x0 + B[j]*NodeX[i]/100;
                        NodeCoord[n][1] = y0;
                        NodeCoord[n][2] = z0;
                        NodeNumber_1[1][0][i] = n + 1;
                    }
                }
            }

```

```

        n++;
    }

    j = PCount - 2;
    k = PNodeNumber[j][0][0] - 1;
    x0 = NodeCoord[k][0];
    y0 = NodeCoord[k][1];
    z0 = NodeCoord[k][2];
    for ( i = 0; i < PNodeCount; i++ )
    { // Обчислення координат вузлів у хорді нижнього
внутрішнього перерізу

        if ( i == 0 )
        { // Перший вузол збігається з першим вузлом
верхнього контуру

                NodeNumber_1[1][1][i] =
PNodeNumber[j][0][i];
                continue;
        }
        else
        if ( i == PNodeCount - 1 )
        { // Останній вузол збігається з останнім
вузлом верхнього контуру

                NodeNumber_1[1][1][i] =
PNodeNumber[j][0][i];
                continue;
        }
        else
        NodeCoord[n][0] = x0 + B[j]*NodeX[i]/100;
        NodeCoord[n][1] = y0;
        NodeCoord[n][2] = z0;
        NodeNumber_1[1][1][i] = n + 1;
        n++;
    }

    k = NodeNumber_1[0][0][0] - 1;
    NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0] - DX[0];
    NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1];
    NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2];

```

```

        NodeNumber_2[0][0] = n + 1; // N верхнього
переднього виносного вузла
        n++;

        j = PNodeCount - 1;
        k = NodeNumber_1[0][0][j] - 1;
        NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0] + DX[1];
        NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1];
        NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2];
        NodeNumber_2[0][1] = n + 1; // N верхнього заднього
виносного вузла
        n++;

        k = NodeNumber_1[1][0][0] - 1;
        NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0] - DX[2];
        NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1];
        NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2];
        NodeNumber_2[1][0] = n + 1; // N нижнього переднього
виносного вузла
        n++;

        j = PNodeCount - 1;
        k = NodeNumber_1[1][0][j] - 1;
        NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0] + DX[3];
        NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1];
        NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2];
        NodeNumber_2[1][1] = n + 1; // N нижнього заднього
виносного вузла
        n++;

// Стикові вузли:
        k = NodeNumber_1[0][0][0] - 1;
        y[0] = NodeCoord[k][1];
        z[0] = NodeCoord[k][2];

        k = NodeNumber_1[1][0][0] - 1;
        y[1] = NodeCoord[k][1];
        z[1] = NodeCoord[k][2];

        tan = ( y[0] - y[1] ) / ( z[0] - z[1] );
        Phi = $_atan ( tan );

```

```

k = NodeNumber_2[0][0] - 1;
NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] + DZ*$sin ( Phi
);
NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] + DZ*$cos ( Phi
);
JointNodeNumber[0][0][1] = n + 1; // N 2-го
верхнього переднього стикувального вузла
n++;

k = JointNodeNumber[0][0][1] - 1;
NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] + DH*$cos ( Phi
)/2;
NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] - DH*$sin ( Phi
)/2;
JointNodeNumber[0][0][0] = n + 1; // N 1-го
верхнього переднього стикувального вузла
n++;

NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] - DH*$cos ( Phi
)/2;
NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] + DH*$sin ( Phi
)/2;
JointNodeNumber[0][0][2] = n + 1; // N 3-го
верхнього переднього стикувального вузла
n++;

k = NodeNumber_2[0][1] - 1;
NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] + DZ*$sin ( Phi
);
NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] + DZ*$cos ( Phi
);
JointNodeNumber[0][1][1] = n + 1; // N 2-го
верхнього заднього стикувального вузла
n++;

k = JointNodeNumber[0][1][1] - 1;
NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] + DH*$cos ( Phi
)/2;

```

```

NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] - DH*$_sin ( Phi
)/2;
JointNodeNumber[0][1][0] = n + 1; // N 1-го
верхнього заднього стикувального вузла
n++;

NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] - DH*$_cos ( Phi
)/2;
NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] + DH*$_sin ( Phi
)/2;
JointNodeNumber[0][1][2] = n + 1; // N 3-го
верхнього заднього стикувального вузла
n++;

k = NodeNumber_2[1][0] - 1;
NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] - DZ*$_sin ( Phi
);
NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] - DZ*$_cos ( Phi
);
JointNodeNumber[1][0][1] = n + 1; // N 2-го нижнього
переднього стикувального вузла
n++;

k = JointNodeNumber[1][0][1] - 1;
NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] + DH*$_cos ( Phi
)/2;
NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] - DH*$_sin ( Phi
)/2;
JointNodeNumber[1][0][0] = n + 1; // N 1-го нижнього
переднього стикувального вузла
n++;

NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] - DH*$_cos ( Phi
)/2;
NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] + DH*$_sin ( Phi
)/2;
JointNodeNumber[1][0][2] = n + 1; // N 3-го нижнього
переднього стикувального вузла

```

```

n++;

k = NodeNumber_2[1][1] - 1;
NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] - DZ*$sin ( Phi
);
NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] - DZ*$cos ( Phi
);
JointNodeNumber[1][1][1] = n + 1; // N 2-го нижнього
переднього стикувального вузла
n++;

k = JointNodeNumber[1][1][1] - 1;
NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] + DH*$cos ( Phi
)/2;
NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] - DH*$sin ( Phi
)/2;
JointNodeNumber[1][1][0] = n + 1; // N 1-го нижнього
переднього стикувального вузла
n++;

NodeCoord[n][0] = NodeCoord[k][0];
NodeCoord[n][1] = NodeCoord[k][1] - DH*$cos ( Phi
)/2;
NodeCoord[n][2] = NodeCoord[k][2] + DH*$sin ( Phi
)/2;
JointNodeNumber[1][1][2] = n + 1; // N 3-го нижнього
переднього стикувального вузла
n++;

NodeCount = n; // Фіксація к-ва вузлів
size = 2 + 1000*3*8;
$_save ( &NodeCount, size );

size = 2*2*50*4 + 2*2*4 + 2*2*3*4;
$_save ( NodeNumber_1, size );

// Формування СЕМ:
n = 0;

```



```

for ( i = 0; i < PCount; i++ )
{ // Моделювання "нервюр"

    for ( j = 0; j < 2; j++ )
    { // Моделювання "посилення" під "нервюри"

        for ( k = 0; k < PNodeCount - 1; k++ )
        {
            Element[n][0] = 1; // KE типу
Circular Bar
            Element[n][1] = 2; // K-сть вузлів =
2
            Element[n][2] = PNodeNumber[i][j][k];
//N 1-го вузла
            Element[n][3] =
PNodeNumber[i][j][k+1]; // N 2-го вузла
            Element[n][4] = 0; // N 3-го вузла не
задається
            Element[n][5] = 0; // N 4-го узла не
задається
            Element[n][6] = 0; // Код матеріалу
не задається

            n++;
        }
    }

    for ( j = 0; j < PNodeCount - 1; j++ )
    { // Моделювання стінок "нервюр"

        if ( i < 2 || i > PCount - 3 )
        { // Крайні "нервюри"

            if ( i == 0 )
            n1 = n2 = 0;
            else
            if ( i == 1 )
            {
                n1 = 0;
                n2 = 1;
            }
            else
            if ( i == PCount - 2 )
            n1 = n2 = 1;
        }
    }
}

```

```

else
if ( i == PCount - 1 )
{
    n1 = 1;
    n2 = 0;
}

if ( j == 0 )
{ // Носова частина "нервюри"

    Element[n][0] = 3; // KE типу
Plate
    Element[n][1] = 3; // К-сть
вузлів = 3
    Element[n][2] =
PNodeNumber[i][0][j]; // N 1-го вузла
    Element[n][3] =
PNodeNumber[i][0][j+1]; // N 2-го вузла
    Element[n][4] =
NodeNumber_1[n1][n2][j+1]; // N 3-го вузла
    Element[n][5] = 0; // N 4-го
вузла не задається
    Element[n][6] = 0; // Код
матеріалу не задається
    n++;

    Element[n][0] = 3; // KE типу
Plate
    Element[n][1] = 3; // К-сть
вузлів = 3
    Element[n][2] =
NodeNumber_1[n1][n2][j]; // N 1-го вузла
    Element[n][3] =
NodeNumber_1[n1][n2][j+1]; // N 2-го вузла
    Element[n][4] =
PNodeNumber[i][1][j+1]; // N 3-го вузла
    Element[n][5] = 0; // N 4-го
вузла не задається
    Element[n][6] = 0; // Код
матеріалу не задається
    n++;
}
else

```

```

        if ( j == PNodeCount - 2 )
        { // Хвостова частина "нервюри"

                Element[n][0] = 3; // KE типу
Plate                                     E
Element[n][1] = 3; // К-сть вузлів = 3
                Element[n][2] =
PNodeNumber[i][0][j]; // N 1-го вузла
                Element[n][3] =
PNodeNumber[i][0][j+1]; // N 2-го вузла
                Element[n][4] =
NodeNumber_1[n1][n2][j]; // N 3-го вузла
                Element[n][5] = 0; // N 4-го
вузла не задається
                Element[n][6] = 0; // Код
матеріалу не задається

                n++;

                Element[n][0] = 3; // KE типу
Plate
                Element[n][1] = 3; // К-сть
вузлів = 3
                Element[n][2] =
NodeNumber_1[n1][n2][j]; // N 1-го вузла
                Element[n][3] =
NodeNumber_1[n1][n2][j+1]; // N 2-го вузла
                Element[n][4] =
PNodeNumber[i][1][j]; // N 3-го вузла
                Element[n][5] = 0; // N 4-го
вузла не задається
                Element[n][6] = 0; // Код
матеріалу не задається

                n++;
        }
        else
        { // Середня частина "нервюри"

                Element[n][0] = 3; // KE типу
Plate
                Element[n][1] = 4; // К-сть
вузлів = 4
                Element[n][2] =
PNodeNumber[i][0][j]; // N 1-го вузла

```

```

Element[n][3] =
PNodeNumber[i][0][j+1]; // N 2-го вузла
Element[n][4] =
NodeNumber_1[n1][n2][j+1]; // N 3-го вузла
Element[n][5] =
NodeNumber_1[n1][n2][j]; // N 4-го вузла
Element[n][6] = 0; // Код
матеріалу не задається
n++;

Element[n][0] = 3; // KE типу
Plate
Element[n][1] = 4; // К-сть
вузлів = 4
Element[n][2] =
NodeNumber_1[n1][n2][j]; // N 1-го вузла
Element[n][3] =
NodeNumber_1[n1][n2][j+1]; // N 2-го вузла
Element[n][4] =
PNodeNumber[i][1][j+1]; // N 3-го вузла
Element[n][5] =
PNodeNumber[i][1][j]; // N 4-го вузла
Element[n][6] = 0; // Код
матеріалу не задається
n++;
}
}
else
{
if ( j == 0 )
{ // Носова частина "нервюри"

Element[n][0] = 3; // KE типу
Plate
Element[n][1] = 3; // К-сть
вузлів = 3
Element[n][2] =
PNodeNumber[i][0][j]; // N 1-го вузла
Element[n][3] =
PNodeNumber[i][0][j+1]; // N 2-го вузла
Element[n][4] =
PNodeNumber[i][1][j+1]; // N 3-го вузла

```

```

Element[n][5] = 0; // N 4-го
вузла не задається
Element[n][6] = 0; // Код
матеріалу не задається
n++;
}
else
if ( j == PNodeCount - 2 )
{ // Хвостова частина "нервюри"

Element[n][0] = 3; // KE типу
Plate
Element[n][1] = 3; // К-сть
вузлів = 3
Element[n][2] =
PNodeNumber[i][0][j]; // N 1-го вузла
Element[n][3] =
PNodeNumber[i][0][j+1]; // N 2-го вузла
Element[n][4] =
PNodeNumber[i][1][j]; // N 3-го вузла
Element[n][5] = 0; // N 4-го
вузла не задається
Element[n][6] = 0; // Код
матеріалу не задається
n++;
}
else
{ // Середня частина "нервюри"

Element[n][0] = 1; // KE типу
Circular Bar
Element[n][1] = 4; // К-сть
вузлів = 4
Element[n][2] =
PNodeNumber[i][0][j]; // N 1-го вузла
Element[n][3] =
PNodeNumber[i][0][j+1]; // N 2-го вузла
Element[n][4] =
PNodeNumber[i][1][j+1]; // N 3-го вузла
Element[n][5] =
PNodeNumber[i][1][j]; // N 4-го вузла
Element[n][6] = 0; // Код
матеріалу не задається

```

```

        n++;
    }
}

n1 = LongNum;
for ( i = 0; i < PCount - 1; i++ )
{ // Моделювання лонжерону

    Element[n][0] = 1; // KE типу Circular Bar (
Верхній пояс лонжерону)
    Element[n][1] = 2; // K-сть вузлів = 2
    Element[n][2] = PNodeNumber[i][0][n1]; // N 1-
го вузла
    Element[n][3] = PNodeNumber[i+1][0][n1]; // N
2-го вузла
    Element[n][4] = 0; // N 3-го вузла не задається
    Element[n][5] = 0; // N 4-го вузла не задається

    Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається
    n++;

    Element[n][0] = 1; // KE типу Circular Bar
(Нижній пояс лонжерону )
    Element[n][1] = 2; // K-сть вузлів = 2
    Element[n][2] = PNodeNumber[i][1][n1]; // N 1-
го вузла
    Element[n][3] = PNodeNumber[i+1][1][n1]; // N
2-го вузла
    Element[n][4] = 0; // N 3-го вузла не задається
    Element[n][5] = 0; // N 4-го вузла не задається
    Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не задається
    n++;

    if ( i == 0 )
    {
        Element[n][0] = 3; // KE типу Plate (
Стінка лонжерона )
        Element[n][1] = 4; // K-сть вузлів = 4
    }
}

```

```

        Element[n][2] = PNodeNumber[i][0][n1]; //
N 1-го вузла
        Element[n][3] = PNodeNumber[i+1][0][n1];
// N 2-го вузла
        Element[n][4] = NodeNumber_1[0][1][n1]; //
N 3-го вузла
        Element[n][5] = NodeNumber_1[0][0][n1]; //
N 4-го вузла
        Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається
        n++;

        Element[n][0] = 3; // KE типу Plate (
Стінка лонжерона )
        Element[n][1] = 4; // К-сть вузлів = 4
        Element[n][2] = NodeNumber_1[0][0][n1]; //
N 1-го вузла
        Element[n][3] = NodeNumber_1[0][1][n1]; //
N 2-го вузла
        Element[n][4] = PNodeNumber[i+1][1][n1];
// N 3-го вузла
        Element[n][5] = PNodeNumber[i][1][n1]; //
N 4-го вузла
        Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається
        n++;
    }
    else
    if ( i == PCount - 2 )
    {
        Element[n][0] = 3; // KE типу Plate (
Стінка лонжерона )
        Element[n][1] = 4; // К-сть вузлів = 4
        Element[n][2] = PNodeNumber[i][0][n1]; //
N 1-го вузла
        Element[n][3] = PNodeNumber[i+1][0][n1];
// N 2-го вузла
        Element[n][4] = NodeNumber_1[1][0][n1]; //
N 3-го вузла
        Element[n][5] = NodeNumber_1[1][1][n1]; //
N 4-го вузла
        Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається

```

```

        n++;

        Element[n][0] = 3; // KE типу Plate (
Стінка лонжерона )
        Element[n][1] = 4; // К-сть вузлів = 4
        Element[n][2] = NodeNumber_1[1][1][n1]; //
N 1-го вузла
        Element[n][3] = NodeNumber_1[1][0][n1]; //
N 2-го вузла
        Element[n][4] = PNodeNumber[i+1][1][n1];
// N 3-го вузла
        Element[n][5] = PNodeNumber[i][1][n1]; //
N 4-го вузла
        Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається
        n++;
    }
    else
    {
        Element[n][0] = 3; // KE типу Plate (
Стінка лонжерона )
        Element[n][1] = 4; // К-сть вузлів = 4
        Element[n][2] = PNodeNumber[i][0][n1]; //
N 1-го вузла
        Element[n][3] = PNodeNumber[i+1][0][n1];
// N 2-го вузла
        Element[n][4] = PNodeNumber[i+1][1][n1];
// N 3-го вузла
        Element[n][5] = PNodeNumber[i][1][n1]; //
N 4-го вузла
        Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається
        n++;
    }
}

for ( i = 0; i < PNodeCount - 1; i++ )
{ // Моделювання верхньої стикової платформи

    Element[n][0] = 3; // KE типу Plate
    Element[n][1] = 4; // К-сть вузлів = 4

```



```

        Element[n][2] = NodeNumber_1[0][0][i]; // N 1-
го вузла
        Element[n][3] = NodeNumber_1[0][0][i+1]; // N
2-го вузла
        Element[n][4] = NodeNumber_1[0][1][i+1]; // N
3-го вузла
        Element[n][5] = NodeNumber_1[0][1][i]; // N 4-
го вузла
        Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається

        n++;
    }

    for ( i = 0; i < PNodeCount - 1; i++ )
    { // Моделювання нижньої стикової платформи

        Element[n][0] = 3; // KE типу Plate
Element[n][1] = 4; // K-сть вузлів = 4
        Element[n][2] = NodeNumber_1[1][0][i]; // N 1-
го вузла
        Element[n][3] = NodeNumber_1[1][0][i+1]; // N
2-го вузла
        Element[n][4] = NodeNumber_1[1][1][i+1]; // N
3-го вузла
        Element[n][5] = NodeNumber_1[1][1][i]; // N 4-
го вузла
        Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається

        n++;
    }

    for ( i = 0; i < 2; i++ )
    { // "Під'єднання" виносних вузлів СЕМ

        for ( j = 0; j < 2; j++ )
        {
            if ( j == 0 )
                n1 = 0;
            else
                n1 = PNodeCount - 1;
            Element[n][0] = 3; // KE типу Plate

```

```

Element[n][1] = 3; // К-сть вузлів = 3
Element[n][2] = NodeNumber_1[i][0][n1]; //
N 1-го вузла
Element[n][3] = NodeNumber_2[i][j]; // N
2-го вузла
Element[n][4] = NodeNumber_1[i][1][n1]; //
N 3-го вузла
Element[n][5] = 0; // N 4-го вузла не
задається
Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається
n++;
}
}

for ( i = 0; i < 2; i++ )
{ // "Під'єднання" виносних вузлів СЕМ
for ( j = 0; j < 2; j++ )
{
Element[n][0] = 3; // КЕ типу Plate
Element[n][1] = 3; // К-сть вузлів = 3
Element[n][2] = NodeNumber_2[i][j]; // N
1-го вузла
Element[n][3] = JointNodeNumber[i][j][0];
// N 2-го вузла
Element[n][4] = JointNodeNumber[i][j][1];
// N 3-го вузла
Element[n][5] = 0; // N 4-го вузла не
задається
Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається
n++;

Element[n][0] = 3; // КЕ типу Plate
Element[n][1] = 3; // К-сть вузлів = 3
Element[n][2] = NodeNumber_2[i][j]; // N
1-го вузла
Element[n][3] = JointNodeNumber[i][j][1];
// N 2-го вузла
Element[n][4] = JointNodeNumber[i][j][2];
// N 3-го вузла

```

```

        Element[n][5] = 0; // N 4-го вузла не
задається
        Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається
        n++;
    }
}

for ( i = 0; i < 2; i++ )
{ // Моделювання опорних стінок стикувальних вузлів
СЕМ

    for ( j = 0; j < 2; j++ )
    {
        if ( j == 0 )
            n1 = 0;
        else
            n1 = PNodeCount - 1;
        Element[n][0] = 3; // KE типу Plate
Element[n][1] = 3; // K-сть вузлів = 3

        Element[n][2] = NodeNumber_1[i][0][n1]; //
N 1-го вузла
        Element[n][3] = JointNodeNumber[i][j][1];
// N 2-го вузла
        Element[n][4] = NodeNumber_2[i][j]; // N
3-го вузла
        Element[n][5] = 0; // N 4-го вузла не
задається
        Element[n][6] = 0; // Код матеріалу не
задається
        n++;
    }
}

for ( i = 0; i < 2; i++ )
{ // Моделювання обшивок

    for ( j = 0; j < PCount - 1; j++ )
    {
        for ( k = 0; k < PNodeCount - 1; k++ )

```

```

        {
            Element[n][0] = 3; // KE типу Plate
            Element[n][1] = 4; // К-сть вузлів =
4
            Element[n][2] = PNodeNumber[j][i][k];
// N 1-го вузла
            Element[n][3]
PNodeNumber[j+1][i][k]; // N 2-го вузла
            Element[n][4]
PNodeNumber[j+1][i][k+1]; // N 3-го вузла
            Element[n][5]
PNodeNumber[j][i][k+1]; // N 4-го вузла
            Element[n][6] = 0; // Код матеріалу
не задається
            n++;
        }
    }
}

ElementCount = n; // Фіксація к-сті KE
size = 2 + 3000*7*2;
$_save ( &ElementCount, size );

ModelView ();
}

```

### Functions

```

void SourceDataSet ()
{ // Процедура читання вихідних даних з підкошу

    int size = 51;

    $_set_index ( &Connect_0 );
    $_sprintf ( StrutName, Connect_0.StrutName );
    $_save ( StrutName, size );
}

```

```

void SaveData ()
{ // Процедура збереження даних

    double di;
    int i, j, k, size;
    char tmp_line[251], long_flag = 0;

    for ( i = 0; i < 4; i++ )
    { // Читання поздовжніх виносів стиків

        $GetEditText ( EditLb[i], tmp_line );
        if ( $_search_mean ( tmp_line ) == 0 )
        {
            $_message ( DataErrors_1[i], "Ошибка
пользователя!", 1 );
            return;
        }
        else
            DX[i] = $_atof ( tmp_line );
    }

    $GetEditText ( EditLb[4], tmp_line );
    if ( $_search_mean ( tmp_line ) == 0 )
    {
        $_message ( "Не указан поперечный вынос стыков
DZ!", "Ошибка пользователя!", 1 );
        return;
    }
    else
        DZ = $_atof ( tmp_line );

    $GetEditText ( EditLb[5], tmp_line );
    if ( $_search_mean ( tmp_line ) == 0 )
    {
        $_message ( "Не указана высота стыков DH!",
"Ошибка пользователя!", 1 );
        return;
    }
    else
        DH = $_atof ( tmp_line );

    $GetEditText ( EditLb[6], tmp_line );

```

```

if ( $_search_mean ( tmp_line ) == 0 )
{
    $_message ( "Не указано относительное положение
лонжерона!", "Ошибка пользователя!", 1 );
    return;
}
else
{
    LongPozition = $_atof ( tmp_line );
    if ( LongPozition < 0 || LongPozition > 100 )
    {
        $_message ( "Неверно задано относительное
положение лонжерона!", "Ошибка пользователя!", 1 );
        return;
    }
}

j = 0;
if (( k = $GetMultiEditLineCount ( MEditLb[0][0] ))
> 50 )
k = 50;
for ( i = 0; i < k; i++ )
{
    $GetMultiEditText ( MEditLb[0][0], i + 1,
tmp_line );
    if ( $_search_mean ( tmp_line ) == 0 )
        continue; // Потрапили на порожній рядок (не
враховується)
    else
    {
        di = $_atof ( tmp_line );
        if ( di < 0 || di > 100 )
        {
            $_message ( "Указана неверная относительная
координата X узла дужки!", "Ошибка пользователя!", 1 );
            return;
        }
        else
        {
            NodeX[j] = di;

            if ( LongPozition == di )
            {
                LongNum = i;
                long_flag = 1;
            }
        }
    }
}

```

```

        }

        j++;
    }

    PNodeCount = j;
    if ( PNodeCount < 5 )
    {
        $_message ( "Количество узлов в дужке сечения <
5 !", "Ошибка пользователя!", 1 );
        return;
    }
    else
    j = 0;
    if (( k = $GetMultiEditLineCount ( MEditLb[0][1] ))
> 100 )
    k = 100;
    for ( i = 0; i < k; i++ )
    {
        $GetMultiEditText ( MEditLb[0][1], i + 1,
tmp_line );
        if ( $_search_mean ( tmp_line ) == 0 )
            continue; // Потрапили на порожній рядок (не
враховується)
        else
        di = $_atof ( tmp_line );
        if ( di < 0 || di > 100 )
        {
            $_message ( "Указана неверная относительная
позиция сечения подкоса!", "Ошибка пользователя!", 1 );
            return;
        }
        else
        ProfPozitions[j] = di;
        j++;
    }

    PCount = j;
    if ( PCount < 4 )
    {
        $_message ( "Количество нервюр < 4 !", "Ошибка
пользователя!", 1 );
        return;
    }

```

```

    }
    else
    if ( long_flag == 0 )
    {
        $_message ( "Позиция лонжерона не соответствует
позициям узлов на контуре сечений!", "Ошибка пользователя!",
1 );
        return;
    }
    else
    SaveFlag = 1;

    size = 7*8 + 4 + 402 + 802 + 1;
    $_save ( DX, size );
    $ButtonActivate ( ButtonLb[0][0], 1 );
}

```

```

void PassNodeX (
{ // Передача на сервер геометрии координат X узлов СЕМ
    int i, j, k, size;
    short mode = 13931;
    char tmp_line[251];

    Connect_1.VarCode = VarCode;
    Connect_1.PNodeCount = PNodeCount;
    for ( i = 0; i < PNodeCount; i++ )
    Connect_1.NodeX[i] = NodeX[i];

    size = 2 + 2 + 200*8;
    $_save ( &Connect_1, size );
    $_get_addr ( &Connect_1 );
    k = $_get_space_number ();
    $_call_object_by_name ( "Геометрия подкоса", k, mode
);

    $_sprintf ( tmp_line, "%.0f", Connect_1.L );
    $SetEditText ( EditLb[6], tmp_line );

    $ButtonActivate ( ButtonLb[0][1], 1 );
}

```



```

void ModelView ()
{ // Процедура передачі моделі у зовнішній візуалізатор

    int i, j, k, size, mode = 7357;

    Connect_3.NodeCount = NodeCount;
    for ( i = 0; i < NodeCount; i++ )
    { // Запис координат вузлів у зв'язкову структуру

        Connect_3.NodeCoord[i][0] = NodeCoord[i][0];
        Connect_3.NodeCoord[i][1] = NodeCoord[i][1];
        Connect_3.NodeCoord[i][2] = NodeCoord[i][2];
    }

    Connect_3.ElCount = ElementCount;
    for ( i = 0; i < ElementCount; i++ )
    { // Запис топології KE у зв'язкову структуру

        Connect_3.Element[i][0] = Element[i][0]; // Тип
KE
        Connect_3.Element[i][1] = Element[i][1]; // К-
сть вузлів в KE
        Connect_3.Element[i][2] = Element[i][2]; // №
1-го вузла
        Connect_3.Element[i][3] = Element[i][3]; // №
2-го вузла
        Connect_3.Element[i][4] = Element[i][4]; // №
3-го вузла
        Connect_3.Element[i][5] = Element[i][5]; // №
4-го вузла
    }

    size = 2 + 3000*3*8 + 2 + 7000*6*2;
    $_save ( &Connect_3, size ); // Збереження вмісту
зв'язкової структури в БД
    $_get_addr ( &Connect_3 ); // Запис у буфер адреси
зв'язкової структури
    k = $_get_space_number (); //--> Читання номера
SPACE (БД), в якому знаходиться серверний об'єкт, що
забезпечує візуалізацію моделі
    $_call_object_by_name ( "Візуалізатор", k, mode );
// Активізація серверного об'єкта в режимі візуалізації
малих моделей

```

```

}

void GetJointNodeNumbers ()
{ // Процедура передачі NN стикувальних вузлів
}

void GetFEM ()
{ // Процедура передачі СЕМ у відсік планера
}

                                     GlobalVar

//= GUI:

int FormLb, ButtonPanelLb, MainButtonLb[3], MarkPanelLb,
MainPageLb[2], DataPanelLb[3], EditLb[8], TitleLb[10];
int MEditLb[2][6], ButtonLb[2][4], TitlePanelLb[2][2];

//- Загальні змінні:

short VarCode = 17336; // Контрольний код (ідентифікація
клієнта)
char StrutName[51];

char DataErrors_1[4][51] = {
    "Не указан X верхнего
переднего стыка!",
    "Не указан X верхнего
заднего стыка!",
    "Не указан X нижнего
переднего стыка!",
    "Не указан X нижнего
заднего стыка!"
};

double B[100]; // Хорди перерізів
int PNodeNumber[100][2][50]; // NN вузлів у дужках
перерізів
int NodeNumber_1[2][2][50]; // NN вузлів у хордах
корневих перерізів

```

```

int NodeNumber_2[2][2]; // NN "виносних" вузлів
int JointNodeNumber[2][2][3]; // NN стикових вузлів

    //- Вхідні дані:

double DX[4], DZ, DH; // Параметри кріпильних вузлів
double LongPozition; // Відносне (%) положення лонжерону
у перерізі
int LongNum; // Порядковий номер вузла на контурі, що
відповідає положенню лонжерону

short PNodeCount = 0; // К-сть вузлів у дужці перерізу
double NodeX[50]; // Відносні (%) координати X вузлів у
дужці перерізу

short PCount = 0; // К-сть "нервюр"
double ProfPozitions[100]; // Відносні (%) позиції
"нервюр" щодо верхнього перерізу підкосу

char SaveFlag = 0;

    //- Дані СЕМ:

short NodeCount = 0;
double NodeCoord[1000][3];

short ElementCount = 0;
short Element[3000][7];

    //- Структури для обміну даними:

virtual _PlanerStrut Connect_0; // Структура для обміну
даними із фрагментом планера
    _StrutGeom Connect_1; // Структура передачі відносних
координат X вузлів
    _ProfileGeom Connect_2; // Структура отримання координат
вузлів на контурі перерізу
    _ModelView Connect_3; // Структура для передачі даних у
візуалізатор

```

### Struct ModelView

// Структура передачі даних у візуалізатор

```
short NodeCount;  
double NodeCoord[3000][3];
```

```
short ElCount;  
int Element[7000][6];
```

### Struct PlanerStrut

// Структура обмінюватись даними з планером

```
char StrutName[51];
```

```
char FullFlag;
```

```
short N0;  
short NodeCount;  
double NodeCoord[10000][3];
```

```
short ElCount;  
short Element[30000][6];
```

### Struct ProfileGeom

// Структура прийому координат вузлів контуру перерізу

```
short VarCode; // Контрольний код (ідентифікація клієнта)
```

```
double L; // Положення перерізу % (вхідна інформація)
```

//- Інформація для перерізу:

```
short NodeCount; // К-сть вузлів в дужках [top/down]
```

```
double NodeCoord[2][200][3]; // Координати вузлів
```

### Struct StrutGeom

// Структура передачі інформації про становище вузлів уздовж хорди перерізу і передачі довжини підкосу

```
short VarCode; // Контрольний код (ідентифікація клієнта)
```

```
short PNodeCount; // До вузлів у верхній і нижній дужках
```

```
double NodeX[200]; // Положення вузлів моделі (%) щодо  
носіка перерізу ( X < 0 і X > b не враховуються )
```

### Struct StrutJoint

```
// Структура обміну даними з кронштейнами
```

```
char JointName[51];
```

```
short JointNodeCount;
```

```
short JointNodeNumber[3]; // NN вузлів у стику
```

```
char SelectFlag; // Ознака того, що елемент вибраний
```