

Вступ

Однією з найважливіших завдань, розв'язуваних під час проектування літаків транспортної категорії, є завдання аналізу розподілу напруги в елементах поздовжнього набору ВЧК крила. Існують різні інтегральні методи розрахунку жорстких параметрів елементів поздовжнього набору. Однак усі вони мають один важливий недолік, пов'язаний з неможливістю точного визначення навантажень, що діють на кожен елемент конструкції, тому що інтегральні методи розрахунку не враховують взаємний вплив деформацій великої кількості елементів. Інтегральні методи також не враховують вплив деформацій суміжних елементів поперечного комплекту, а також різного роду кронштейнів, які істотно впливають на розподіл навантажень, що діють на елементи поздовжнього комплекту. Для вирішення цієї проблеми в результати інтегральних розрахунків вводяться різного роду поправки, величина яких в основному визначається на основі емпіричних залежностей, розроблених на основі експериментальних даних, отриманих для існуючих класів конструкцій. Таким чином, інтегральні методи розрахунку параметрів жорсткості елементів конструкцій ВЧК не забезпечують необхідної точності визначення навантажень, що ускладнює аналіз розподілу нормальних і зсувних напружень. Крім того, необхідність використання емпіричних поправок звужує коло конструкцій, для яких можна проводити аналіз напружено-деформованого стану (НДС).

Найбільш ефективним методом розв'язання задачі визначення впливу деформацій на НДС конструкції є метод скінченних елементів (МСЕ), який є універсальним методом розрахунку НДС довільних конструкцій.

Метою даного дипломного проекту була розробка конструктивної силової схеми консольного крила біпланової схеми легкого транспортного літака та визначення параметрів жорсткості його елементів. У процесі виконання дипломного проекту було проведено аналіз геометрії крила різних типів літальних апаратів, параметри яких приблизно відповідають параметрам, зазначеним у технічному завданні.

За результатами аналізу була обрана структурно-силова схема прототипу ВЧК. Інтегральними методами визначено параметри жорсткості елементів поздовжнього набору, після чого методом скінченних елементів (МСЕ) проведено аналіз напружено-деформованого стану двоплоскої конструкції для польотного випадку, що відповідає максимально вертикальному перевантаженні. На підставі аналізу результатів розрахунку НДС зроблено висновок про відповідність розробленої конструктивно-силової схеми умовам міцності конструкції транспортного літака.

Розроблено конструкцію вузла кріплення консолі крила до фюзеляжу. Вибрано технологію виготовлення основного елемента кріплення вузла.

Формування скінченно-елементної моделі структури ВЧК, розрахунок НДС та аналіз результатів розрахунку проводили за допомогою комплексу FEMAP CAE.

1. Дослідження аналогів

Відповідно до технічного завдання необхідно розробити проект крила біплана. Відповідно дальність польоту літака, для якого ведеться розробка, становить 200÷500 км, оскільки в цьому випадку не потрібна висока аеродинамічна якість, але важливу роль відіграє мінімізація ваги конструкції. Максимальна злітна маса не повинна перевищувати 3600 кг. Ці параметри відповідають ближньо-магістральному транспортному літаку, економічно обґрунтований діапазон робочих швидкостей якого становить 160÷220 км/год, що виключає ефект стисливості повітря. При пошуку аналогів враховувалося, що для заявленої дальності і швидкості польоту можна ефективно використовувати прямокутне крило в плані.

1.1. Легкий багатоцільовий літак Ан-2.

Літак Ан-2 – легкий багатоцільовий літак конструктора О.К. Антонова представляє собою поршневий одновигунний біплан з розчалочним крилом, що допускає експлуатацію при температурах від +50 до -45°C. Обладнаний двигуном АШ-62ІР конструкції А.Д. Швецова та повітряним гвинтом АВ-2.



Рис. 1.1.1 Літак Ан-2.

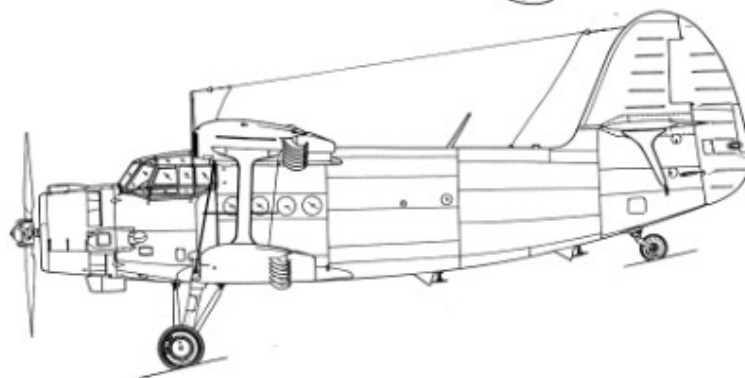
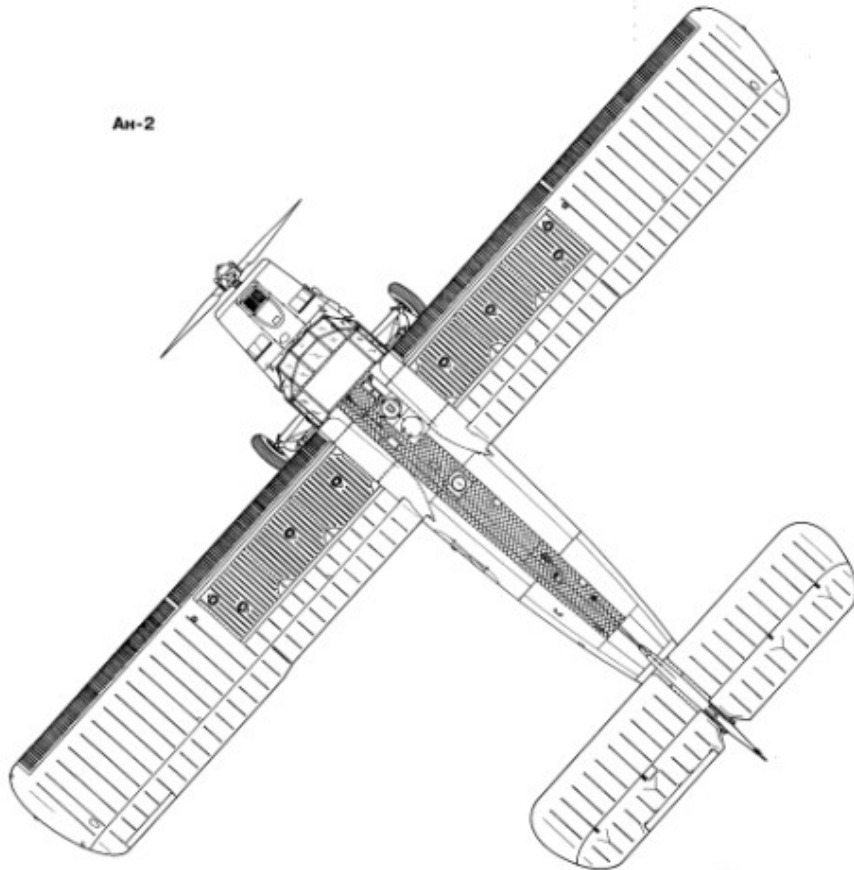
Ан-2 задумувався як сільськогосподарський літак для розпилення пестицидів і добрив (звідси його розмовна назва - "кукурузник"), а також як багатоцільовий і легкий військовий транспорт. За понад 65 років служби літак отримав широке застосування у народному господарстві: для перевезення пасажирів, пошти, різних вантажів, авіаційні та хімічні роботи, аерофотозйомка та геофізична розвідка, охорона лісу та пожежогасіння та ін. цілей. Зараз у світі експлуатується понад 2200 Ан-2.

Ан-2 випускався в СРСР, Польщі і продовжує випускатися в Китаї. Всього побудовано понад 18 тисяч Ан-2. Експортувався в 26 країн світу. До появи літака Ан-3 він був найбільшим у світі одномоторним біпланом. Занесений до Книги рекордів Гіннеса як єдиний літак у світі, який виробляється понад 60 років.

Ан-2 побудований за аеродинамічною схемою розчалочного біплана. Фюзеляж — суцільнометалевий напівмонокок балочно-стрингерного типу з робочою обшивкою. Крила прямі, дволонжеронні, утворені двоопуклим несиметричним профілем Р-II-ЦАГІ. Коробка крила одностійна з I-подібними стійками. Верхнє крило оснащено автоматичними предкрилками по всьому розмаху, щілинними нависаючими закрилками та елеронними закрилками. На нижньому крилі встановлені тільки щілинні закрилки. Оздоблення крил і оперення - льон. Шасі - неприбирається, трипірне, з хвостовим колесом. Взимку передбачено встановлення лижного шасі. Силова установка складається з поршневого 9-циліндрового двигуна повітряного охолодження АШ-62ІР з чотирилопатеvim гвинтом.



АН-2



1.1.2 Загальна схема літака АН-2.

Рис.

На літаках першої 129 серії встановлювався дерев'яний гвинт Б-509А-Д7 діаметром 3,6 метра з шаблеподібними лопатями. Пізніше його замінили гвинтом В-509А-Д9. На деяких літаках типу Ан-2 застосовувався трилопатевий гвинт, який раніше використовувався на літаках типу Лі-2. Починаючи з 57 серії польського виробництва встановлювався металевий гвинт АВ-2 з прямими лопатями.

Схему літака Ан-2 наведено на рис. 1.1.2. Основні геометричні параметри крила наведені у Таблиці 1.

Таблиця 1.

Розмах (м)	Площа, (м2)	Хорда крила (м)	Злітна вага (кГ)	Крейсерська швидкість (км/година)
18,2/14,2	71,5	2,0	5250	185

1.2. Багатоцільовий літак Ан-3.

Літак є подальшим розвитком Ан-2 і є біпланом металевої конструкції з полотняною обшивкою крил і хвостового оперення. Екіпаж – два пілоти (тільки на дослідній машині – один пілот).

Ан-3 побудований за аеродинамічною схемою розчалочного біплана. Фюзеляж суцільнометалевий (Д-16Т, Д-16АТ) напівмонокок балочно-стрингерного типу.



Рис. 1.2.1 Літак Ан-3.

Крила прямі, дволонжеронні, утворені двоопуклим несиметричним профілем. Крила обтягнуті поліестеровою тканиною. Коробка крила одностійна з двотавровими підкосами. Верхнє крило оснащено автоматичними предкрилками по всьому розмаху, щілинними закрилками та елеронними закрилками. На нижньому крилі встановлені тільки щілинні закрилки.

Стационарне шасі, триколісне, з хвостовим колесом. Взимку встановлюється лижне шасі з підігрівом.

Силова установка складається з турбогвинтового двигуна ТВД-20 потужністю 1375 к.с. з трилопатеvim тяговим реверсивним гвинтом АВ-17 діаметром 3,6 м, з регулятором швидкості. Запас палива розташований у шести надкрилових баках (у верхньому крилі). Система запуску двигуна електрична. Запуск здійснюється стартер-генератором як від аеродромних джерел живлення, так і від акумуляторних батарей, встановлених на борту літака. Маса двигуна в два рази менше двигуна АШ-62, встановленого на літаку Ан-2, у зв'язку з чим передня частина фюзеляжу була змінена для збереження центрівки літака. Двигун сертифікований і має встановлений ресурс 7000 годин нальоту (міжремонтний ресурс - 2000 годин нальоту). Кріплення двигуна здійснюється за допомогою рами таким чином, що осі роторів двигуна та валу повітряного гвинта спрямовані під негативним кутом до будівельної горизонталі літака. Двороторна схема полегшує запуск двигуна, а також дозволяє при заправці сільгоспбаку літака хімікатами працювати двигуну на режимі малого газу із загальмованим повітряним гвинтом, що забезпечує безпеку.

В результаті модернізації маса корисного вантажу зросла в 1,2 рази, швидкість - в 1,3 рази, скоропідйомність - в 1,8 рази, знизився рівень шуму і вібрації в кабіні, що забезпечило комфортні умови для екіпажу. Продуктивність літака зросла в 1,5 рази, при цьому витрати на паливо зменшилися в 5-6 разів, масла в 25 разів. Запуск двигуна без підігріву став можливим при температурі до -25 градусів. Особливо значним було збільшення злітної маси літака та корисного навантаження при збереженні тієї ж злітно-посадкової смуги та можливості використання масел та гасу, які використовуються для всіх інших літаків.

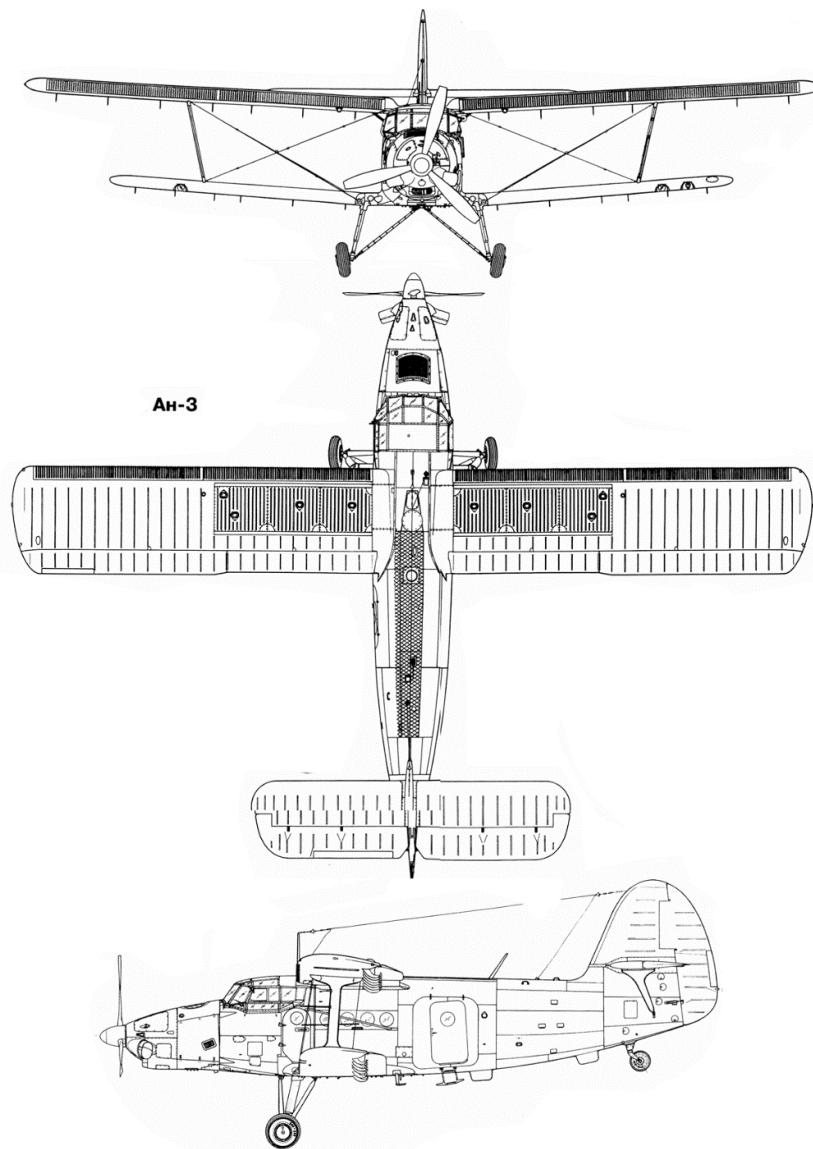


Рис. 1.2.2 Схема літака Ан-3.

Схема Ан-3 наведено на рис. 1.2.2. Основні геометричні параметри крила наведені у Таблиці 2.

Таблиця 2.

Розмах (м)	Площа, (м ²)	Хорда крила (м)	Злітна вага (кГ)	Крейсерська швидкість (км/година)
18,2/14,2	71,5	2,0	5800	255

1.3 Багатоцільовий літак ТВС-2ДТ.

ТВС-2ДТ - легкий суцільно-композитний багатоцільовий літальний апарат, призначений для здійснення вантажних, пасажирських, вантажопасажирських перевезень і виконання авіаційних робіт в широкому діапазоні експлуатаційних і кліматичних умов з використанням непідготовлених майданчиків.



Рис. 1.3.1 Літак ТВС-2ДТ.

У червні 2017 року планер пройшов статичні випробування. Випробування проводилися для підтвердження статичної міцності фюзеляжу, верхнього та нижнього крил, кріплень шасі та закрилків. Одночасно для обґрунтування міцності при навантаженнях, що відповідають програмі льотних випробувань, були перевірені системи керування літаком.

Під час випробувань були реалізовані найбільш важкі варіанти навантаження, які визначають загальну та локальну міцність конструкції планера. Отримані результати показали необхідність посилення конструкції.

На обшивку фюзеляжу в місцях локального прогину встановлені композитні накладки і замінені кріплення шасі на кріплення більшого діаметру.

Використання вуглецевого волокна в конструкції фюзеляжу, шасі, крила біплана, вертикального і горизонтального оперення підвищило міцність літака, а жорстке виконання верхнього і нижнього крил дозволило встановити додаткові паливні баки з об'ємом понад 3500 літрів, що значно збільшує дальність польоту. При проектуванні літака були застосовані методи цифрового моделювання, що дозволило конструкторам СіБНІА створити оптимальну аеродинамічну схему.

Літак оснащений американським турбогвинтовим двигуном Honeywell Honeywell TPЕ331-12UA злітною потужністю 1100 к.с. та п'ятилопатевої реверсивний гвинт виробництва Hartzell Propeller Inc. (США), а також комплект сучасного пілотно-навігаційного обладнання "Garmin".

Літак ТВС-2ДТ наведено на рис. 1.4.1. Основні геометричні параметри крила наведені у Таблиці 3.

Таблиця 3.

Розмах (м)	Площа, м ²	Хорда крила (м)	Злітна вага (кГ)	Крейсерська швидкість (км/година)
18,2/14,2	71,5	2,0	5500	200

На рис. 1.5 наведено порівняльні діаграми відносних параметрів досліджених типів літаків.

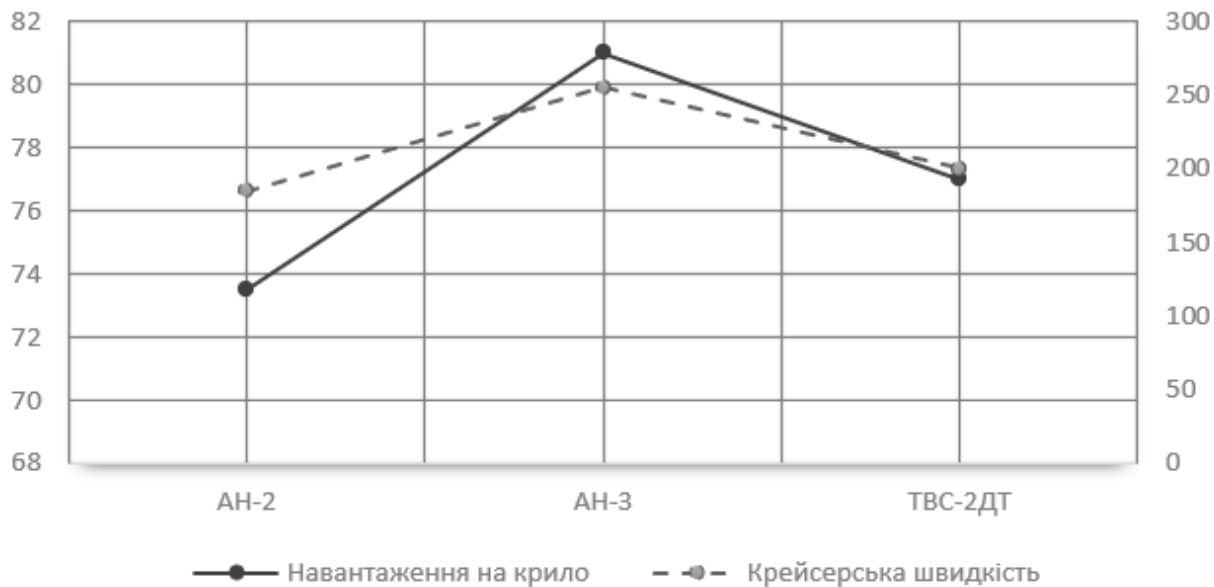


Рис. 1.5 порівняльні діаграми відносних параметрів досліджених типів літаків.

Після проведення аналізу параметрів прототипів можна зробити наступні висновки:

- Середнє навантаження на крило становить $77,2 \text{ кг/м}^2$
- Середній розмах крила - $18,2 \text{ м}$
- Середня крейсерська швидкість - 213 км/год

Бльзкомагістральні літаки з ТРД і ТРДД не розглядалися через те, що в розглянутому діапазоні швидкостей польоту не застосовують турбореактивні двигуни через надмірно високе споживання палива.

2. Вибір параметрів крила та конструктивно-силової схеми кесона

Згідно з технічним завданням, потрібно спроектувати крило двопалубного літака регіонального типу, який має злітну масу 3600 кг.

Задані наступні геометричні параметри:

- Розмах верхньої консолі - 7500 мм;
- Розмах нижньої консолі - 6500 мм;
- Хорда консолі - 2000 мм;
- Відносна товщина профілю консолі - 15%;
- Загальна площа верхнього та нижнього крил - 60 м².

При виборі прототипу також слід враховувати такий важливий фактор, як вартість виробництва літака і вага крила. З цього погляду найбільш оптимальною конструкцією крила для літака двопалубного типу з крейсерською швидкістю польоту 160-200 км/год і злітною масою до 3600 кг є лонжерона конструкція з жорстким носком і еластичною обшивкою, яка витримує лише аеродинамічні навантаження. З урахуванням жорстких вимог до умов базування, згідно з якими обраний прототип повинен безпечно експлуатуватися на ґрунтових злітно-посадкових смугах довжиною 200 м при відносно низькій питомій потужності двигуна, обраний тип літака характеризується низьким навантаженням на крило (< 100 кг/м²), що накладає суттєві обмеження на тривалість польоту через підвищені тремтіння при польоті в турбулентному нижньому шарі атмосфери, що призводить до підвищеної втомлюваності пасажирів та екіпажу в умовах поштовхів. Відповідно, обмежується і оптимальна дальність польоту таких літаків, яка зазвичай не перевищує 500 км.

Головною характеристикою літака Ан-2 є відносно низьке навантаження на крило та помірна крейсерська швидкість. Однак використання матерчатого покриття значно ускладнює обслуговування крила. Крім того,

таке покриття схильне до деформації під навантаженням. Застосування автоматичних передкрилок як ускладнює конструкцію, а й недоцільно у принципі. Сам по собі відрив потоку не є пороком для даного типу літаків, оскільки при такому аеродинамічному компонуванні відрив локалізується в кореневій зоні консолей і призводить до автоматичного повернення на безпечні кути атаки.

Літак Ан-3 відрізняється підвищеним навантаженням на крило та надмірно високою крейсерською швидкістю, що значно ускладнює його експлуатацію з площадок довжиною менше 500 метрів і призводить до збільшеної турбуленції на висотах менше 1000 метрів.

Літак ТВС-2ДТ має крило з композитною обшивкою, що несе, що призводить до суттєвого подорожчання конструкції, а також не оптимально з точки зору ваги. Зокрема, на відміну від Ан-2 конструкція верхнього крила ТВС-2ДТ повинна включати центроплан і фланцевий стик з ВЧК, що не дозволяє змінювати пошкоджені консолі.

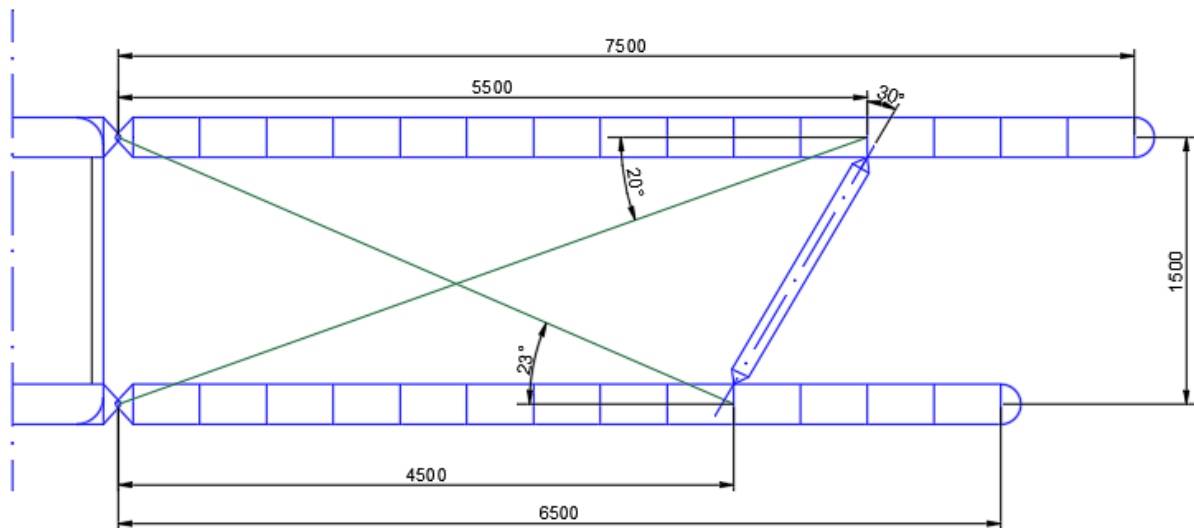


Рис. 2.1 Конструктивно-силова схема крила (вигляд спереду).

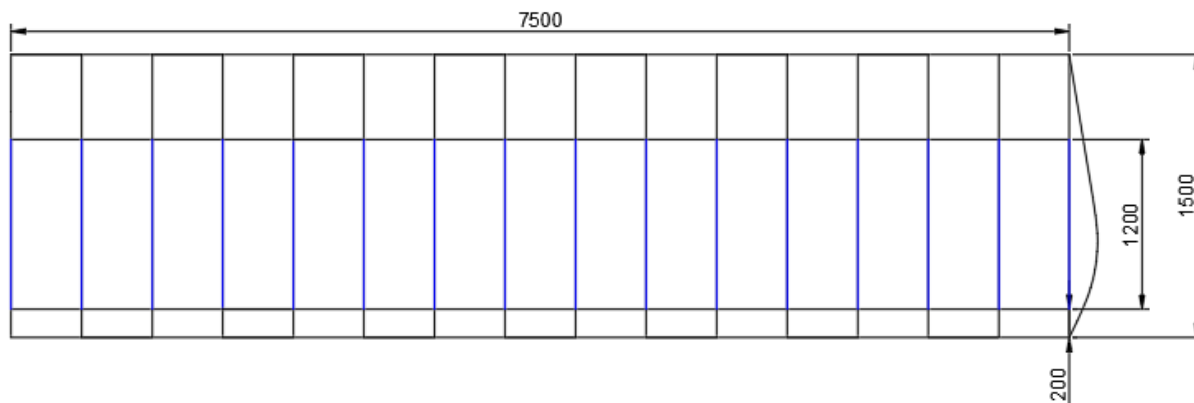


Рис. 2.2. Конструктивно-силова схема консолі (вид зверху).

Запропоноване крило біпланної схеми для легкого транспортного літака місцевих авіаліній, яке показано на рисунку 2.1-2.2, має наступні особливості:

- Використання профілю, оптимізованого для низьких швидкостей, що дозволяє використовувати закрилки Фаулера з великою відносною хордою 30%.
- Відносно велике витягування (10) і низьке навантаження на одиницю площі, що дорівнює 72 кг/м² при злітній масі 3600 кг, забезпечують більш оптимальні аеродинамічні характеристики на висотах менше 1000 м при швидкостях 160-200 км/год.

Геометричні параметри крила прототипу наведено в таблиці 5.

Параметр	Значення
Площа крила (з урахуванням зони фюзеляжу), м ²	60
Розмах верхньої консолі крила (без закінчень), мм	7500
Розмах нижньої консолі крила (без закінчень), мм	6500
Довжина хорд консолей, мм	2000
Відносна товщина профілю крила, %	15.0
Довжина хорди підкосу, мм	500
Кут стріловидності консолей, град.	0
Кут геометричної "крутки" консолей, град.	0
Кут поперечного "V" консолей, град.	0

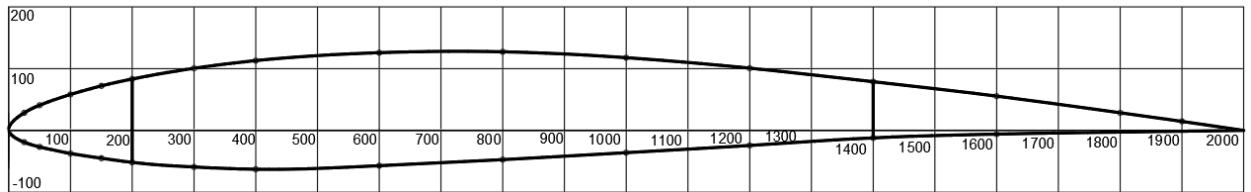


Рис. 2.3 Профіль перерізу крила (зазначено положення лонжеронів).

Значення геометричних параметрів вибрані на основі аналізу параметрів крил аналогічних моделей, а також на основі рекомендацій, викладених у джерелах [1,2]. Профіль перерізу крила (ЦАГІ 6-19) показаний на рисунку 2.3.

Згідно вимог, викладених у джерелах [1,2], для літака зі злітною масою понад 3600 кГ найбільш оптимальним з точки зору мінімізації ваги та технологічності є крило лонжеронної конструкції з плівковою обшивкою. Оскільки у біпланного крила значення моменту згину M_x у зоні з'єднання з фюзеляжем дорівнює нулю, немає потреби включати в структуру планера центроплан. Верхні та нижні консолі кріпляться через шарнірні вузли до спеціальних поперечних балок, які передають вертикальні та продольні навантаження. Момент згину M_x відбирають розтягом ребр, які працюють лише на розтяг. При цьому верхнє ребро відбирає вертикальні сили при позитивному вертикальному перевантаженні від верхньої консолі, нижнє - при негативному перевантаженні від нижньої консолі. Підкос призначений для передачі вертикальних сил від нижньої консолі до верхньої при позитивному перевантаженні і від верхньої консолі до нижньої при негативному перевантаженні. Крутний момент M_z передається у вигляді пари сил на передню та задню поперечні балки.

Кожна консоль включає наступні основні силові елементи:

- 2 лонжерони;
- нервюри;
- носок.

Особливістю обраного профілю крила є те, що його максимальна товщина зміщена вперед і розташовується на відстані 30% хорди крила. У зоні профілю крила, що відповідає $X > 50\%$, відсутні значні градієнти контуру перерізу. Тому передній лонжерон розташовується на відстані 10% хорди перерізу крила, або 200 мм. Задній лонжерон зсунутий вперед і розташовується на відстані 70% хорди перерізу крила, або 1400 мм. Таким чином, відносна хорда закрилків становить 30%, що забезпечує, згідно з [3], необхідне значення $C_{умах} = 2.5$ для однорозривних закрилків. Розмір хорди закрилка складає 600 мм. Відповідно, відстань заднього лонжерона від заднього краю крила, з урахуванням розмірів трансмісії привода механізмів випуску та згортання закрилків, складає 450 мм.

Для забезпечення вимог щодо втомної міцності та спрощення конструкції, лонжерони мають прямолінійну конфігурацію без згинів. Згідно з рекомендаціями, викладеними в [4], при використанні плівкової обшивки конструкція крила не містить стрінгери.

Беручи до уваги відсутність кутового нахилу, нервюри основних консолей крила розташовані паралельно ПСС. Таке розташування нервюр має наступні переваги:

- відсутність додаткових нервюр в зоні підвішування вантажів;
- спрощення передачі навантажень на нервюри від вузлів підвіски елементів механізації задньої кромки.

Крок нервюр ВЧК вибраний постійним і становить, з урахуванням рекомендацій, викладених у [4], 500 мм.

3. Визначення параметрів елементів поздовжнього набору

Параметри елементів поздовжнього набору визначаються на підставі методики, викладеної в [2] для прямих крил, лонжеронної конструкції:

1. Визначається значення товщини стиснутої полиці лонжерону:

$$\delta_{пр.сж.} = \frac{1}{\sigma_{кр.сж.}^M} \left(\frac{M_x}{HB} + \frac{Q_z}{B} \right), \text{ де } M_x - \text{згинальний момент, } Q_z - \text{стискаюче}$$

зусилля від розчалки, B – ширина стиснутої полиці лонжерону, H – середня висота перерізу лонжерону, $\sigma_{кр.сж.}^M$ – критичне напруження втрати стійкості полиці.

2. Визначається значення товщини розтягнутої полки лонжерона:

$$\delta_{пр.сж.} = \frac{1,5 M_x}{\sigma_{р.}^M HB}, \text{ де } M_x - \text{згинальний момент, } B - \text{ширина розтягнутої}$$

полиці лонжерону, H – середня висота перерізу лонжерону,

$\sigma_{р.}^M$ – допустима напруга розтягування, виходячи з призначеного ресурсу; коефіцієнт 1,5 прийнят для забезпечення ресурсу.

3. Визначається товщина стінки найбільш навантаженого лонжерону:

$$\delta_{л.} = \frac{Q_y}{H\tau_{доп.}}, \text{ де } Q_y - \text{сила, що перерізує, з урахуванням довантаження від}$$

крутного моменту, B – ширина розтягнутої полиці лонжерону, H – висота перерізу лонжерону, $\tau_{доп.}$ – допустима дотична напруга для вибраного матеріалу.

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

3.1 Визначення епюри згинального моменту

Згинальний момент M_x виникає в результаті дії підйомної сили, що представляє собою розподілене навантаження, викликане дією сил тиску на поверхню крила. При розрахунку величини згинального моменту було

прийнято вважати, що величина лінійного навантаження $q_y(z)$ змінюється вздовж розмаху крил відповідно до еліптичного закону:

$$\frac{z^2}{0.25 L_{кр.}^2} + \frac{q_y^2(z)}{q_{y_{max}}^2}$$

У зв'язку з тим, що дослідний зразок літака виконаний за схемою «біплан», для спрощення розрахунку передбачається, що 80% підйомної сили формується на консолях крила. Крім того, розрахунок передбачав, що розподіл підйомної сили між верхнім і нижнім крилами пропорційно їх

площі. Підйомна сила, що діє на верхнє крило, рівна $Y_\epsilon = Y_n \left(1 + \frac{L_\epsilon}{L_n}\right)$, де L_ϵ - розмах верхнього крила, а L_n - размах нижнього крила. На нижче крило діє

$$Y_n = \frac{G_{зл. max} n_y}{\left(1 + \frac{L_\epsilon}{L_n}\right)}$$

підйомна сила рівна $n_y = 2.5$ і максимально злітній масі $G_{зл. max} = 3600$ кг на верхню консоль крила діє підйомна сила, рівна $Y_{вчк. max} = 8999$ кг, на нижню консоль підйомна сила $Y_{вчк. min} = 4178$ кг. Виходячи з еліптичного закону розподілу підйомної сили по розмаху, значення максимального лінійного навантаження дорівнює

$$q_{y_{max}} = \frac{4 Y_{вчк}}{\pi L_{вчк}} = \frac{4 * 8999}{3.142 * 7.5} = 1519 \text{ кг/м}$$
 для верхнього крила і для нижнього

$$q_{y_{max}} = \frac{4 Y_{вчк}}{\pi L_{вчк}} = \frac{4 * 4178}{3.142 * 6.5} = 819 \text{ кг/м}$$

В результаті величина лінійного вантажу від підйомної сили визначається за такою формулою:

$$q_{y_{max}}(z) = q_y \sqrt{1 - \frac{z^2}{L_{вчк}^2}}$$

Згинальний момент від підйомної сили в i -м ділянці визначається методом чисельного інтегрування моментів всіх сил, що діють ззовні обраного перетину, за такою формулою:

$$M_{x10} = \sum_{i=1}^n q(z_i) \Delta Z_i Z_i$$

де n - кількість інтервалів, на які розбивається еюра $q_y(z)$ (рис. 9, 10).

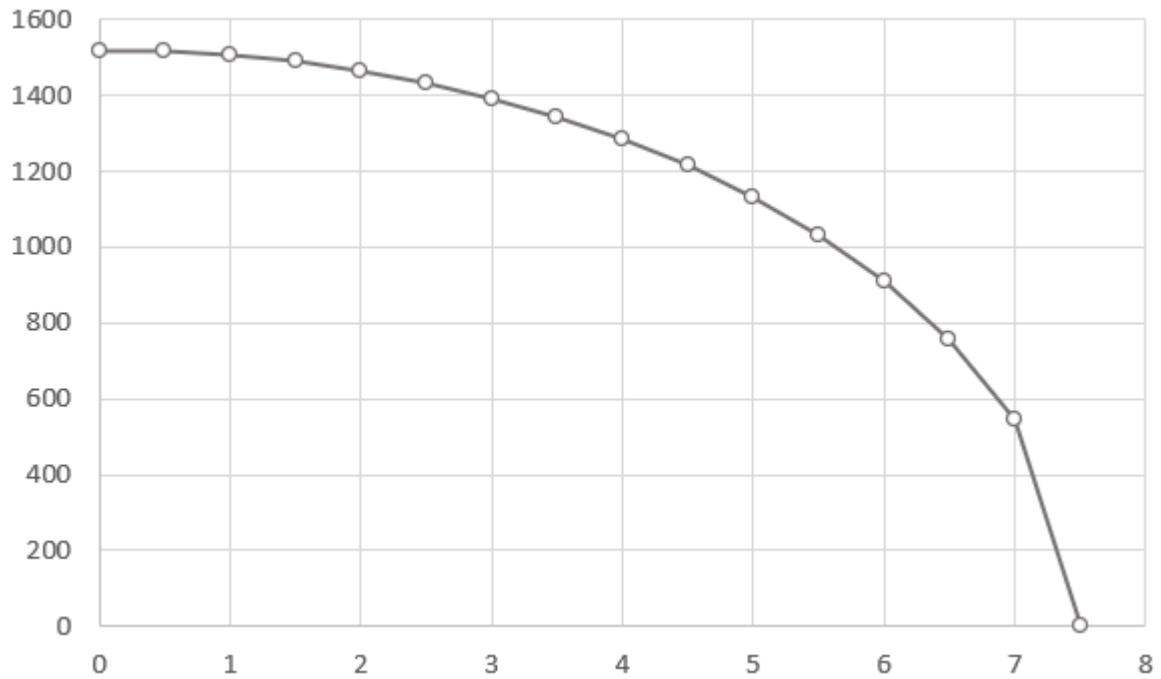


Рис.9. Еюра розподілу підйомної сили по розмаху верхній ВЧК.

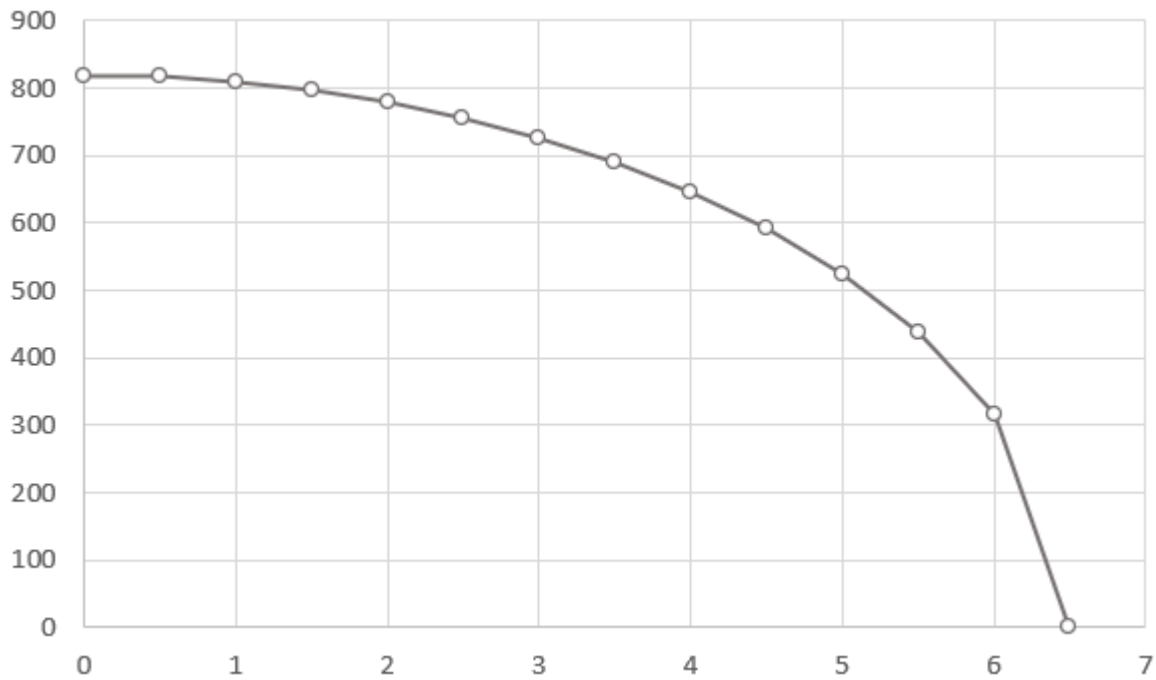


Рис.10. Епюра розподілу підйомної сили по розмаху нижній ВЧК.

При визначенні згинального моменту для верхньої ВЧК літака-біплана одночасно враховуються моменти від розподіленої підйомної сили і вертикальної сили P_y від стійки, що передає підйомну силу від нижньої ВЧК. Також враховується дія сили Q_y від верхньої розчалки (рис. 11), яка виникає в зоні її прикріплення до верхньої ВЧК і компенсуючий згинальний момент від підйомного зусилля для всіх ділянок, розташованих між кореневою нервюрою і точкою кріплення розчалки ($Z_{розч} = Z_{стійки} = 6500$ мм):

$$M_{x_i} = M_{x_{i0}} + P_y * (Z_{стійки} - Z_i) - Q_y (Z_{розч.} - Z_i)$$

Розрахункові значення згинального моменту, що діє на верхню ВЧК, з урахуванням дії розчалок і стійки наведені в таблиці 5.

Таблиця 5.

$Z_{очк}, м$	0	1	2	3	4	5	6	7	7.5
$M_{x_{вчк}},$ $кГ*м$	4572	3618	2967	2372	1866	1489	1296	1388	1650

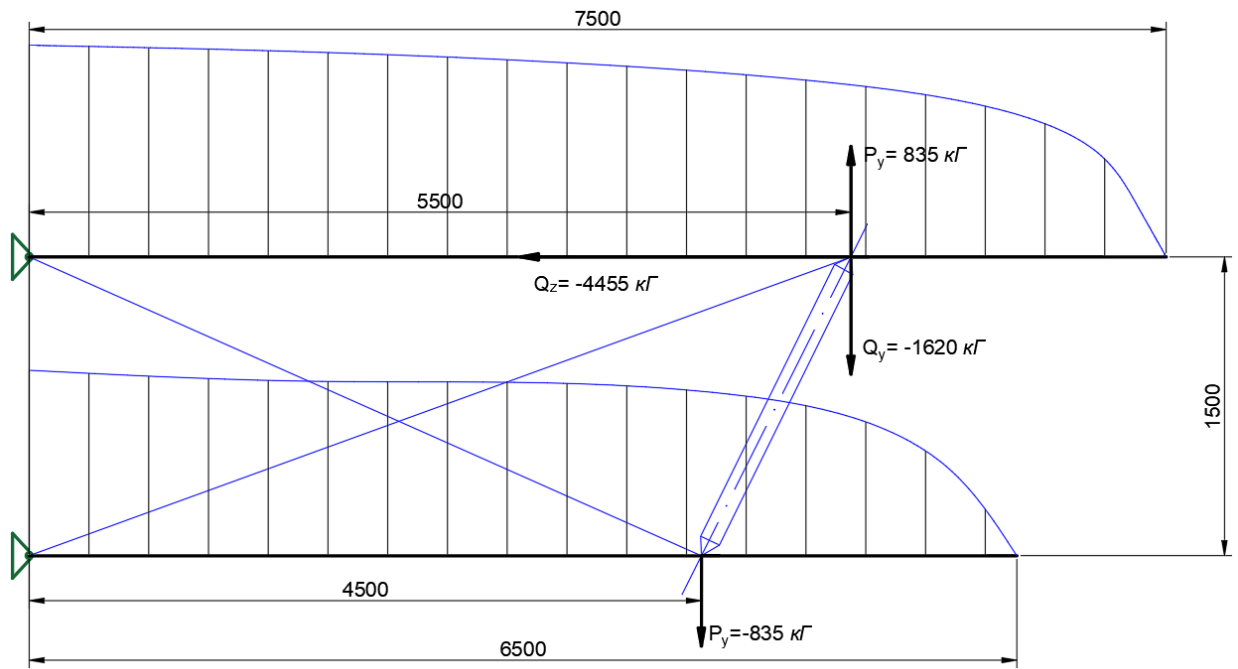


Рис. 11. Схема навантаження ВЧК

Епюра згинального моменту, що діє на верхню ОЧК, з урахуванням дії розчалок та підкосу, наведена на рис. 12.

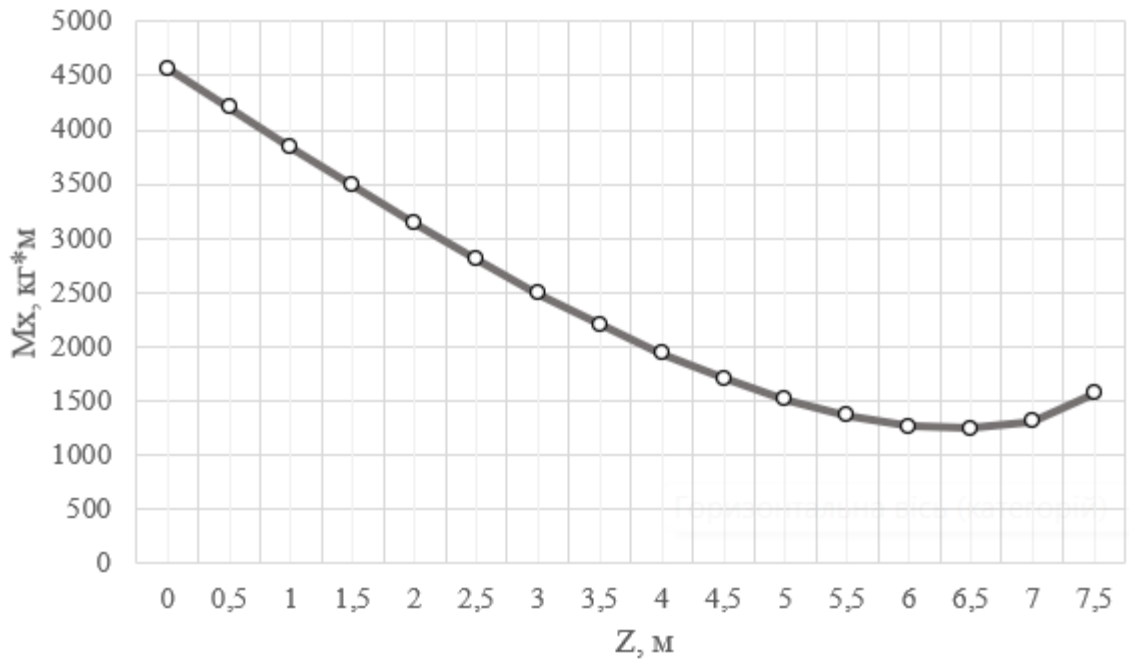


Рис. 12 Епюра згинального моменту, що діє на верхню ВЧК

При визначенні згинального моменту для нижнього ВЧК літака-біплана враховується момент від розподіленої підйомної сили. Враховується також дія сили P_y від стійки (рис. 13), яка виникає в зоні її прикріплення до нижньої ВЧК і компенсуючий згинальний момент від підйомного зусилля для всіх ділянок, розташованих між кореневою нервюрою і точкою кріплення стійки ($Z_{ст} = 4,5$ м):

$$M_{xi} = M_{xi0} - P_y * (Z_{підкоса} - Z_i)$$

Розрахункові значення згинального моменту, що діє на нижню ВЧК, з урахуванням дії стійки наведені в таблиці 6.

Таблиця 6.

$Z_{ВЧК}, \text{ м}$	0	1	2	3	4	5	6	6.5
$M_{X_{ВЧК}}, \text{ кг*м}$	388	583	570	603	700	898	1256	1529

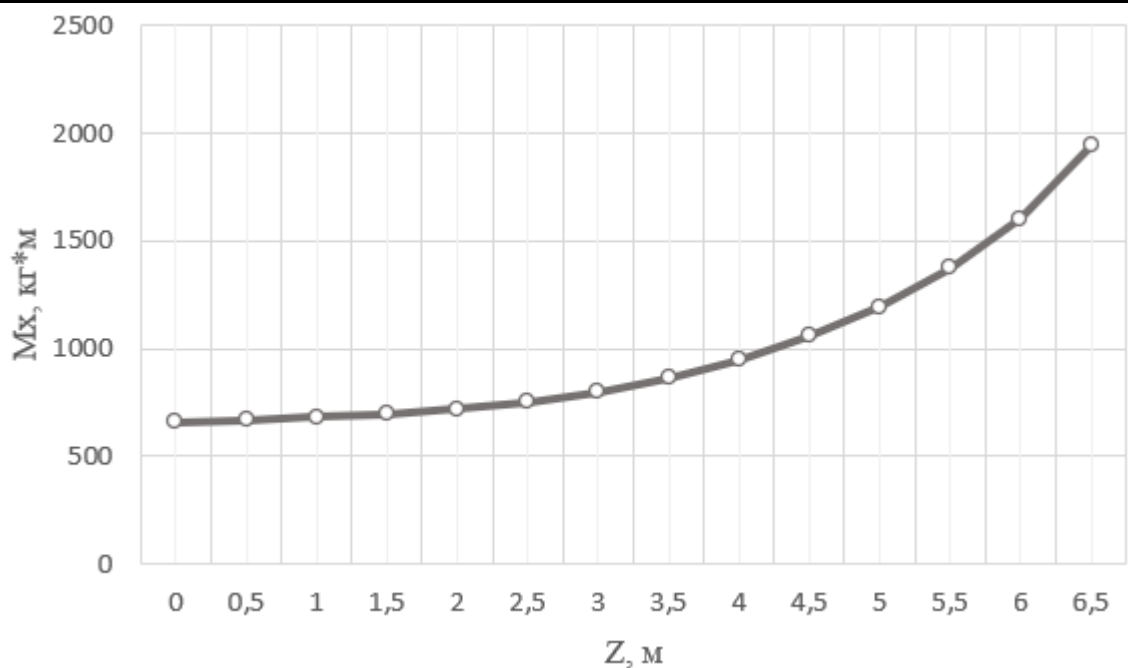


Рис. 13. Епюра згинального моменту, що діє на нижню ВЧК

3.2 Визначення епюри крутного моменту

Крутний момент виникає як наслідок невідповідності між місцем прикладання вектора підйомної сили і віссю жорсткості крила. При первинному розрахунку епюри розподілу крутного моменту по розмаху

крила можна припустити, що вектор підйомної сили розташований на відстані, рівному 0, 25 хорди поперечного перерізу, а центр жорсткості поперечного перерізу розташований приблизно на рівній відстані від переднього і заднього лонжерона (0, 4 хорди поперечного перерізу).

Величина крутного моменту від дії підйомної сили в і-м ділянці консолі крила визначається за формулою:

$$M_{z_i} = \sum_{i=1}^n q(z_i) \Delta Z_i (X_{ц.ж.і} - 0.25 B_i)$$

де: $X_{ц.ж.і} = \frac{X_{Лл-на} + X_{Пл-на}}{2}$ - координата центру жорсткості щодо перетину носика, $X_{Лл-на}, X_{Пл-на}$ - відстані від носика поперечного перерізу до першого і другого лонжерона відповідно, B_i - хорда профілю ділянки (2000 мм).

Розрахункові значення крутного моменту від дії підйомної сили в ділянках верхнього крила наведені в таблиці 7.

Таблиця 7.

Z_i, мм	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	7500
Mz_i, кг*м	75	74	71	67	63	56	45	20	0

Результати розрахунку значень крутного моменту від дії підйомної сили в ділянках нижнього ВЧК наведені в таблиці 8. Графік розрахунку крутного моменту показаний на рис. 14

Таблиця 8.

Z_i, мм	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	6500
Mz_i, кг*м	41	40	37	35	29	21	15	0

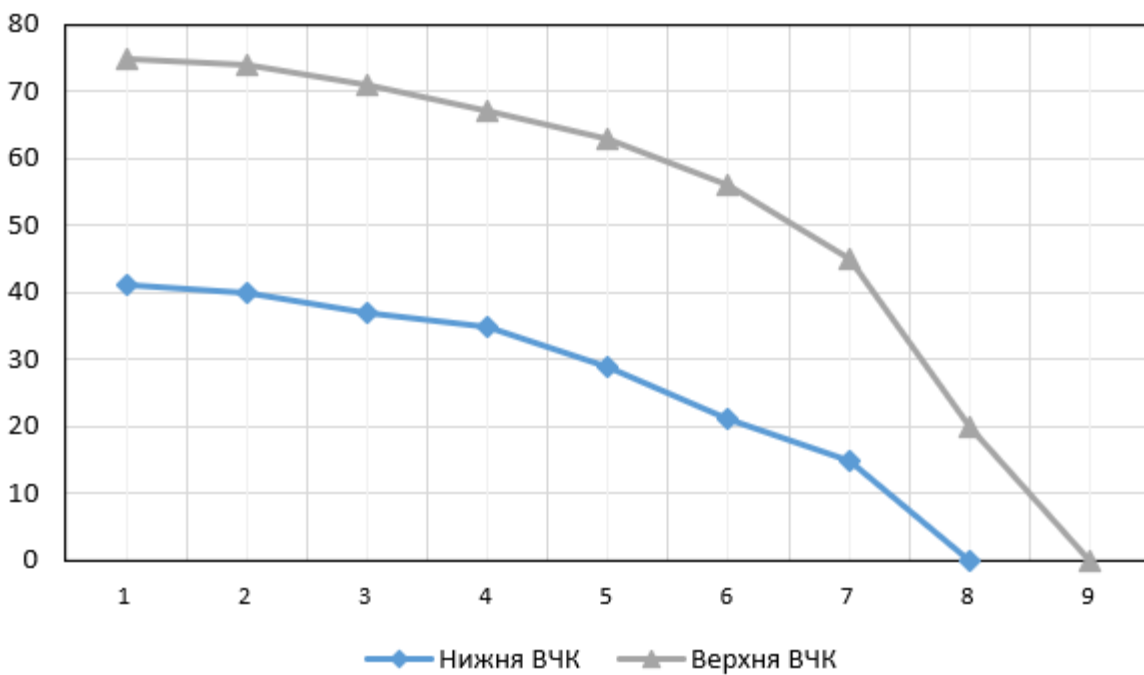


Рис. 14. Графік крутного моменту в зонах ВЧК

Наявність позитивного крутного моменту призводить до додаткового навантаження переднього лонжерона, збільшуючи згинальний момент від підйомної сили:

$$M_{x_{\text{пер.-на}}} = M_{x_{\text{вн}}} + M_{x_{\text{вн.п.}}}$$

Значення згинального моменту, що діє на передній лонжерон, визначені з урахуванням крутного моменту, наведені в таблиці 9 і у вигляді епюри (рис. 15).

Таблиця 9.

Z _{очк} , мм	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	7500
M _{x_{пер.-на}} кГ*м	4648	3613	3040	2441	1930	1545	1342	1416	1670

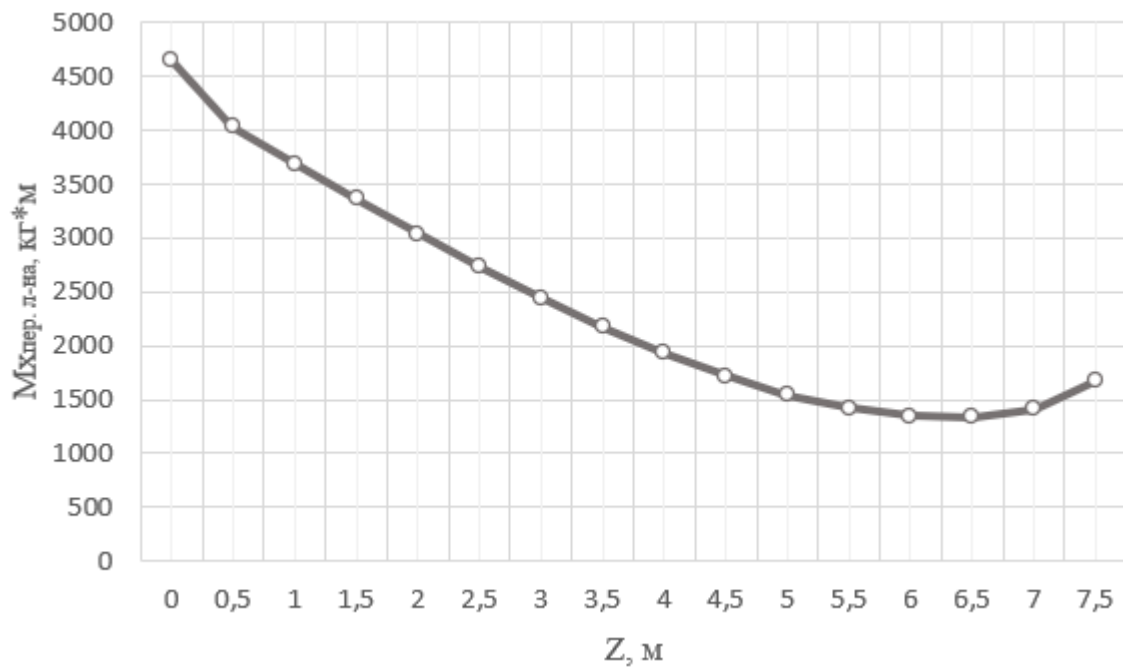


Рис. 15. Епюра згинального моменту, що діє на передній лонжерон верхнього ВЧК

3.3 Визначення параметрів жорсткості поздовжніх силових елементів

Перетин лонжеронних полиць крила визначали в найбільш навантаженому перетині переднього лонжерона верхнього ВЧК з урахуванням додаткового навантаження від розчалок.

Значення граничних напружень для обраного матеріалу Д16Т приймаються рівними $\sigma_{зр.стис.}^M = 28$ кг/мм² для зони стиснення і $\sigma_{зр.розт.}^M = 34$ кг/мм² для зони розтягнутого поперечного перерізу.

$$\delta_{пр.стис.} = \frac{1}{\sigma_{зр.стис.}^M} \left(\frac{M_x}{HB} + \frac{Q_z}{B} \right) = \frac{1}{28} \left(\frac{4648000}{168 * 60} + \frac{4455}{2 * 60} \right) = 16 \text{ мм}$$

$$\delta_{пр.розт.} = \frac{M_x}{\sigma_{зр.розт.}^M HB} = \frac{1,5 * 4648000}{34 * 168 * 60} = 20 \text{ мм}$$

Товщину стінки лонжерона визначали для кореневого перетину переднього лонжерона верхнього ВЧК, виходячи зі значення сили

вертикального перерізу з урахуванням додаткового навантаження від крутного моменту. Значення допустимої напруги для обраного матеріалу приймається рівним $\tau_{\max \text{ доп.}} = 27 \text{ кг/мм}^2$.

$$\delta_{\text{л}} = \frac{Q_y}{H\tau_{\text{доп.}}} = \frac{1620}{168 * 27} = 0.35 \text{ мм}$$

Виходячи з рекомендацій [4], значення товщини стінки приймається рівним 0,5 товщини полки, тобто 3,0 мм.

4. Формування скінченно-елементної моделі роз'ємної частини кесона крила

Для уточненої оцінки значень напружень в ВЧК розроблено скінченно-елементну модель (СЕМ), оскільки метод скінченних елементів (МСЕ) дає змогу оцінювати характер розподілу напружень по хорді перерізу кесона. Крім того, МСЕ дає змогу оцінити величину вигину крила.

4.1 Принципи скінченно-елементного моделювання конструкції кесона крила

Основним елементом силового набору кесона крила є обшивка, яка сприймає навантаження від згинального моменту M_x , зумовленого дією підйомної сили Q_y . Крім того, обшивка сприймає крутний момент M_z і силу перерізу $q_x(z)$, що діє паралельно осі ОХ. Оскільки обшивка сприймає основні поздовжні навантаження, ми вважаємо її частиною поздовжнього набору.

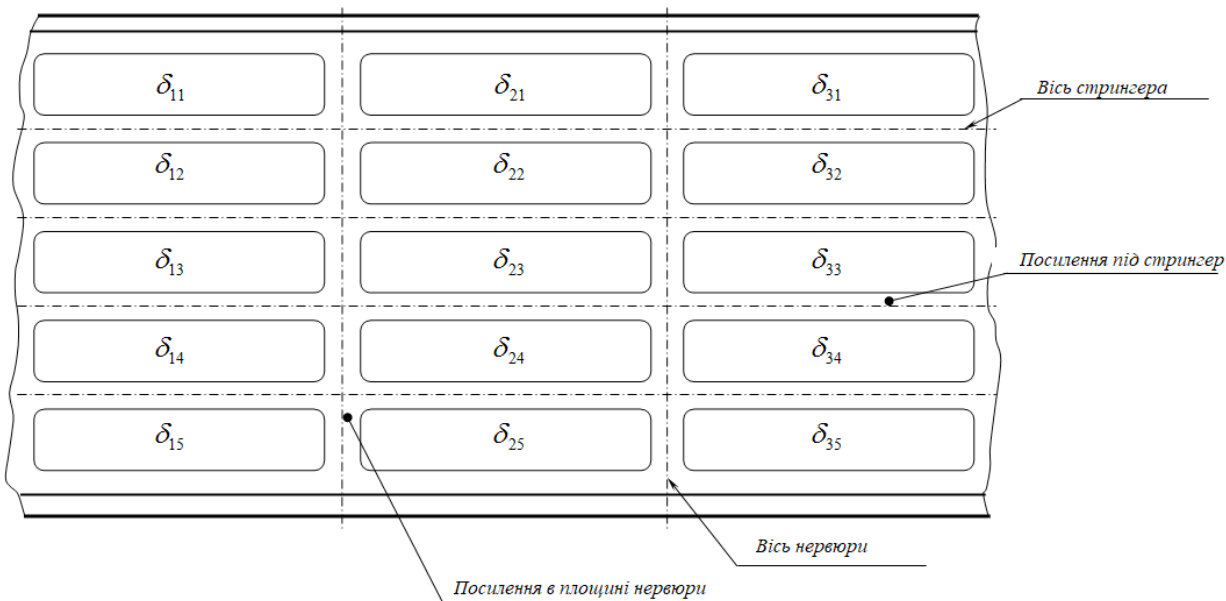


Рис. 16. Ескіз фрагмента типової панелі обшивки.

(δ_{ij} - місцева товщина обшивки)

У регулярних зонах конструкції кесона максимально можлива кількість варіантів товщини обшивки відповідає кількості проміжків, що містяться між двома сусідніми нервюрами і двома сусідніми елементами поздовжнього набору, які надалі називатимемо "зонами постійної товщини обшивки" (ЗПТО). Такий ступінь дискретності товщини обшивки зумовлений технологічними та економічними критеріями (рис. 16).

Зважаючи на відсутність великих градієнтів товщини, для моделювання однієї ЗПТО регулярної зони кесона достатньо одного плоского КЕ (рис. 17). Таким чином, кількість КЕ, що моделюють обшивку кесона в регулярних зонах, приблизно відповідає кількості ЗПТО.

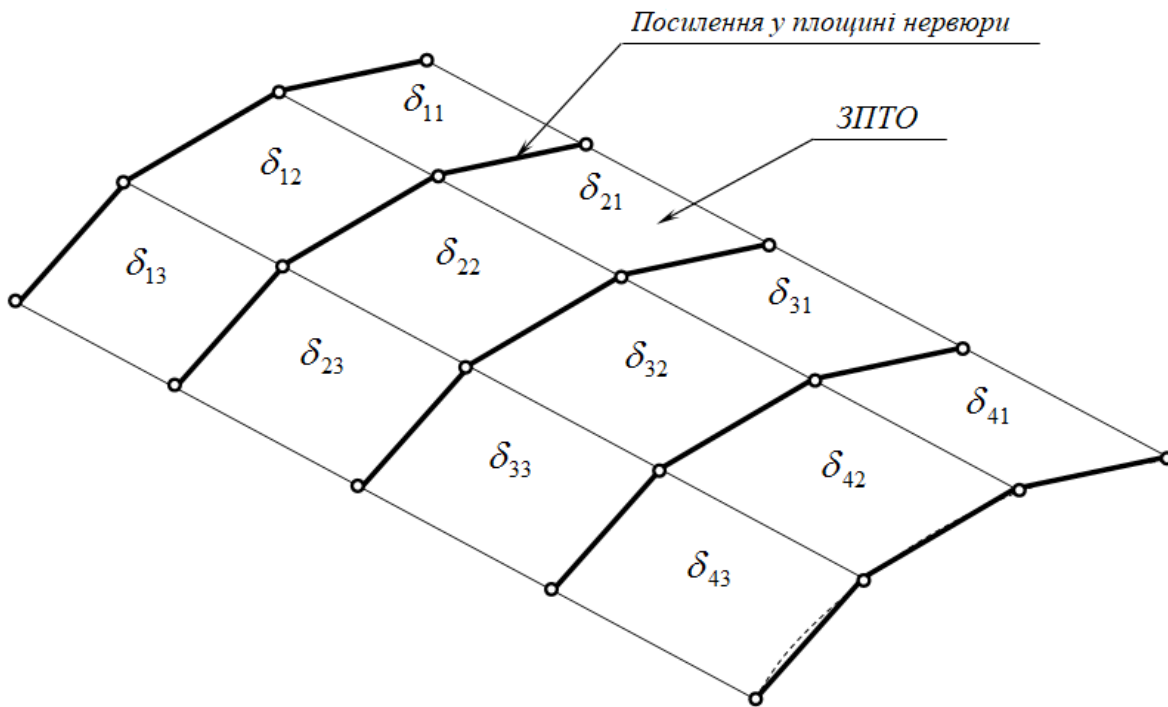


Рис. 17. Структура СЕМ обшивки в регулярній зоні кесона.

Стрингери моделюються у вигляді двох-поясних балок (рис.18), утворених плоскими чотирикутними КЕ, окантованими стрижневими КЕ. Плоскі КЕ забезпечують моделювання стінок стрингерів. Як поздовжні елементи, що окантовують, використовуються стрижневі КЕ, що моделюють "посилення" обшивки в зонах з'єднання зі стрингерами і "шапки" стрингерів.

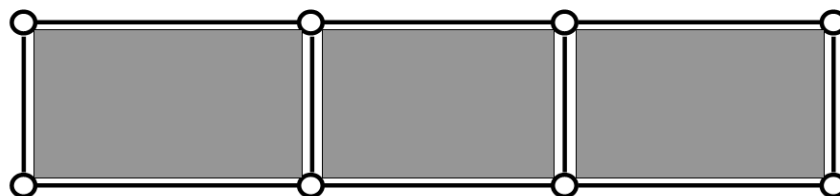


Рис. 18. Модель двох-поясної балки.

В якості окантовувальних елементів використовують умовні стрижневі КЕ, що з'єднують вузли, розташовані на теоретичному контурі крила, з відповідними вузлами, що об'єднують стрижневі КЕ, які моделюють "шапки" стрингерів. Поперечні окантовувальні елементи, що забезпечують моделювання підсилень стінок стрингерів у місцях кріплення кінц, розташовані тільки в площинах звичайних і додаткових нервюр. Осі стрижневих КЕ, що моделюють посилення під стрингери, розташовані на теоретичному контурі крила, а осі стрижневих КЕ, що моделюють "шапки" стрингерів, проходять через центри ваги "шапок" (рис. 19):

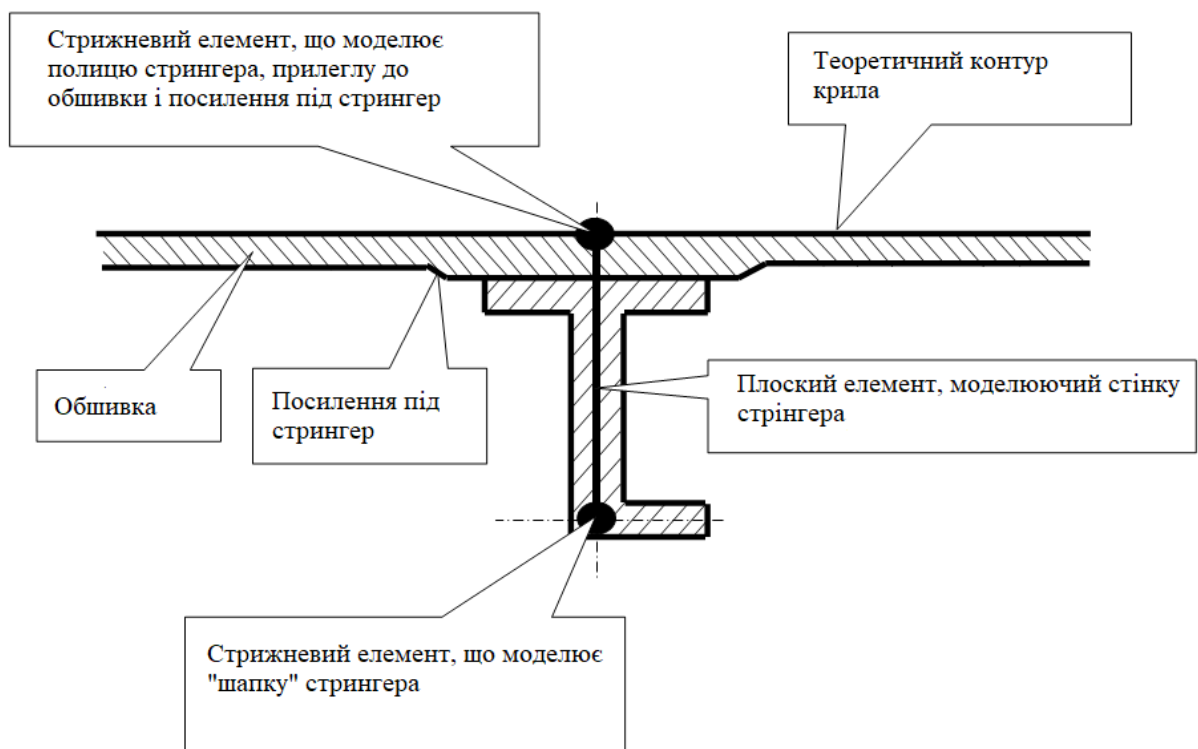
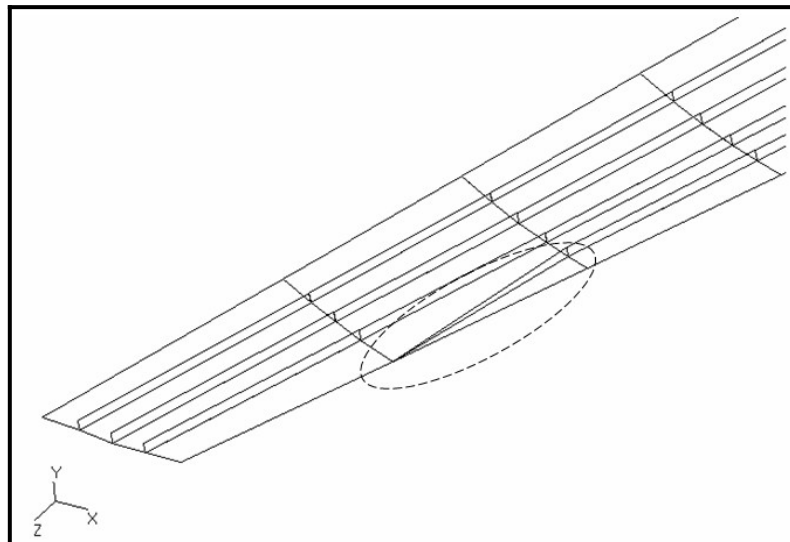


Рис. 19. Моделювання перерізу стрингера.

Моделювання стрингерів у вигляді двох-поясних балок дає змогу використовувати стрижневі КЕ, що мають умовно круглий переріз, що позбавляє від необхідності вводити в модель спеціальні вузли орієнтації.

Внаслідок значного звуження консольних частин кесона крила, частина стрингерів не доходить до торцевих нервюр відповідних відсіків кесона, закінчуючись на проміжних нервюрах, де формуються, так звані, "закінчення" стрингерів. На розрахунковій моделі кожне закінчення формується шляхом з'єднання стрижневих КЕ, що моделюють посилення під стрингер, і стрижневих КЕ, що моделюють "шапку" стрингера, з одним із найближчих вузлів СЕМ наступної нервюри, що знаходиться на теоретичному контурі крила. Ділянка обшивки між нервюрою, на якій закінчується стрингер, і наступною нервюрою формується, відповідно, з трикутної і чотирикутної панелей. Стінка стрингера в зоні закінчення не



моделюється (рис. 20):

Рис. 20. Структура СЕМ у зоні закінчення стрингера.

СЕМ переднього і заднього лонжеронів містять такі елементи (рис. 21):

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

Структурно моделі лонжеронів розділені на окремі ділянки (шпації), обмежені вертикальними стрижневими КЕ, розташованими в площинах нервюр і додаткових перерізів, призначених для підвищення дискретності розрахункової моделі в зонах з'єднання центроплана з фюзеляжем і стику консолі з центропланом.



Своєю чергою, стінки лонжеронів у межах кожної шпації розділені по вертикалі на 3 рівні ділянки. При цьому поздовжні окантовувальні стрижневі КЕ між зазначеними ділянками відсутні. Стійки лонжеронів не моделюються, за винятком міжнерв'юрних прольотів, що містять додаткові перерізи.

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

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

Усі стрижневі та плоскі КЕ, що моделюють обшивку, стрингери, лонжерони і поздовжні стики повинні сприймати згинальні навантаження (елементи типу "Bar" і "Plate" в 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, спричиненій деформацією кесона. Конструктивно типові нервюри можуть бути збірними і монолітними. Збірні нервюри складаються з деталей, з'єднаних за допомогою заклепок. Монолітні нервюри являють собою цілісну конструкцію, що формується за допомогою фрезерування.

Модель збірної нервюри (рис. 22) містить у собі такі основні елементи:

- стрижневі КЕ, що моделюють пояси нервюри;
- стрижневі КЕ, що моделюють кінці;
- умовні стрижневі КЕ, призначені для окантовки чотирикутних КЕ, що моделюють стінки стрингерів, з метою передавання навантажень з моделей кінців на моделі стінок стрингерів;
- стрижневі КЕ, що моделюють стійки нервюр;
- чотирикутні КЕ, що моделюють компенсатори;
- плоскі КЕ, що моделюють стінки нервюри.

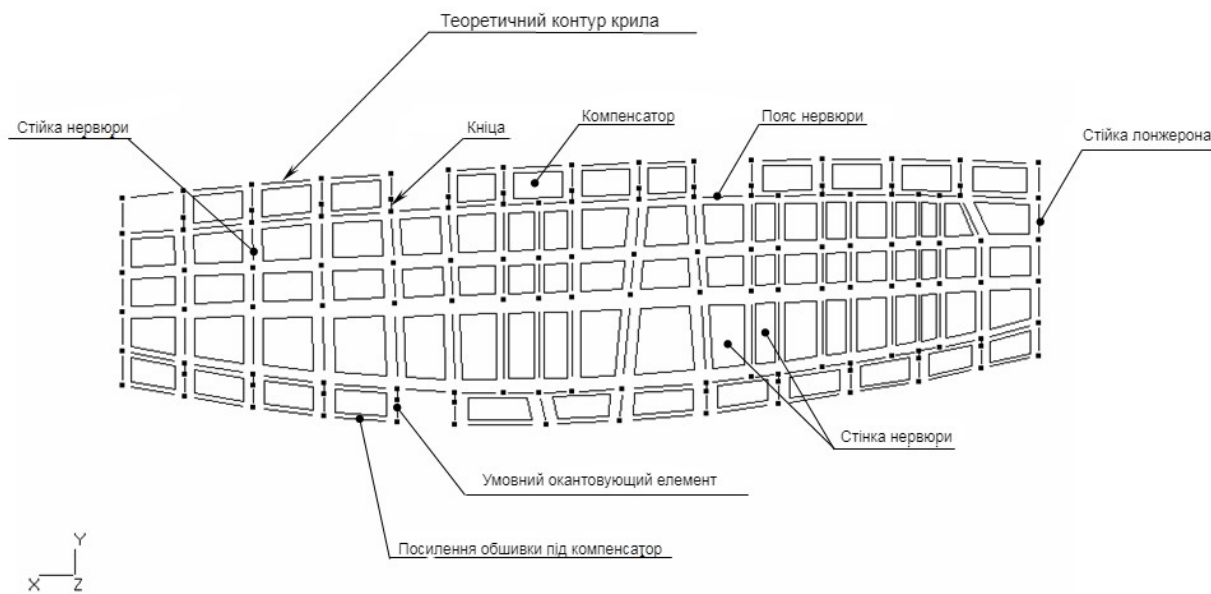


Рис. 22. СЕМ збірної нервюри (для наочності КЕ стиснуті).

Кількість і розташування стрижневих КЕ, що моделюють стійки збірних нервюр, здебільшого визначаються необхідністю передавання навантажень із кінців на стінки, і не скрізь відповідають їхній реальній кількості та розташуванню. При цьому сумарна жорсткість КЕ, що моделюють стійки, визначається, виходячи з сумарної жорсткості стінок модельованих нервюр. Кількість і розташування чотирикутних КЕ, що моделюють компенсатори, здебільшого відповідають їхній кількості та розташуванню на модельованих нервюрах.

Кожна модель компенсатора розташовується в площині відповідної нервюри в проміжку, утвореному двома сусідніми стрингерами, теоретичним

контуром крила і поясом нервюри, і містить два вузли, розташовані на теоретичному контурі, і два вузли, розташовані на поясі нервюри (рис. 23).

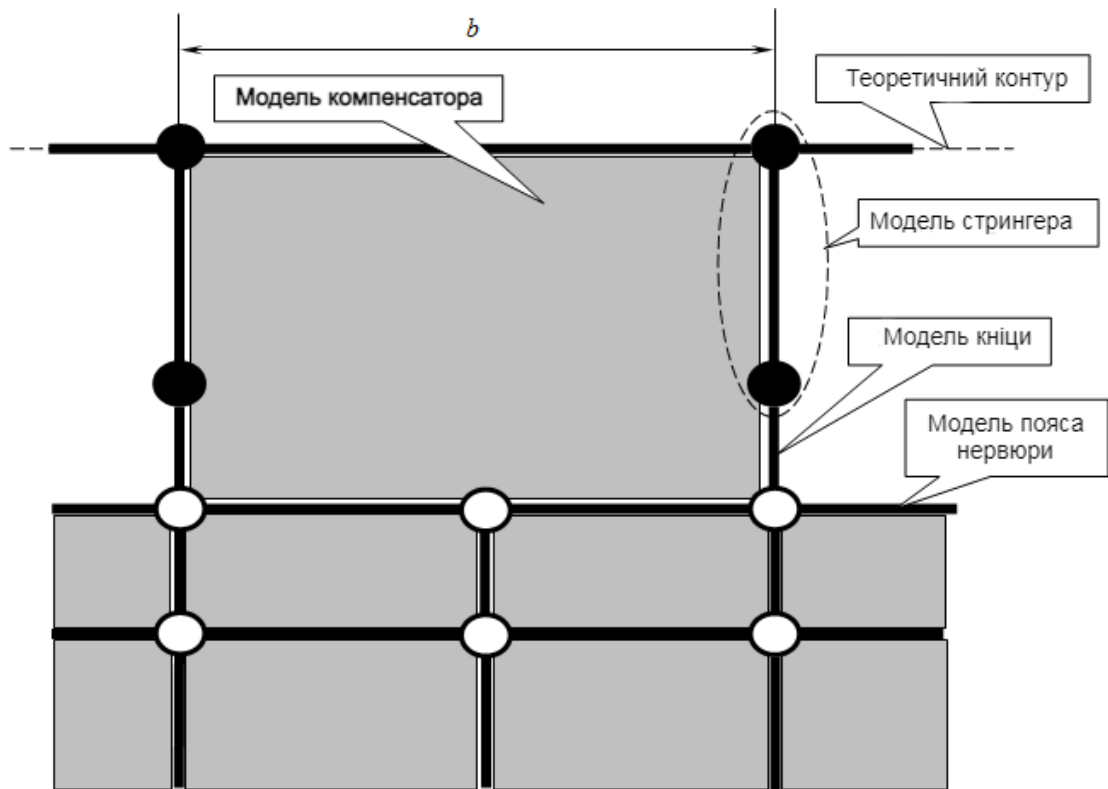


Рис. 23. Принцип моделювання компенсатора.

На відміну від інших елементів конструкції, кінці та компенсатори моделюються відповідно за допомогою стрижневих КЕ, які працюють тільки на розтягнення-стиснення (у системі MSC.Nastran елементи типу "Rod"), і чотирикутних КЕ, які працюють тільки на зсув (у системі MSC.Nastran елементи типу "Shear Panel"). Це зумовлено тим, що в реальній конструкції кінці працюють тільки на растяжение $\&$ сжатие, а компенсатори тільки на зсув, оскільки закріплені відповідно на стрингерах і обшивці.

З метою підвищення дискретності моделі, всі ділянки стінок нервюр, укладені між стійками, додатково розділені по вертикалі на три окремі плоскі СЕМ, між якими немає додаткових окантовувальних стрижневих СЕМ. Поділ СЕМ стінок нервюр за висотою зумовлений необхідністю більш точного аналізу розподілу дотичних напружень, особливо в зонах кріплення кронштейнів навішування елеронів і елементів механізації крила.

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

4.2 Структура скінченно-елементної моделі від'ємної частини кесона крила

Формування СЕМ відсіку кесона, а також розрахунок і аналіз напружено-деформованого стану здійснювалися за допомогою розрахункового програмного комплексу MSC.Nastran. При цьому призначення координат вузлів, а також вибір скінченних елементів і задання їхніх властивостей здійснювалися в інтерактивному режимі, з використанням стандартної бібліотеки скінченних елементів MSC.Nastran.

Як матеріал конструкції використано алюмінієвий сплав Д16Т, чий параметри наведено в таблиці 10.

Таблиця 10.

Модуль упругості кГ/мм ²	Модуль сдвига кГ/мм ²	Коефіцієнт Пуассона	Удельный вес кГ/м ³
7200	2700	0.3	2700

З урахуванням розмірностей, у яких задавалися параметри матеріалу, значення координат вузлів задаються в міліметрах, а величини силових чинників у кГ ("кілограмах/сили").

Оскільки обсяг бакалаврського проекту не дає змоги провести детальний аналіз ПДВ конструкції кесона крила, досліджена СЕМ має спрощену структуру, що включає спрощені моделі обшивки, лонжеронів і нервюру.

Лонжерони і металевий носок є основними силовими елементами поздовжнього набору консолю розчалочного крила біпланної схеми. Вони працюють на розтягнення, стиснення і зсув. Тому для моделювання обшивки носових частин консолей використовували скінченні елементи типу "Plate", які сприймають розтягувальні, стискальні навантаження, а також зсувні навантаження і згинальні моменти.

Спрощені СЕМ лонжеронів містять моделі поясів, стінок і стійок. Пояси лонжеронів приймають на себе розтягувальні та стискальні навантаження, викликані дією згинального моменту від підйомної сили крила. Тому для моделювання поясів лонжеронів використано стрижневі елементи типу "Bar", які сприймають розтягувальні, стискальні навантаження, а також крутіння і згинальні моменти. Крім того, пояси лонжеронів забезпечують сприйняття крутного моменту M_z .

Стінками лонжеронів передається, у вигляді перерізальних сил, підйомна сила крила. Тому для моделювання стінок лонжеронів використовували скінченні елементи типу "Plate", які сприймають розтягувальні, стискальні навантаження, а також зсувні навантаження і згинальні моменти. Спрощені моделі стінок не діляться за висотою.

Стійки стінок лонжеронів забезпечують стійкість стінок під дією зсувних навантажень. Під час взаємодії зі стінкою стійки зазнають згинальних навантажень. Тому для їх моделювання використано стрижневі елементи типу "Bar". Моделі стійок розташовуються тільки в площинах нервюр.

Спрощені моделі нервюр включають моделі стінок і стійок. Оскільки консолі крила розчалочного біплана мають спрощену конструкцію, в якій нервюри виконано у вигляді суцільноштампованих елементів, у СЕМ ВЧК моделі поясів нервюр і підсилень обшивок у зоні кріплення нервюри об'єднано, вони являють собою послідовно сполучені стрижневі КЕ типу "Bar". Книці та компенсатори не моделюються.

Стінки нервюр сприймають і передають нормальні та зсувні навантаження від дії аеродинамічних сил. Тому для їхнього моделювання використовували кінцеві елементи типу "Plate", які сприймають розтягувальні, стискальні навантаження, а також зсувні навантаження і згинальні моменти. Спрощені моделі стінок не діляться за висотою.

Стійки нервюр забезпечують стійкість стінок під дією стискаючих і зсувних навантажень. Під час взаємодії зі стінкою і поясом нервюри стійки

зазнають згинальних навантажень. Тому для їхнього моделювання використано стрижневі елементи типу "Bar", що працюють на загальний НДС.

Структура СЕМ ВЧК наведена на рис. 24, 25.

При визначенні жорсткісних параметрів СЕМ використовувалися результати розрахунку жорсткісних параметрів, наведені в Розділі 3.3. Товщину обшивки вздовж хорд міжнервюрних прольотів прийнято постійними. Уздовж розмаху товщина обшивок змінюється за ступінчастим законом, з кроком 0.5 мм.

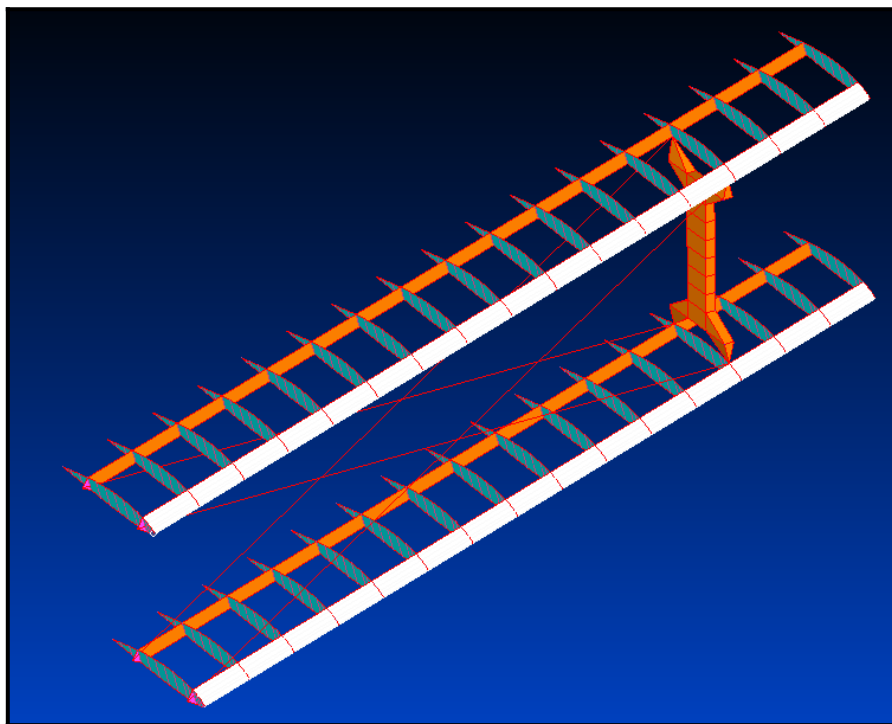


Рис. 24. Загальний вигляд структури СЕМ біпланної коробки

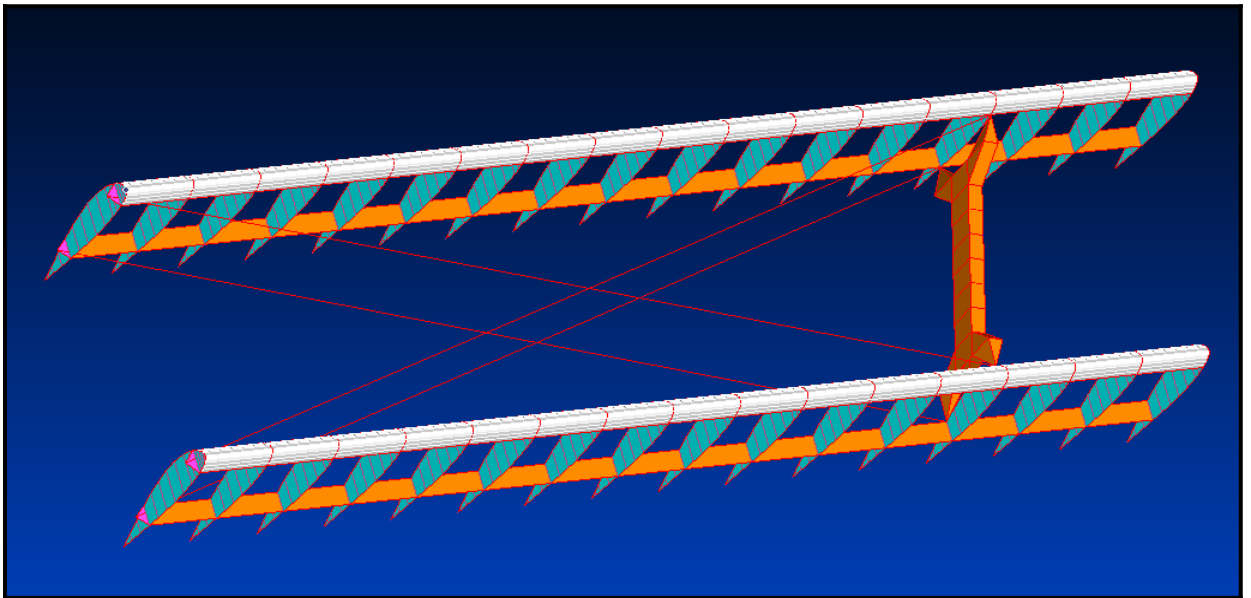


Рис. 25. Структура СЕМ біпланної коробки (вид спереду)

4.3 Параметри скінченних елементів

Значення умовних товщин плоских КЕ, що моделюють обшивки і стінки лонжеронів, наведено в таблиці 11.

Таблиця 11.

Параметр	Значення
$\delta_{\text{лонж. пер.}}, \text{ мм}$	3.5
$\delta_{\text{лонж. задн.}}, \text{ мм}$	2.5

Значення площ умовних перерізів стрижневих КЕ, що моделюють стрингери і полиці лонжеронів, наведено в таблиці 12.

Таблиця 12.

Параметр	Значення
$F_{\text{л. верхн.}}, \text{ мм}^2$	390
$F_{\text{л. нижн.}}, \text{ мм}^2$	330

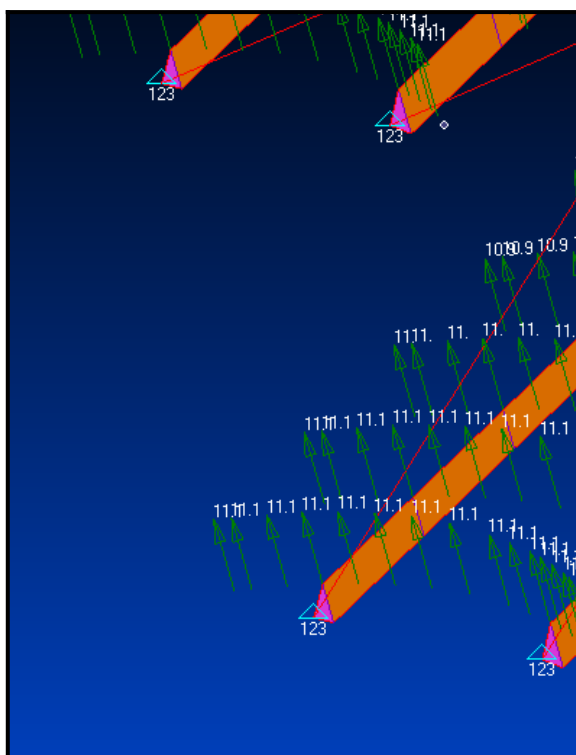
Значення умовних товщин δ плоских КЕ, що моделюють стінки нервюр, і площ умовних перерізів стрижневих КЕ, що моделюють пояси і стійки, наведено в таблиці 13.

Таблиця 13.

Параметр	Значення
$\delta_{\text{стенки, мм}}$	2.0
$F_{\text{пояса, мм}^2}$	100
$F_{\text{стойки, мм}^2}$	50

4.4 Умови закріплення моделі.

Граничні умови задано для вузлів, що входять до складу умовних моделей кронштейнів, за допомогою яких консолі кріпляться до фюзеляжу. Оскільки в розчалочному крилі біпланної схеми не передбачено передавання згинального моменту з лонжерона на конструкцію фюзеляжу, граничні умови задано у вигляді обмежень на лінійні переміщення закріплених вузлів (рис.



26):

Рис. 26. Схема накладення граничних умов.

5. Умови навантаження

Аеродинамічні навантаження, що діють на ВЧК, прикладено у верхніх вузлах моделей нервюр і задано у вигляді вертикальних зусиль P_{y_i} . Значення вертикальних зусиль індивідуальні для кожного перерізу і розраховані, виходячи з еліптичного закону розподілу підйомної сили за розмахом ВЧК. Розрахункові значення для верхньої та нижньої консолей наведено в таблицях 14, 15.

Таблиця 14.

$Z_{\text{ВЧК верхн.}}, \text{ мм}$	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000
$P_{y_i}, \text{ кГ}$	11,1	11,0	10,7	10,2	9,6	8,6	7,3	5,3	0

Таблиця 15.

$Z_{\text{ВЧК нижн.}}, \text{ мм}$	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	7500
$P_{y_i}, \text{ кГ}$	11,1	11,0	10,7	10,2	9,4	8,3	6,7	4	0

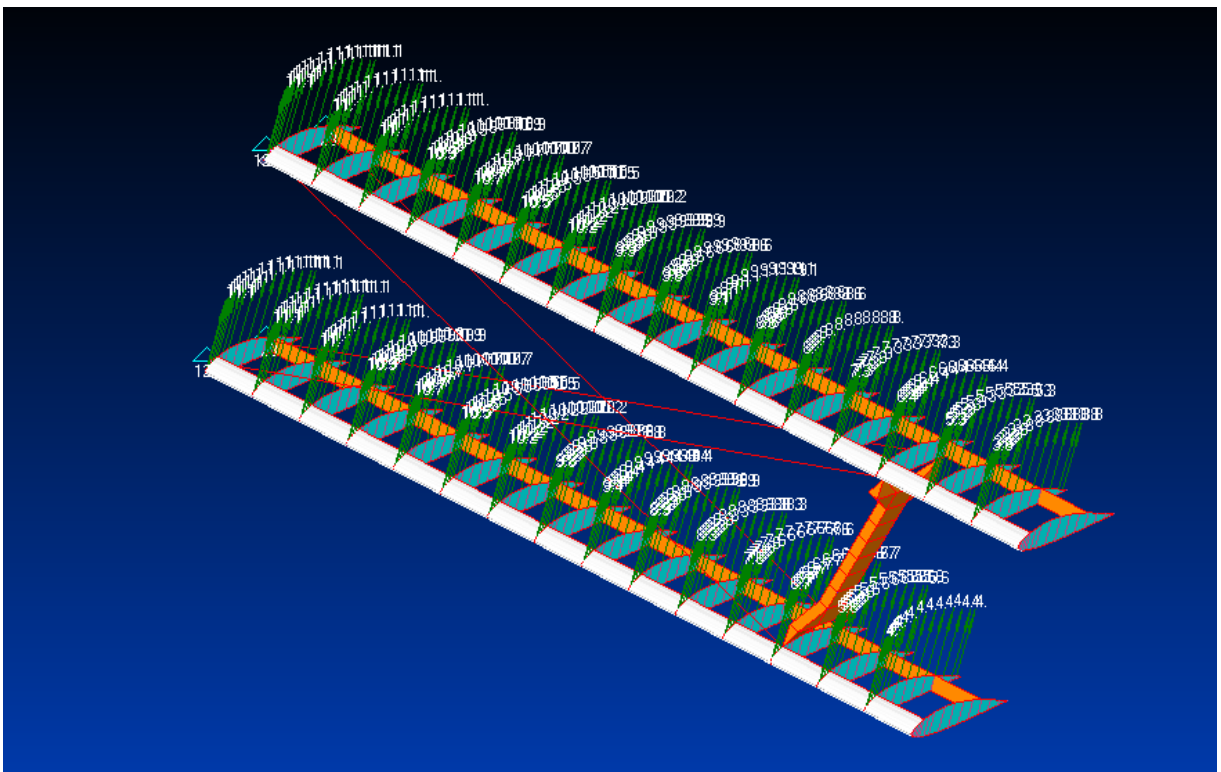


Рис. 27. Схема прикладання аеродинамічних навантажень

Розподіл аеродинамічного тиску вздовж хорди перерізу моделювали кількістю вузлів на одиницю довжини.

Сили аеродинамічного опору не моделювалися (рис. 27).

6. Аналіз результатів розрахунку напружено-деформованого стану від'ємної частини крила за методом скінченних елементів

Результати розрахунку ПДВ ВЧК за МСЕ подано у вигляді епюр розподілу нормальних і дотичних напружень у силових елементах конструкції. Окремо вказуються величини максимальних напружень і місця їх локалізації.

6.1 Аналіз напружень у носках консолей.

Результати розрахунку ПДВ у носках ВЧК подано у вигляді епюр нормальних і дотичних напружень на рис. 28÷30.

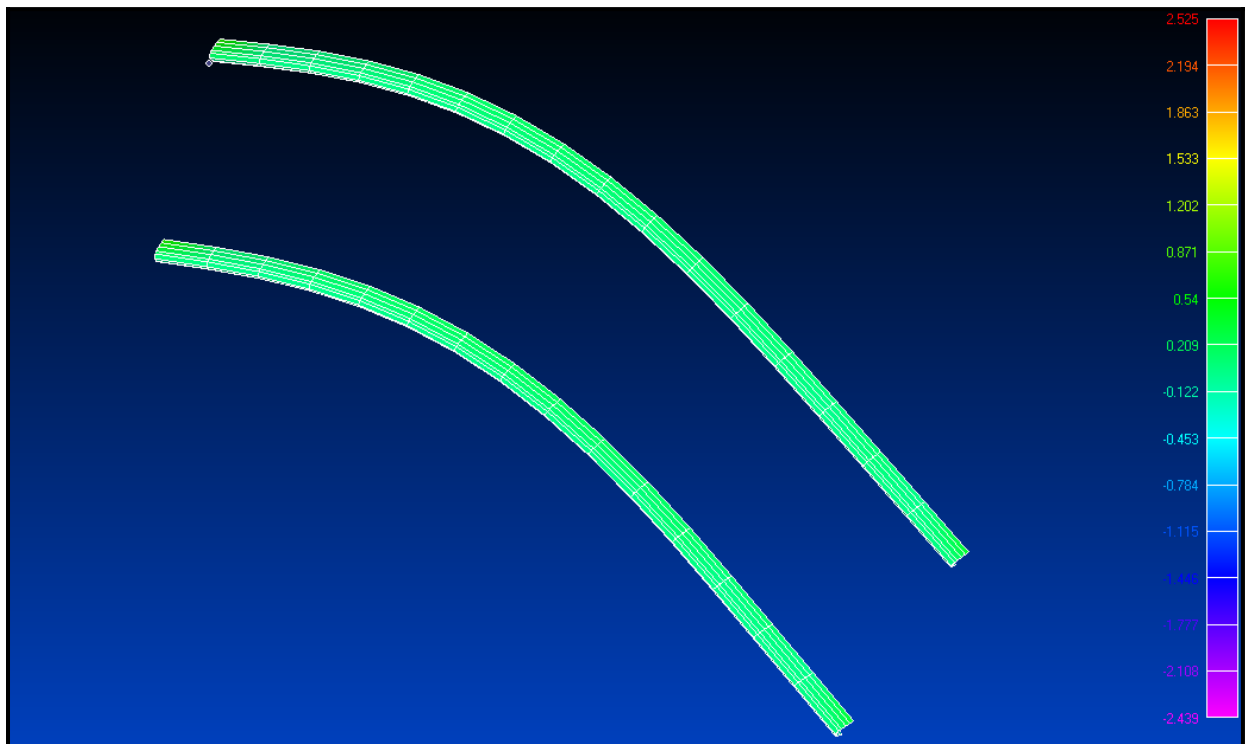


Рис. 28. Розрахункова епюра нормальних напружень у верхній частині носків

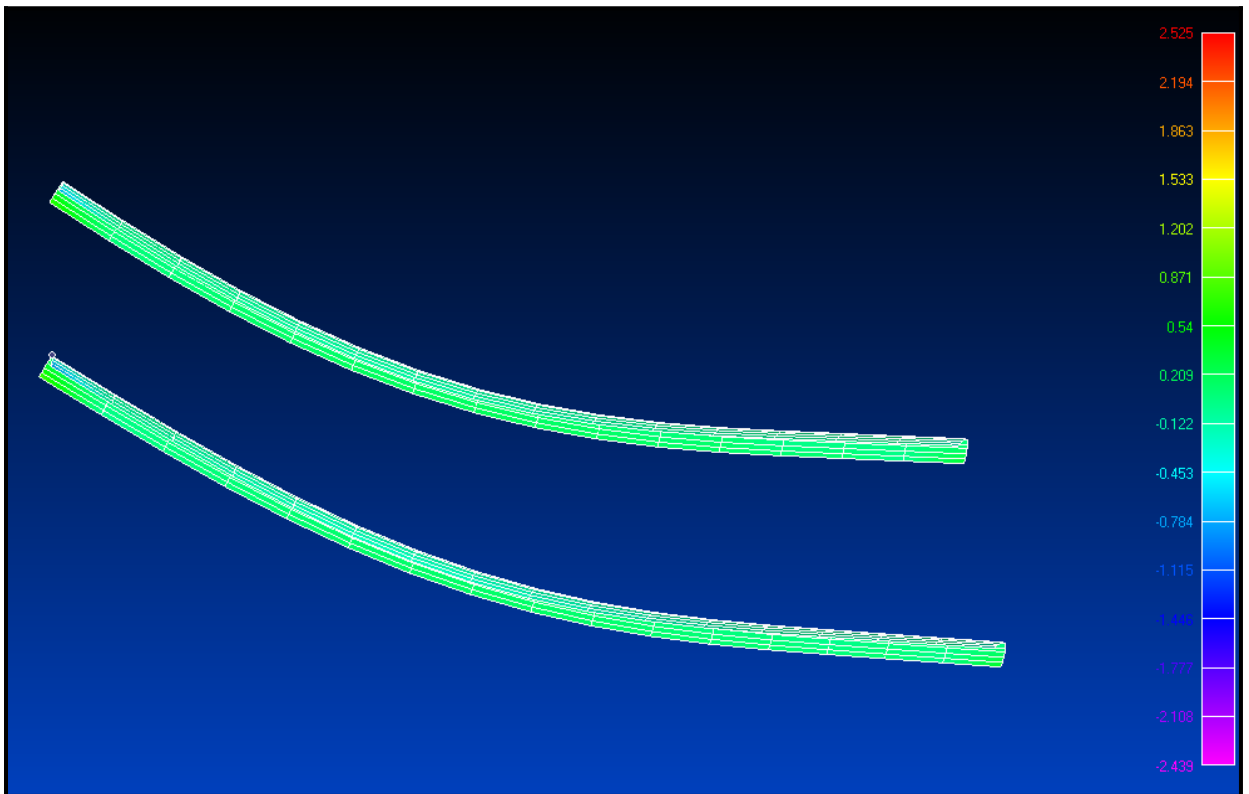


Рис. 29. Розрахункова епюра нормальних напружень у нижній частині носків.

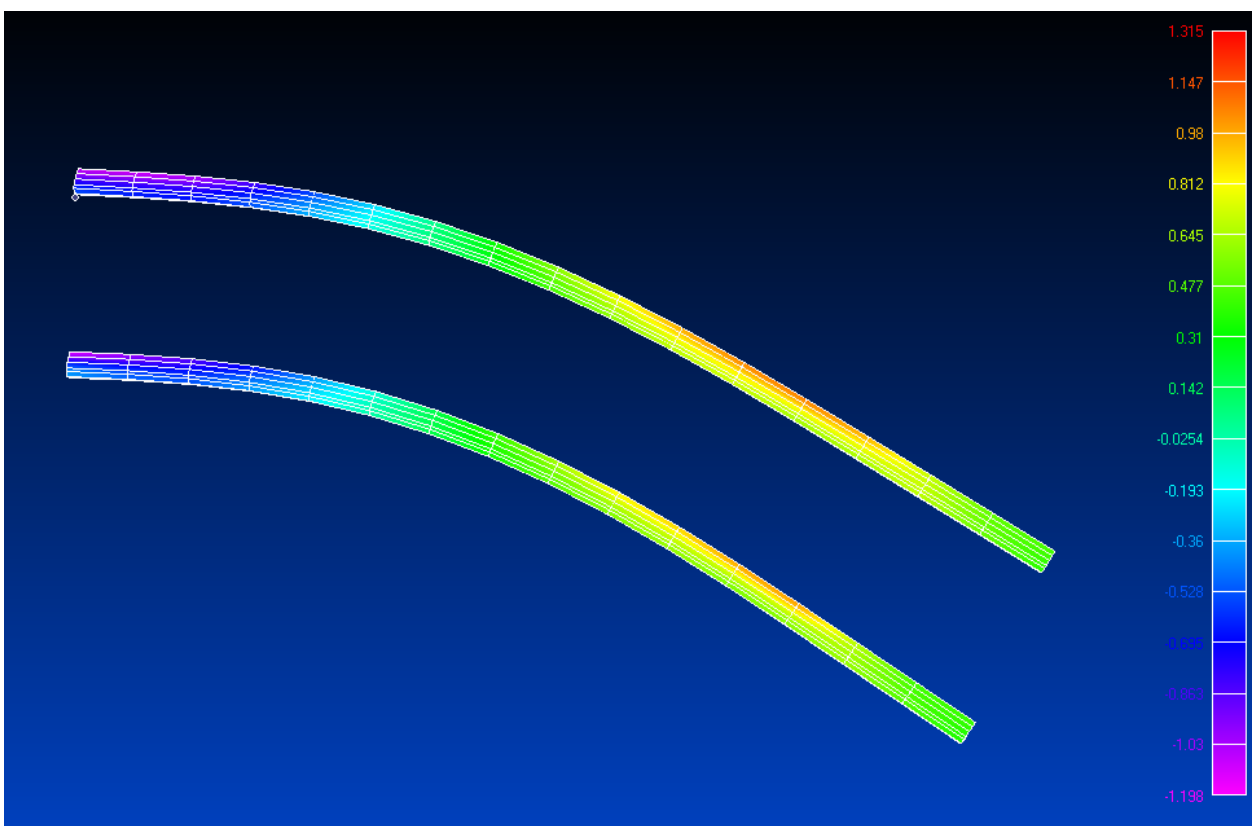


Рис. 30. Розрахункова епюра дотичних напружень у носках консолей.

Максимальні значення нормальних напружень локалізовані в найбільших згинальних моментах і дорівнюють, відповідно, $3,54\text{кГ/мм}^2$ для розтягнутої зони і -2.7кГ/мм^2 для стиснутої.

Максимальні абсолютні значення дотичних напружень локалізовані в проміжку між 5-ю та 6-ю нервюрами ВЧК і становлять 1.32кГ/мм^2 .

6.2 Аналіз нормальних напружень у розчалках

Результати розрахунку ПДВ розчалок ВЧК подано у вигляді епюр нормальних напружень на рис. 31.

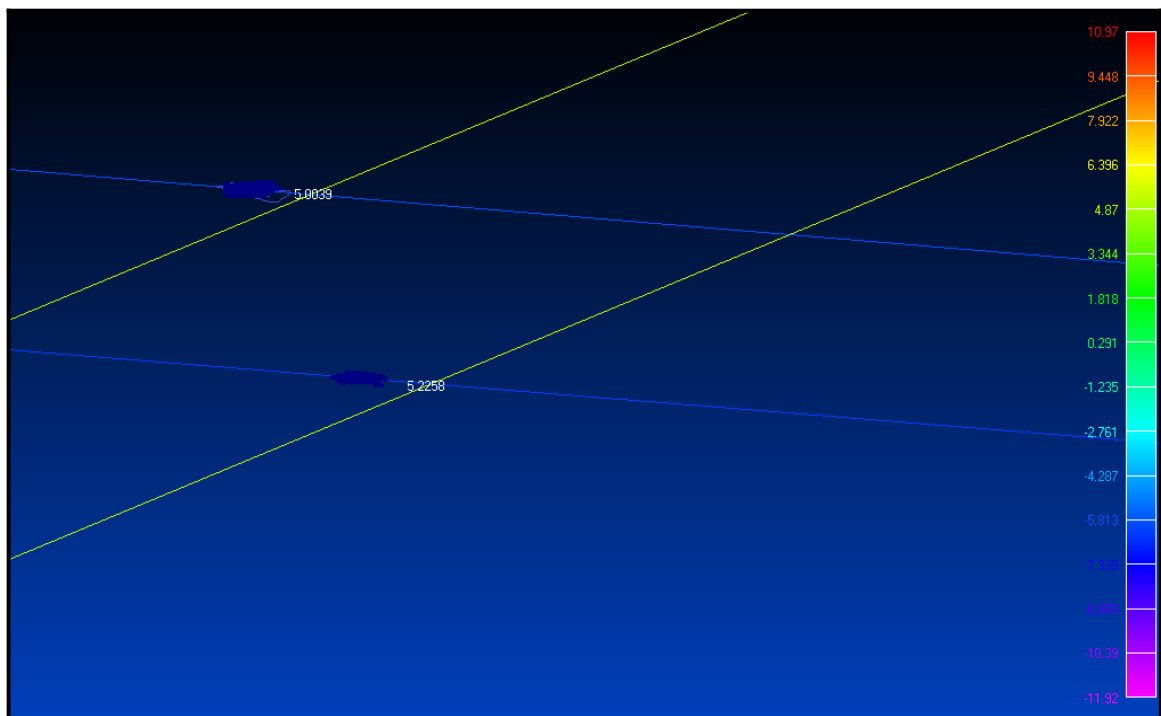


Рис. 31. Нормальні напруження в нижніх розчалках

Максимальні напруження в нижніх розчалках дорівнюють 5.23кГ/мм^2 . Напруги у верхніх розчалках не враховували, оскільки вони не працюють на стиснення.

6.3 Аналіз напружень у лонжеронах

Результати розрахунку НДС передніх і задніх лонжеронів верхньої та нижньої ВЧК подано у вигляді епюр нормальних і дотичних напружень на рис. 32÷34.

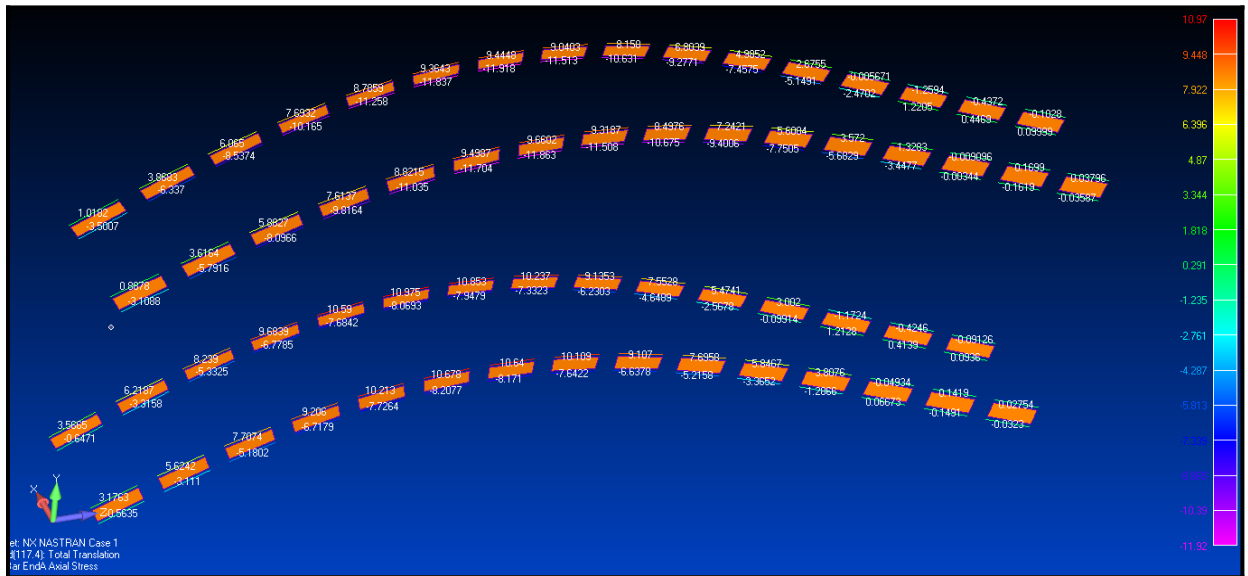


Рис. 32. Розрахункова епіюра нормальних напружень у поясах лонжеронів.

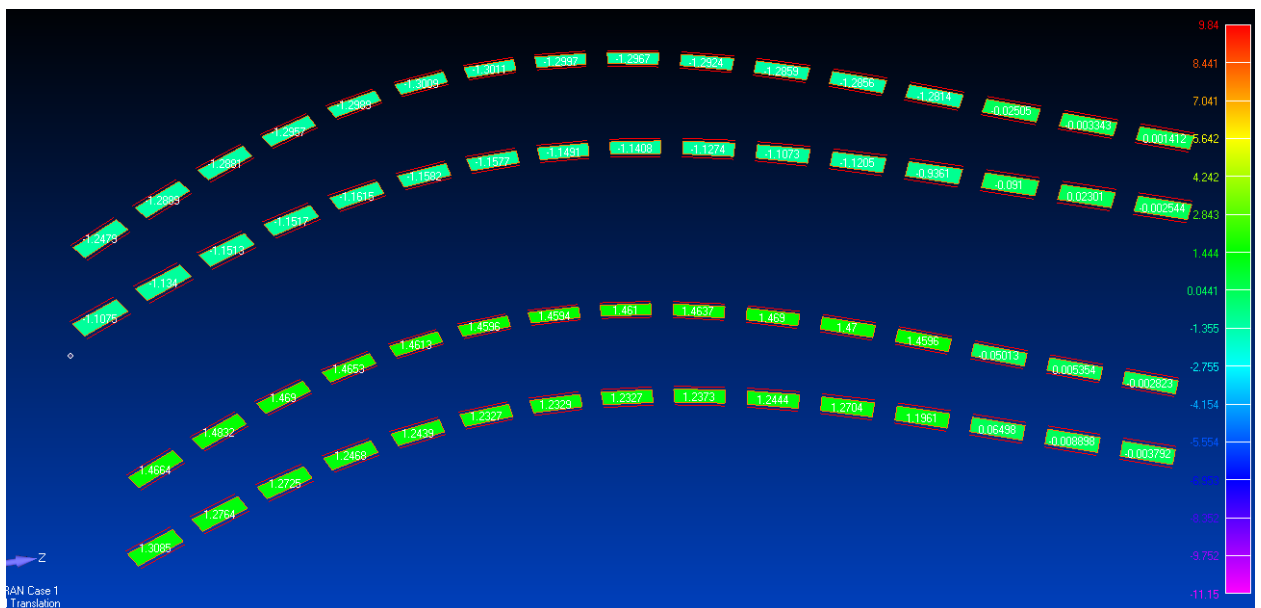


Рис. 32. Розрахункова епіюра нормальних напружень у стінках лонжеронів.

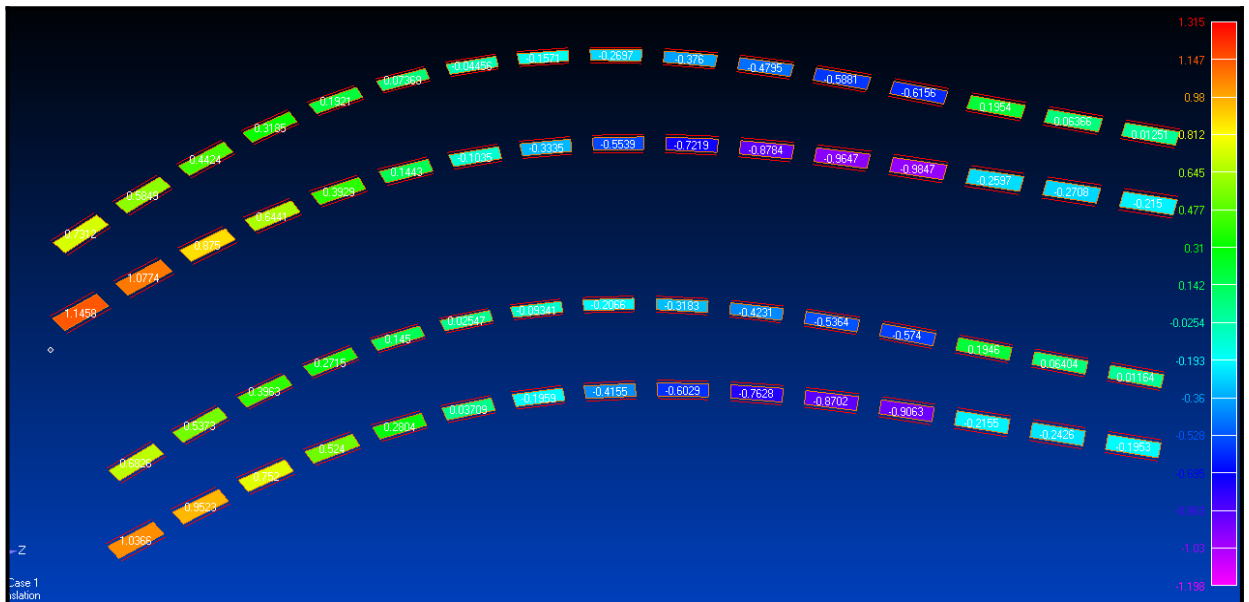


Рис. 34. Розрахункова епіюра дотичних напружень у стінках лонжеронів.

Максимальні значення нормальних напружень локалізовані в поясах лонжеронів, у зоні максимального згинального моменту, і становлять, відповідно, 10.98 кГ/мм² у нижньому ВЧК та -11.92 кГ/мм² у верхньому ВЧК.

На відміну від нормальних напружень, максимальні дотичні напруження локалізовані в стінках лонжеронів, у кореневій зоні ВЧК, оскільки там реалізуються максимальні значення сил, що перерізують. Максимальні абсолютні значення дотичних напружень локалізовані в стінці переднього лонжерона верхнього ВЧК і становлять 1.15кГ/мм², що досить добре узгоджується з результатами інтегрального розрахунку, наведеними в Розділі 3.4.

6.4 Аналіз напружень у нервюрах.

Результати розрахунку НДС нервюр ВЧК подано у вигляді епюр нормальних і дотичних напружень на рис. 35÷37. Аналіз НДС нервюр проведено з метою оцінювання їхньої стійкості до навантажень, прикладених до конструкції ВЧК, оскільки втрата стійкості нервюр призвела б до

перерозподілу навантажень у конструкції, що не дало б змоги коректно аналізувати НДС елементів поздовжнього набору.

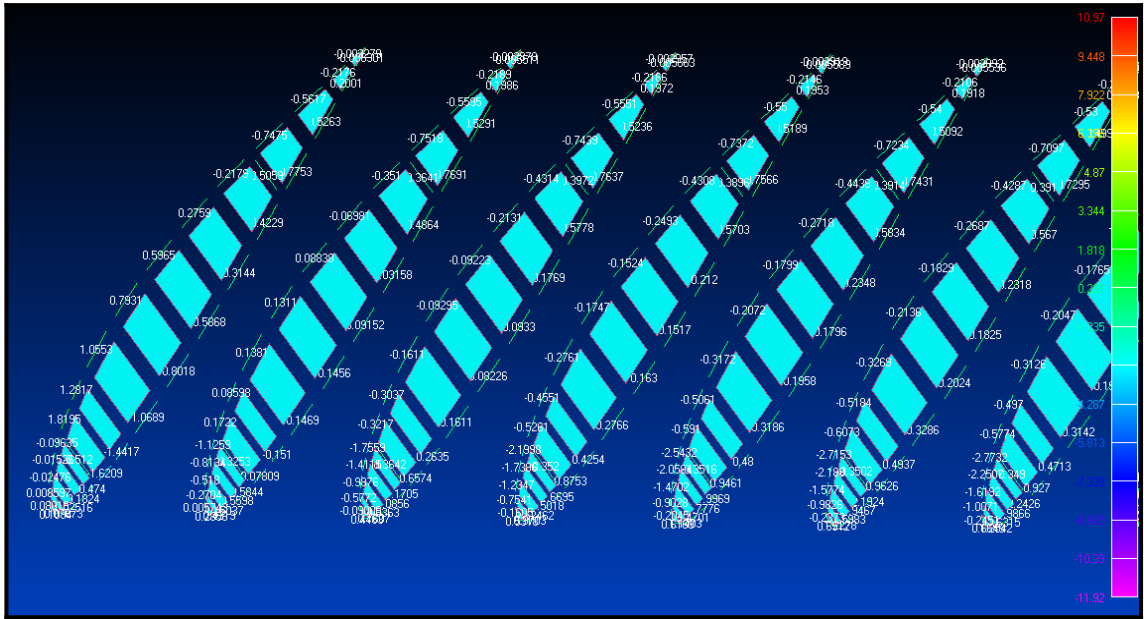


Рис. 35. Розрахункова епіюра нормальних напружень у поясах нерв'юру.

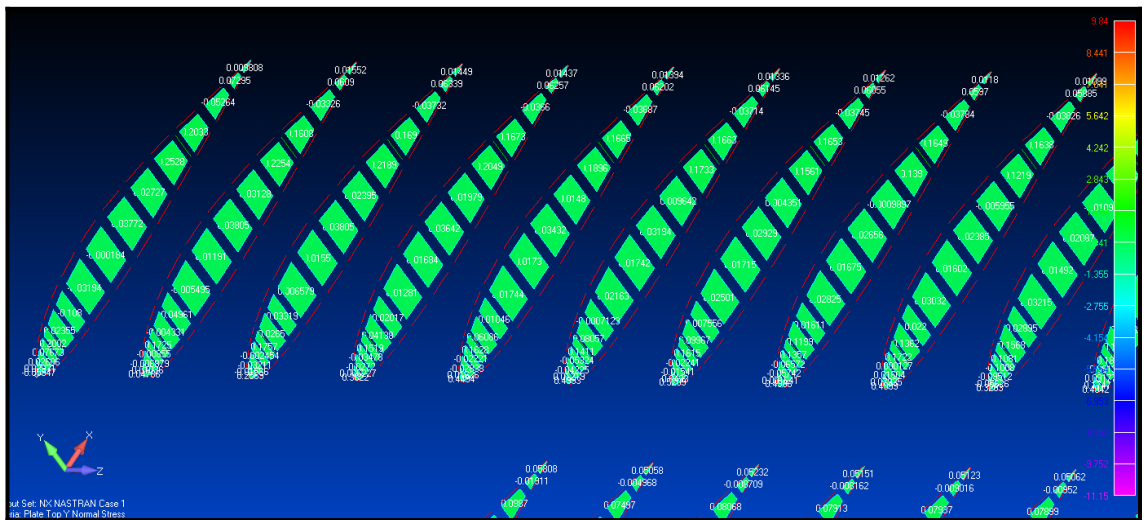


Рис. 36. Розрахункова епіюра нормальних напружень у стінках нерв'юру.

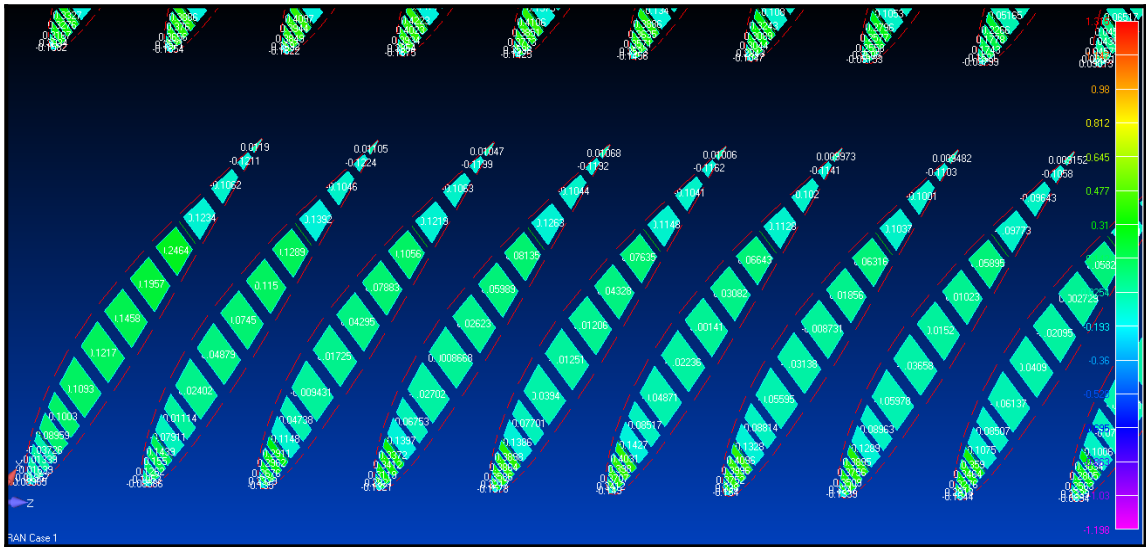


Рис. 37. Розрахункова епіюра дотичних напружень у стінках нервюра.

Максимальна напруга, що розтягує, прикладена до верхнього поясу і становить 1.8кГ/мм^2 . Максимальне стискаюче напруження прикладено до нижнього поясу і становить -1.3кГ/мм^2 . Абсолютне значення дотичного напруження в стінці нервюри становить 0.5кГ/мм^2 .

Таким чином, максимальні напруження в СЕМ нервюр не перевищують допустимих значень для обраного матеріалу, зазначених у Розділі 3.3. Отже, розрахункові значення напружень у СЕМ елементів поздовжнього набору можуть бути використані для оцінки відповідності їхніх параметрів умовам міцності авіаційних конструкцій.

6.5 Аналіз деформацій.

Результати розрахунку деформацій конструкції ВЧК представлено у вигляді епіюри абсолютних переміщень елементів СЕМ на рис. 38.

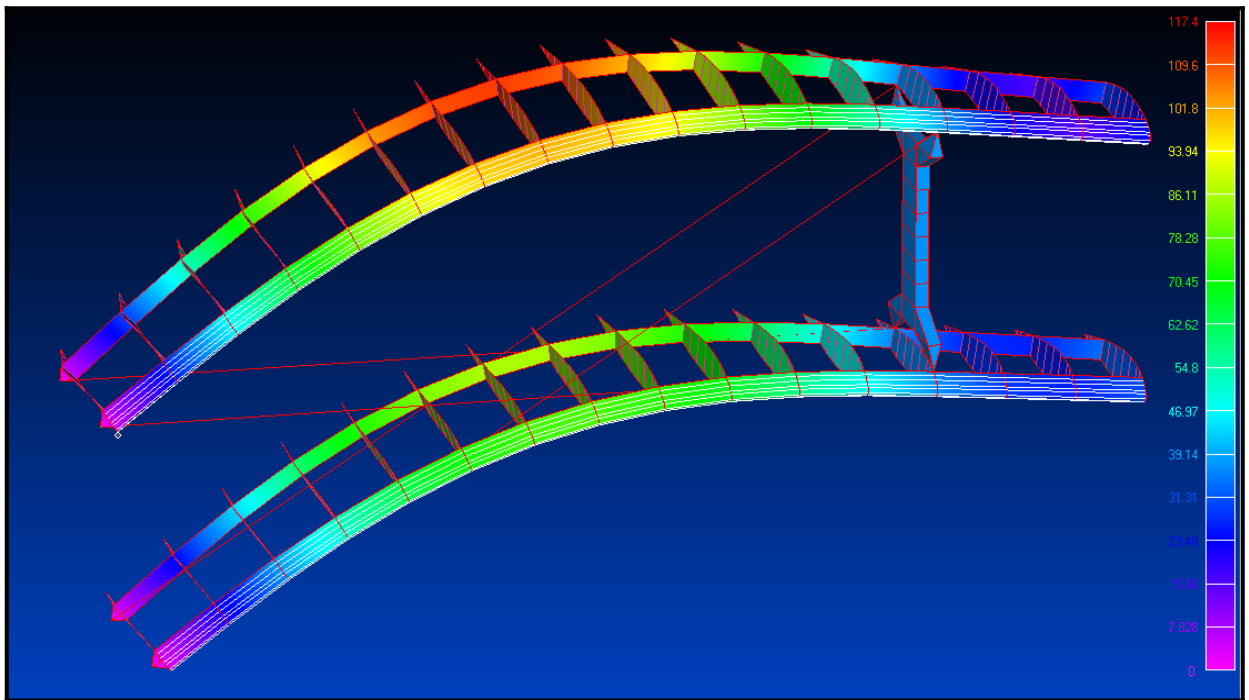


Рис. 38. Розрахункова еюра деформацій конструкції ВЧК.

Максимальні розрахункові значення вертикальних деформацій локалізовані в зоні максимального згинального моменту і становлять $\Delta Y = 117$ мм, що практично не впливає на аеродинамічні характеристики.

6.6 Висновок

На підставі аналізу розрахункових напружень у структурі СЕМ ВЧК, представлених у вигляді еюр на рис.28÷34, можна зробити такі висновки:

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

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

Ан-2:

1. Ан-2, Вікіпедія (<https://uk.wikipedia.org/wiki/Ан-2>).
2. Сайт ДП “Антонов”; Ан-2 /Багатоцільовий літак. Рік першого польоту - 1947. (<http://www.antonov.com/aircraft/antonov-gliders-and-airplanes/an-2>).

Ан-3:

1. Ан-3, Вікіпедія (<https://uk.wikipedia.org/wiki/Ан-3>).
2. Сайт ДП “Антонов”; Ан-3 (<http://www.antonov.com/aircraft/antonov-gliders-and-airplanes/an-3>).

ТВС-2ДТ:

1. ТВС-2ДТ, Вікіпедія ([https://uk.wikipedia.org/wiki/ТВС-2ДТС_\(ЛТС-9\)](https://uk.wikipedia.org/wiki/ТВС-2ДТС_(ЛТС-9))).

Решта

1. Егер С.М. Проектирование самолетов, -М, Машиностроение, 1983, - 616с.
2. Глаголев А.Н., Гильдинов М.Я., Григоренко С.М. Конструкция самолетов, - М, Машиностроение, 1975, -480 с.
3. В.П. Бехтер, В.М. Ржевский, В.Г. Ципенко. Практическая аэродинамика самолета Ту-154М, -М, “Воздушный транспорт”, 1997, -228 с.
4. С.Н. Кан, И.А. Свердлов. Расчет самолета на прочность. ⚔ М.: Машиностроение, 1966. 481 с.