

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

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

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

ЖИРЯКОВ ДМИТРО ЮРІЙОВИЧ

УДК 629.735.33.024.3.01:004.896

## ДИСЕРТАЦІЯ

### МЕТОД ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ТА КОНСТРУЮВАННЯ З'ЄДНАНЬ СИЛОВИХ НЕРВІЮР З МОНОЛІТНИМИ ПАНЕЛЯМИ КРИЛА ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ


Спеціалізація - проектування, виробництво та випробування літальних апаратів

Наукова спеціальність - 134 – авіаційна та ракетно-космічна техніка

Галузь знань 13 – механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

 Д.Ю. Жиряков

Науковий керівник – Гребеніков Олександр Григорович, доктор технічних наук,  
професор

Харків – 2024

## АНОТАЦІЯ

*Жиряков Д.Ю.* Метод інтегрованого проектування та конструювання з'єднань силових нервюр з монолітними панелями крила літака транспортної категорії. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 05.07.02 «Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів» (134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка). – Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, 2024.

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню науково-технічного завдання розроблення методу інтегрованого проектування та конструювання з'єднань силових нервюр з монолітними панелями крила літака транспортної категорії для підвищення ефективності вітчизняних літаків транспортної категорії. Вибір мети зумовлено потребою нових наукових розробок та розроблення нових методів проектування, конструювання, виробництва та випробування літаків транспортної категорії.

Проведено аналіз методів проектування крила літака транспортної категорії з урахуванням допустимого руйнування. Проаналізовано методи проектування силової нервюри крила та розглянуто особливості проектування з'єднань силових елементів нервюри та монолітної панелі. Проаналізовано вплив механізації крила на його аеродинамічні характеристики та навантаження. Відзначено значний вплив відхилення механізації крила на аеродинамічні характеристики крила та навантаження, що показує важливість урахування аеродинамічних характеристик механізованого крила при розрахунку втомних спектрів навантаження.

Розроблено метод інтегрованого проектування з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила за допомогою параметричної моделі відсіку консолі крила з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE. Параметричне моделювання виконано із застосуванням комп'ютерно-інтегрованої системи Siemens NX.

Розроблено метод прототипування при проектуванні конструкцій літака з використанням 3D принтера і технології FDM.

Освоєно та впроваджено нові методи розрахунку аеродинамічних характеристик та навантаження крила при відхиленні механізації крила, визначення як загального так і локального напружено-деформованого стану елементів конструкції крила за допомогою чисельних методів (скінченоелементних методів), що дає можливість отримати як автоматизовану зміну параметрів розрахунків так і більш точні результати розрахунків навантаження.

Наведено результати дослідження локального напружено-деформованого стану з'єднання силової нервюри (до якої кріпляться вузли навішування закрилків та передкрилків) та монолітної панелі крила. Визначено оптимальний радіус заокруглення в зоні локального потовщення з точки зору мінімальної маси та мінімального коефіцієнта концентрації напруги. Показано характер розподілу локального напружено-деформованого стану в зоні болтового з'єднання з урахуванням дії двовісного навантаження та одночасної дії сили, що імітують зсувне навантаження в з'єднанні з радіальним натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$ .

Наукова новизна основних результатів дисертаційної роботи полягає в наступному:

1. **Вперше** розроблено метод інтегрованого проектування з'єднання монолітної панелі з кницями силової нервюри за допомогою параметричної моделі відсіку консолі крила з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE Siemens NX.

2. **Вперше** запропоновано метод прототипування при проектуванні конструкцій літака з використанням 3D принтера і технології FDM.

3. **Удосконалено** метод проектування з'єднання силових нервюр з монолітною панеллю крила з урахуванням зазначеної довговічності. У методиці запропоновано використовувати чисельні методи для визначення аеродинамічних характеристик при різних режимах польоту, які в подальшому будуть

використовуватися для визначення спектру втомних напруг методом скінчених елементів.

4. **Вперше** представлено метод аналізу оптимального радіуса заокруглення в зоні потовщення монолітної панелі з урахуванням мінімальної маси і мінімального коефіцієнта концентрації напруги. Отримані результати запропоновано використовувати для розробки спеціальної фрези для механічної обробки радіусного переходу.

5. **Вперше** запропоновано метод визначення локального напружено-деформованого стану полоси двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в з'єднанні.

Практичну цінність дисертаційної роботи становлять такі основні результати:

1. Проведено аналіз методів проектування крила літака транспортної категорії з урахуванням допустимого руйнування. Проаналізовано методи проектування силової нервюри крила та розглянуто особливості проектування з'єднань силових елементів нервюри та монолітної панелі. Проаналізовано вплив механізації крила на його аеродинамічні характеристики та навантаження.

2. Наведено метод проектування з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE. Створено майстер-геометрію і модель розподілу простору консолі крила літака транспортної категорії. Розроблено параметричну модель відсіку консолі крила літака транспортної категорії в зоні з'єднання силової нервюри та монолітної панелі.

3. Для реалізації запропонованого методу прототипування конструкції крила, розроблено 3D принтер та надруковано моделі прототипу аеродинамічної компоновки консолі крила та силового з'єднання нервюри з панеллю крила.

4. Удосконалено метод проектування з'єднання силових нервюр з монолітною панеллю крила з урахуванням зазначеної довговічності. У методиці запропоновано використовувати чисельні методи для визначення аеродинамічних



характеристик при різних режимах польоту, які в подальшому будуть використовуватися для визначення спектру втомних напружень методом скінчених елементів.

5. Для апробації метода, отримано загальний НДС відсіку крила в зоні силової нервюри (до якої кріпляться вузли навішування закрилків та передкрилків) для крейсерського, злітного та посадкового розрахункових випадків, з використанням аеродинамічних характеристик отриманих численним методом. За допомогою численних методів отримано аеродинамічні коефіцієнти, положення центру тиску для крейсерського, злітного та посадкового розрахункових випадків, що використовувались для знаходження навантаження на консоль крила.

6. За результатами аналізу, отримано оптимальний радіус заокруглення в зоні потовщення монолітної панелі з урахуванням мінімальної маси і мінімального коефіцієнта концентрації напруги. При аналізі встановлено, що застосування радіуса заокруглення 80 мм знижує коефіцієнт концентрації напруження майже в 1,5 рази в порівнянні з радіусом заокруглення, рівним 5 мм. Встановлено оптимальний радіус заокруглення з точки зору мінімальної маси і мінімального коефіцієнта концентрації напруги який дорівнює 80 мм. Отримані результати запропоновано використовувати для розробки спеціального фрези для механічної обробки радіусного переходу.

7. Вперше запропоновано метод визначення локального напружено-деформованого стану полоси двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в болтовому з'єднанні. При апробації методу встановлено, що постановка кріплення з радіальним натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$  приводить до зниження коефіцієнта концентрації головних напружень в 1,56 – 2,9 рази в полосі двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в болтовому з'єднанні в порівнянні встановленням кріплення без натягу. Для досягнення мінімального коефіцієнта концентрації напруги в безпосередній близькості від отвору, полоси двовісно навантаженої при одночасній дії сили, що імітує зсувне навантаження в болтовому з'єднанні, слід підбирати таку кількість кріплень в з'єднанні, щоб рівень

навантаження на критичному кріпленні, при дії експлуатаційних навантаженнях, не перевищував 8 кН (що еквівалентно  $\sigma_{зм} = 140$  МПа) для кріплення без натягу та 4 кН (що еквівалентно  $\sigma_{зм} = 70$  МПа) з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл}$ . Встановлено, що коефіцієнт концентрації напруги полоси з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл}$  не перевищує теоретичного значення коефіцієнта концентрації для полоси скінченої ширини з отвором, одновісно навантаженої і розрахованої за формулою Хейвуда.

8. Результати роботи впроваджені в компанії ТОВ «Прогрестех-Україна», та у навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

**Ключові слова:** літак транспортної категорії, крило, силова нервюра, метод інтегрованого проектування, аеродинамічні характеристики, інженерний аналіз, механізація крила, напружено-деформований стан.

## ANOTATION

*Zhyriakov D.Y.* Method of integrated design and construction of joints of main ribs with monolithic panels of the wing of an aircraft of the transport category. – Qualifying scientific work on the rights of the manuscript.

The dissertation on competition of a scientific degree of the candidate of technical sciences on a specialty 05.07.02 – Aircraft design, manufacturing, and testing (134 – Aerospace engineering). – National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, 2024.

The dissertation is devoted to solving the scientific and technical problem of developing a method of integrated design and construction of joints of main ribs with monolithic panels of the wing of an aircraft of the transport category to improve the efficiency of domestic aircraft of the transport category. The choice of purpose is determined by the need for new scientific developments and the development of new methods of design, construction, production and testing.

In this work, a method of integrated design of the joints of main rib and the monolithic wing's panel using a parametric model of the wing's section with modern computer-aided design systems CAD/CAM/CAE was developed.

In the work, the author touched upon the issue of prototyping an aircraft design. At the design stages, prototyping helps to obtain the optimal design, check it for working capacity, think over the manufacture with minimal cost and with the required quality. For the first time, the method of prototyping in the design of an aircraft structure using a 3D printer and FDM technology was proposed.

New methods of integrated design of the joints of the main rib and the monolithic wing panel using computer-aided design systems CAD/CAM/CAE have been developed and implemented. Parametric modeling was performed using the Siemens NX computer-integrated system.

New methods of definitions the aerodynamic characteristics of the wing were mastered and implemented, taking into account using wing high-lift devises and

determination of both the general and local stress-strain state of the wing structural elements with the help of numerous methods (finite element methods), which made it possible to obtain both an automated change in the calculation parameters and to obtain more accurate results.

Analyses of the study of the local stress-strain state in the area of joint of the main rib and the monolithic wing panel was showed. The optimal radius of rounding in the zone of local thickening in terms of minimum mass and minimum stress was determined. The nature of the distribution of the locally stress-strain state in the area of the fastener hole was shown for plate that biaxial loading. In addition, the action of a load that simulates a shear load in a joint was considered (load between shear tie and skin).

**Keywords:** transport category aircraft, wing, main rib, integrated design method, aerodynamic characteristics, engineering analysis, high lift devices, stress-strain state.

The main results and recommendations of the dissertation were implemented in LLC PROGRESSTECH-UKRAINE, and in the educational process of the National Aerospace University named after M.E. Zhukovsky "Kharkiv Aviation Institute".

**Keywords:** transport category aircraft, wing, main rib, integrated design method, aerodynamic characteristics, engineering analysis, high lift devices, stress-strain state.

## СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:

1. Жиряков Д.Ю. Анализ конструктивных особенностей высокоресурсных соединений силовых элементов крыла // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : 90-летию ХАИ посвящ.: сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т". - Харьков, 2019. - Вып. 86. - С. 139-151. **Збірник входить до міжнародних бібліометричних і наукометричних баз даних Index Copernicus, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory та Google Scholar.** *Особистий внесок здобувача: проаналізовано конструктивно-силові схеми крил, розташування та виконання з'єднань силової частини крила із засобами, що покращують злітно-посадкових характеристик (таких як елерони, закрилки, передкрилки та інтерцептори).*

2. Гребеников А. Г., Жиряков Д.Ю. Анализ нагрузок функционирования отъёмной части крыла самолета транспортной категории// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т". - Харьков, 2020. - Вып. 89. - С. 4-20. **Збірник входить до міжнародних бібліометричних і наукометричних баз даних Index Copernicus, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory та Google Scholar.** *Особистий внесок здобувача: проаналізовано навантаження функціонування з'ємної частини крила літака транспортної категорії.*

3. Крашаница Ю.А., Жиряков Д.Ю. Аэродинамический профиль в трансзвуковом потоке газа// Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2021. - № 2. - С. 20-27. **Збірник входить до міжнародних бібліометричних і наукометричних баз даних Index Copernicus, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory та Google Scholar.** *Особистий внесок здобувача: проаналізовано та порівняно аеродинамічні*

*характеристики звичайного та надкритичного профілів у білязвуковому потоці газу за допомогою чисельних методів.*

4. Гребеников А. Г., Жиряков Д.Ю. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния в силовых элементах консоли крыла в зависимости от нагрузок функционирования // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т" . - Харьков,2021. - Вып. 92. - С. 26-40 . **Збірник входить до міжнародних бібліометричних і наукометричних баз даних Index Copernicus, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory та Google Scholar.** *Особистий внесок здобувача: розробив наукові основи методу визначення характеристик загального напружено-деформованого стану в силових елементах консолі крила в залежності від навантажень функціонування.*

5. Гребеников А. Г., Жиряков Д.Ю. Анализ общего напряженно-деформированного состояния в зоне соединения силовой нервюры и панели крыла // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т" . - Харьков,2022. - Вып. 95. - С. 56-70. **Збірник входить до міжнародних бібліометричних і наукометричних баз даних Index Copernicus, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory та Google Scholar.** *Особистий внесок здобувача: проведено аналіз загального напружено-деформованого стану в зоні з'єднання силової нервюри та панелі крила за допомогою системи ANSYS.*

6. Krashanitsa Y., Zhyriakov D. Numerical study of the aerodynamic characteristics of airfoil with high-lift devices// Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2023. - № 1. - С. 55-66 .**Збірник входить до міжнародних бібліометричних і наукометричних баз даних Index Copernicus, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory та Google Scholar.** *Особистий внесок здобувача: проведено аналіз аеродинамічних характеристик механізованого профіля за допомогою системи ANSYS.*

7. Design of High Fatigue Life Joints of Fuselage Structures Considering Fracture Mechanics / D. Zhyriakov, O. Grebenikov, A. Humennyi, D. Konyshev// Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering – Synergetic Engineering (ICTM'2022) : Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering; 159-173 Nov. 2022. [https://doi.org/10.1007/978-3-031-36201-9\\_14](https://doi.org/10.1007/978-3-031-36201-9_14). **Збірник входить до міжнародних бібліометричних і наукометричних баз даних Scopus та Google Scholar.** *Особистий внесок здобувача: виконано аналіз методів проектування авіаційних конструкцій по принципу допустимих пошкоджень. Розглянуто принципи проектування силових з'єднань конструкції фюзеляжу. Виконано порівняльний аналіз поліпшення конструкції повздовжнього з'єднання фюзеляжу за допомогою чисельних методів.*

8. Жиряков Д.Ю. Метод проектування та параметричного моделювання силової нервюри крила літака транспортної категорії // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т" . - Харків, 2023 - Вип. 97. - С. 5-30. **Збірник входить до міжнародних бібліометричних і наукометричних баз даних Index Copernicus, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory та Google Scholar.** *Особистий внесок здобувача: проведено аналіз конструкцій нервюр. Розроблено метод проектування та параметричного моделювання силової нервюри літака транспортної категорії.*

## ЗМІСТ

|  |     |
|--|-----|
| <b>ВСТУП</b> .....   | 14  |
| <b>РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПРОЕКТУВАННЯ І КОНСТРУЮВАННЯ З'ЄДНАНЬ СИЛОВИХ НЕРВЮР З МОНОЛІТНИМИ ПАНЕЛЯМИ КРИЛА ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ</b> .....           | 21  |
| 1.1. Аналіз методів проектування крила літака транспортної категорії .....   | 21  |
| 1.2. Аналіз впливу механізації крила на його аеродинамічні характеристики і навантаження .....   | 47  |
| 1.3. Аналіз методів проектування силових нервюр крила літака транспортної категорії .....  | 52  |
| 1.4. Аналіз методів проектування з'єднань силових нервюр з монолітними панелями крила з урахуванням втомної довговічності .....                                | 59  |
| 1.5. Висновки до розділу 1 .....   | 63  |
| <b>РОЗДІЛ 2 НАУКОВІ ОСНОВИ МЕТОДУ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ВІДСІКУ КРИЛА В ЗОНІ СИЛОВИХ НЕРВЮР ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ</b> .....                       | 67  |
| 2.1. Метод розробки майстер-геометрії крила літака транспортної категорії за допомогою систем CAD/CAM/CAE .....  | 67  |
| 2.2. Метод створення тривимірної параметричної моделі відсіку крила в зоні силової нервюри на основі майстер-геометрії і моделі розподілу простору крила ..... | 76  |
| 2.3. Параметричне моделювання з'єднань силових нервюр з панелями крила... ..   | 83  |
| 2.4. Впровадження технологій прототипування при проектуванні конструкції крила .....   | 87  |
| 2.5. Висновки до розділу 2.....  | 91  |
| <b>РОЗДІЛ 3 ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРИЛА ТА НДС ВІДСІКУ КОНСОЛІ КРИЛА</b> .....                                  | 92  |
| 3.1. Метод визначення аеродинамічних характеристик крила з випущеною механізацією .....  | 94  |
| 3.2. Метод визначення загального напружено-деформованого стану відсіку консолі крила в зоні силової нервюри.....   | 101 |
| 3.3. Висновки до розділу 3.....  | 111 |



|   |            |
|---|------------|
| <b>РОЗДІЛ 4 ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЛОКАЛЬНОГО НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ В ЗОНІ З'ЄДНАНЬ СИЛОВОЇ НЕРВЮРИ ТА ПАНЕЛІ КРИЛА .....</b>      | <b>112</b> |
| 4.1. Аналіз характеристик локального напружено-деформованого стану в зоні потовщення панелі для з'єднання силової нервюри.....                | 112        |
| 4.2. Аналіз характеристик локального НДС полоси двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в з'єднанні ..... | 119        |
| 4.3. Висновки до розділу 4.....   | 136        |
| <b>СХЕМА ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ РОБОТИ.....</b>   | <b>138</b> |
| <b>ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....</b>   | <b>139</b> |
| <b>СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....</b>  | <b>141</b> |
| <b>ДОДАТОК А АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ.....</b>  | <b>152</b> |

## ВСТУП

**Обґрунтування вибору теми дослідження.** Сучасний авіаційний ринок має тенденцію до розвитку літаків транспортної категорії. Україна має значний промисловий і науково-технічний потенціал для створення сучасної авіаційної техніки з можливістю повного виробничого циклу завдяки наявності авіаційних університетів, коледжів, льотних академій, інститутів, виробничих підприємств і конструкторських бюро. Для підвищення конкурентоспроможності вітчизняного авіабудування на світовому ринку авіаційних послуг необхідно проведення нових наукових розробок та розроблення нових методів проектування, конструювання, виробництва та випробування.

Методи інтегрованого проектування якраз дають змогу удосконалити методи проектування із застосуванням інтегрованих систем CAD/CAM/CAE. Сукупність знань методів проектування конструкції та застосування проектування за допомогою сучасних комп'ютерних інтегрованих систем (які широко застосовуються як вітчизняними, так і зарубіжними літакобудівними компаніями) дає можливість забезпечити підвищену якість проектування, тривимірного параметричного моделювання та їх інженерний аналіз.

Застосування CAD/CAM/CAE систем на всіх етапах життєвого циклу авіаційної техніки, включаючи етапи проектування та виробництва, дозволяють суттєво підвищити якість створюваних об'єктів та знизити витрати на виконання робіт, пов'язаних із проектуванням та виробництвом, при цьому зберегти високі темпи роботи.

Крило є одним з найбільш навантажених елементів літака, схильних до численних навантажень в польоті, таких як: аеродинамічні, інерційні, зосереджені сили (тяга двигуна, кріплення шасі, місця кріплення механізації). Проектування нерегулярних зон крила досі залишається актуальною темою. Одне з інтенсивно навантажених місць на крилі - місце з'єднання силової нервюри з монолітною панеллю. Силкові нервюри поряд з виконанням типових функцій є елементами

місцевого посилення конструкції, що сприймають зосереджені навантаження від шасі, силових установок, навішування закрилків, передкрилків, елеронів та ін. В польоті, навантаження від механізації змінюються з часом, що в свою чергу впливає на напружено-деформований стан даного з'єднання.

Із застосуванням інтегрованих систем можна отримати більш оптимізоване з'єднання, що забезпечить безпеку польотів, масову ефективність планера і конкурентоспроможність вітчизняної авіаційної промисловості.

**Мета і завдання дослідження.** Метою роботи є розроблення методу інтегрованого проектування і конструювання з'єднань силових нервюр з монолітною панеллю крила літака транспортної категорії для підвищення ефективності проектування силових конструкцій крила.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

1. Провести аналіз методів проектування крила літака транспортної категорії з урахуванням допустимого руйнування. Проаналізувати методи проектування силової нервюри крила та розглянути особливості проектування з'єднань силових елементів нервюри та монолітної панелі. Проаналізувати вплив механізації крила на його аеродинамічні характеристики.

2. Науково обґрунтувати методи інтегрованого проектування відсіку крила в зоні силової нервюри літаків транспортної категорії з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE.

3. Розробити метод проектування з'єднання силових нервюр з монолітною панеллю крила з урахуванням заданої довговічності. Метод повинен базуватися на визначенні спектрів втомних напружень за допомогою сучасних комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE.

4. Дослідити характеристики загального напружено-деформованого стану в зоні з'єднань силових нервюр та монолітної панелі крила. Розробити метод визначення локального напружено-деформованого стану в зоні з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила.

**Об'єкт дослідження.** Об'єктом дослідження є комп'ютерне інтегроване проектування крила літака транспортної категорії.

**Предмет дослідження.** Предметом дослідження є комп'ютерне інтегроване проектування зони з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила літака транспортної категорії.

**Методи дослідження.** При вирішенні поставлених завдань широко використовувалися: загальні методи проектування конструкції крила; балочна теорія розрахунку навантажень на крило; методи параметричного тривимірного моделювання з використанням системи CAD/CAM/CAE Siemens NX; метод скінчених елементів, реалізований в системі CAD/CAE ANSYS; розрахункові та експериментальні методи визначення впливу геометричних параметрів, рівня навантаження на напружено-деформований стан елементів конструкції з'єднання; методи адитивних технологій на основі FDM (Fused Deposition Modeling) технології.

Адекватність розрахункових моделей порівнювалася шляхом порівняння отриманих даних з існуючими результатами у відкритих джерелах.

1. **Вперше** розроблено метод інтегрованого проектування з'єднання монолітної панелі з кницями силової нервюри за допомогою параметричної моделі відсіку консолі крила з використанням сучасних системи комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE Siemens NX.

2. **Вперше** запропоновано метод прототипування при проектуванні конструкцій літака з використанням 3D принтера і технології FDM.

3. **Удосконалено** метод проектування з'єднання силових нервюр з монолітною панеллю крила з урахуванням зазначеної довговічності. У методиці запропоновано використовувати чисельні методи для визначення аеродинамічних характеристик при різних режимах польоту, які в подальшому будуть використовуватися для визначення спектру втомних напруг методом скінчених елементів.

4. **Вперше** представлено метод аналізу оптимальний радіус заокруглення в зоні потовщення монолітної панелі з урахуванням мінімальної маси і мінімального коефіцієнта концентрації напруги. Отримані результати запропоновано використовувати для розробки спеціальної фрези для механічної обробки радіусного переходу.

5. **Вперше** запропоновано метод визначення локального напружено-деформованого стану полоси двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в з'єднанні.

**Публікації.** Основні результати дисертаційної роботи опубліковані у 8 наукових працях, зокрема у 7 статтях наукових фахових виданнях України та однієї статті у збірці наукових праць, що входить до SCOPUS.

**Особистий внесок здобувача.** Всі основні результати, які становлять суть дисертаційної роботи, отримані автором особисто. Постановка завдання, аналіз і трактування основних результатів, формулювання наукових висновків виконані спільно з науковим керівником.

В статті [1], здобувачем проаналізовано конструктивно-силові схеми крил, розташування та виконання з'єднань силової частини крила із засобами, що покращують злітно-посадкових характеристик (таких як елерони, закрилки, передкрилки та інтерцептори). В статті [2], написаній в співавторстві, проведено аналіз навантажень функціонування з'ємної частини крила літака транспортної категорії. Особистим внеском автора є розрахунок навантаження функціонування з'ємної частини крила літака транспортної категорії, створення графічних матеріалів та опису. В статті [3], написаній в співавторстві, здобувачем проаналізовано та порівняно аеродинамічні характеристики звичайного та надкритичного профілів у білязвуковому потоці газу за допомогою чисельних методів. В статтях [4,5], написаних в співавторстві, здобувачем були розроблені наукові основи методу визначення характеристик загального напружено-деформованого стану в силових елементах консолі крила в залежності від навантажень функціонування та праведно апробацію

методу за допомогою чисельних методів. В статті [6], написаній в співавторстві, здобувачем проведено аналіз аеродинамічних характеристик механізованого профіля за допомогою системи ANSYS. В статті [7], написаній в співавторстві, здобувачем виконано аналіз методів проектування авіаційних конструкцій по принципу допустимих пошкоджень. Розглянуто принципи проектування силових з'єднань конструкції фюзеляжу. Виконано порівняльний аналіз поліпшення конструкції повздовжнього з'єднання фюзеляжу за допомогою чисельних методів. Підготовлено всі графічні матеріали. В статті [8], здобувачем розроблено метод проектування та параметричного моделювання силової нервюри літака транспортної категорії. Проведено аналіз конструкції нервюр.

**Апробація матеріалів дисертації.** Результати дисертаційної роботи доповідалися і обговорювалися на міжнародній науково-практичній конференції «Specialized And Multidisciplinary Scientific Researches» (Амстердам, 2020), міжнародній науково-технічній конференції «Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering» (Харків, 2022), семінарах кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

**Структура та обсяг дисертації.** Дисертація складається з анотації, вступу, чотирьох розділів, загальних висновків, списку використаних джерел і додатків. Повний обсяг дисертації становить 152 сторінок, у тому числі основний текст на 125 сторінках, 2 таблиці, 97 рисунків, 88 найменувань літературних джерел та 2 додатки.

**Практичне значення отриманих результатів.** Практичну цінність дисертаційної роботи становлять такі основні результати:

1. Проведено аналіз методів проектування крила літака транспортної категорії з урахуванням допустимого руйнування. Проаналізовано методи проектування силової нервюри крила та розглянуто особливості проектування з'єднань силових елементів нервюри та монолітної панелі. Проаналізовано вплив механізації крила на його аеродинамічні характеристики та навантаження.

2. Наведено метод проектування з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE. Створено майстер-геометрію і модель розподілу простору консолі крила літака транспортної категорії. Розроблено параметричну модель відсіку консолі крила літака транспортної категорії в зоні з'єднання силової нервюри та монолітної панелі.

3. Для реалізації запропонованого методу прототипування конструкції крила, розроблено 3D принтер та надруковано моделі прототипу аеродинамічної компоновки консолі крила та силового з'єднання нервюри з панеллю крила.

4. Удосконалено метод проектування з'єднання силових нервюр з монолітною панеллю крила з урахуванням зазначеної довговічності. У методиці запропоновано використовувати чисельні методи для визначення аеродинамічних характеристик при різних режимах польоту, які в подальшому будуть використовуватися для визначення спектру втомних напружень методом скінчених елементів.

5. Для апробації методу, отримано загальний НДС відсіку крила в зоні силової нервюри (до якої кріпляться вузли навішування закрилків та передкрилків) для крейсерського, злітного та посадкового розрахункових випадків, з використанням аеродинамічних характеристик отриманих численним методом. За допомогою численних методів отримано аеродинамічні коефіцієнти, положення центру тиску для крейсерського, злітного та посадкового розрахункових випадків та використовувались для знаходження навантаження на консоль крила.

6. За результатами аналізу, отримано оптимальний радіус заокруглення в зоні потовщення монолітної панелі з урахуванням мінімальної маси і мінімального коефіцієнта концентрації напруги. При аналізі встановлено, що застосування радіуса заокруглення 80 мм знижує коефіцієнт концентрації напруги майже в 1,5 рази в порівнянні з радіусом заокруглення, рівним 5 мм. Встановлено оптимальний радіус заокруглення з точки зору мінімальної маси і мінімального коефіцієнта концентрації

напруги який дорівнює 80 мм. Отримані результати запропоновано використовувати для розробки спеціального фрези для механічної обробки радіусного переходу.

7. Вперше запропоновано метод визначення локального напружено-деформованого стану полоси двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в болтовому з'єднанні. При апробації методу встановлено, що постановка кріплення з радіальним натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$  приводить до зниження коефіцієнта концентрації головних напружень в 1,56 – 2,9 рази в полосі двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в болтовому з'єднанні в порівнянні встановленням кріплення без натягу. Для досягнення мінімального коефіцієнта концентрації напруги в безпосередній близькості від отвору, полоси двовісно навантаженої при одночасній дії сили, що імітує зсувне навантаження в болтовому з'єднанні, слід підбирати таку кількість кріплень в з'єднанні, щоб рівень навантаження на критичному кріпленні, при дії експлуатаційних навантаженнях, не перевищував 8 кН (що еквівалентно  $\sigma_{\text{зм}} = 140$  МПа) для кріплення без натягу та 4 кН (що еквівалентно  $\sigma_{\text{зм}} = 70$  МПа) з радіальним натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$ . Встановлено, що коефіцієнт концентрації напруги полоси з радіальним натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$  не перевищує теоретичного значення коефіцієнта концентрації для полоси скінченої ширини з отвором, одновісно навантаженої і розрахованої за формулою Хейвуда.

8. Результати роботи впроваджені в компанії ТОВ «Прогрестех-Україна», та у навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».



# РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПРОЕКТУВАННЯ І КОНСТРУЮВАННЯ З'ЄДНАНЬ СИЛОВИХ НЕРВІЮР З МОНОЛІТНИМИ ПАНЕЛЯМИ КРИЛА ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

## 1.1. Аналіз методів проектування крила літака транспортної категорії

Сучасний літак - це складна система, складний інтегрований пристрій, що виконує певні завдання. Транспортний літак - це дозвуковий літак, традиційно з нормальним розташуванням хвостового оперення, що надає йому хороші показники стійкості.

Основна несуча поверхня транспортного літака - крило, вимагає особливої уваги при проектуванні. Перш за все, це раціональне навантаження на крило, його подовження, звуження, кут стрілоподібності. Важливу роль в цьому відіграє також профілювання по розмаху крила, що забезпечує необхідну підйомну силу, число Маха крейсерського польоту, прийнятне звалювання, крутний момент і вагові характеристики. Широкого поширення набули надкритичні профілі, здатні за рахунок підвищеної товщини профілю забезпечити збільшене відносне подовження крила до значень  $\lambda_{кр} = 10 \dots 12$ , що значно підвищить аеродинамічні якості літака при збереженні збільшеного простору бак-кесону. Масштабні дослідження ЦАГІ, ДП Антонов показали, що, порівняно зі звичайними швидкісними профілями, надкритичні аеродинамічні профіля дозволяють отримати більш високе значення  $M_{кр}$  приблизно, на 0,05... 0,12 або збільшити максимальну відносну товщину на 2... 5% хорди. Використання потовщених аеродинамічних профілів дає можливість збільшити відносне подовження крила на  $\Delta\lambda_{кр} = 2,5 \dots 3,0$  або зменшити стрілоподібність крила на  $5 \dots 10^\circ$  при збереженні значення  $M_{кр}$ .

За розташуванням крила можна виділити два типи: високоплан та низькоплан. З точки зору аеродинамічної компоновки, літак з верхнім розташуванням крила має менший опір інтерференції між крилом і фюзеляжем в порівнянні з нижнім розташуванням крила. Принципова різниця характеристик високоплана та

низькоплана виникає при зльоті і посадці через ефект близькості до землі, яка зменшується зі збільшенням висоти крила над злітно-посадковою смугою (ЗПС). Високо розташоване крило вважається більш вигідним, ніж низько розташоване по значенню індуктивного опору при великих кутах атаки. У пасажирському типі повітряного судна найважливішою вимогою є безпека, зокрема приводнення. У таких випадках низькоплан має перевагу, так як дозволить деякий час утримати фюзеляж на плаву і допоможе з евакуацією пасажирів.

Відзначається, що у випадку з високопланом, площа кіля повинна бути на 20% більше, ніж у низькоплана, що слід враховувати при виборі компоновки крила для отримання високих значень вагової ефективності літака в цілому [1,2].

Крило є конструктивним елементом планера, який виконує функції несучої поверхні, призначеної для створення аеродинамічної підйомної сили, необхідної для забезпечення польоту і маневрування літака на всіх режимах, передбачених авіаційними правилами. Крило також бере участь у забезпеченні бічної стійкості і керованості літака [2,3]. До основних вимог, які пред'являються до конструкції крила можна віднести:

- вимога аеродинаміки: забезпечити високе значення аеродинамічної якості і приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок застосування ефективної механізації;
- вимога достатньої жорсткості і міцності: конструкція крила повинна володіти достатньою міцністю і жорсткістю, щоб поглинати експлуатаційні навантаження без руйнування і надмірної деформації;
- вимога надійності і безпеки польоту: конструкція крила повинна виконувати задані функції протягом всього призначеного терміна експлуатації;
- вимога до живучості: здатність конструкції крила безпечно завершити політ з наявністю пошкоджень;
- експлуатаційні вимоги та вимоги до ремонтпридатності: конструкція крила повинна володіти високою експлуатаційною технологічністю, її пристосованість до обслуговування та ремонту в процесі експлуатації;

- вимога високої технологічності: конструкція крила повинна мати властивостями, які дозволять знизити трудовитрати на виготовлення, скоротити час розробки виробництва, підвищити автоматизацію процесів (в тому числі системи автоматизованого проектування) при мінімальних матеріальних витратах;

- вимога мінімальної маси конструкції крила: конструкція крила повинна мати мінімальну масу при виконанні всіх перерахованих вище вимог.

В процесі проектування крила необхідно вирішити наступні завдання [3,4]:

1. вибір оптимального значення основних параметрів і геометричних розмірів крила;

2. підбір оптимальної форми, оптимальних зовнішніх контурів на основі аеродинамічної компоновки;

3. вибір оптимальної конструктивно-силової схеми (КСС) крила, виходячи із зовнішніх навантажень;

4. підбір оптимальних матеріалів і технологічних процесів з метою досягнення мінімальної маси крила і при цьому задоволення вимог до характеристик аеропружності, жаростійкості, статичної, динамічної, втомної міцності і мінімальних витрат на виготовлення крила при масовому виробництві, при дотриманні заданих форм необхідної якості поверхні;

5. забезпечення зручності та мінімальних витрат на обслуговування деталей крила, включаючи вільний доступ до всіх життєво важливих частин конструкції та обладнання крила, а також ремонтпридатність.

Вибір типу з'єднань і кріплень для крила сучасного літака також є важливим завданням при проектуванні крила, і визначається наступним: вимогою забезпечення заданого ресурсу і завданням створення герметичного паливного бак-кесону при невеликому збільшенні ваги від використання ущільнювальних матеріалів.

Термін служби конструкції крила визначається в основному регулярною зоною, яка на сучасному крилі визначається поздовжніми швами [5–8]. Без спеціальних заходів щодо зниження концентрації напружень біля отвору, заданий ресурс може бути

досягнутий тільки за рахунок зниження напружень, а це викликає збільшення ваги конструкції, що небажано.

Для збільшення втомної довговічності з'єднань застосовують кілька видів кріплення в комплексі зі спеціальними технологічними заходами:

- використання заклепкових з'єднань, які дають рівномірний натяг по всій товщині з'єднувального пакету;

- застосування болтів або болт-заклепки (там, де потрібне більш високе допустиме значення для зрізу кріплення) двох типів з'єднань: з незначним натягом в поєднанні з зміцненням отворів (розгортання, дорновання і т.д.); з великим натягом, що виходить за межу пружних деформацій.

Вибір конкретного конструктивного рішення (тип кріплення, величина натягу і т.д.) залежить від необхідного рівня ресурсу, при виборі якого слід враховувати наступне:

- вірогідність корозії під напругою, спричиненої посадкою з натягом;
- небезпека фритинг-корозії;
- економічні питання. Ряд типів елементів з'єднань є дуже ефективними з точки зору збільшення втомної довговічності, але сприяють підвищенню вартості установки.

Також слід зазначити, що конструкція крила сучасного транспортного літака являє собою паливний бак. Майже весь запас палива розміщується в крилі.

Установка з'єднання з натягом створює герметичне з'єднання, що дає можливість відмовитися від використання герметизуючих матеріалів.

З точки зору аеродинамічної компоновки, крило повинно мати високий параметр аеродинамічної дальності (добуток максимальної аеродинамічної якості і число Маха). Використання надкритичних профілів в крилі дозволяє збільшити відносну товщину крила без зменшення критичного числа Маха, що дозволяє використовувати крила більшого подовження і тим самим збільшувати параметр аеродинамічної дальності при тій же крейсерській швидкості польоту. Концепція використання відносно товстих надкритичних профілів для транспортних літаків в

даний час загально визнана як в зарубіжних авіаційних фірмах, так і у вітчизняному авіабудуванні. Як вже говорилося, використання надкритичного профілю дозволяє збільшити відносну товщину крила, що в свою чергу дозволяє збільшити обсяг паливних кесонів.

Сучасні літаки працюють в складному поєднанні зовнішніх навантажень, навколишнього середовища, людського фактору і економічних вимог. Підвищення безпеки польотів є пріоритетним завданням при літакобудуванні як в зарубіжних авіаційних фірмах, так і у вітчизняних. Для забезпечення високого рівня безпеки польотів (одне з найважливіших вимог до конструкції літака) конструкція крила повинна проектуватися з урахуванням допустимих пошкоджень. Допустиме пошкодження - це властивість конструкції і спосіб забезпечення її безпечного рівня міцності шляхом встановлення термінів першого і наступних оглядів конструкції в експлуатації з метою виявлення можливих пошкоджень і подальшого ремонту конструкції або заміни пошкодженого елемента до настання стану, коли зниження міцності неприпустимо [9].

Принцип проектування допустимого пошкодження (безпечного руйнування) є однією з вимог авіаційних правил 21.571 [10]. Відповідно до цього пункту необхідно провести аналіз, який включає визначення переліку можливих місць і видів пошкоджень, пов'язаних з втомою, корозією або випадковим пошкодженням, які є неминучими пошкодженнями в процесі експлуатації повітряних суден. При аналізі також слід враховувати багатоосередкове пошкодження, викликане втомним пошкодженням, якщо конструкція така, що такого роду пошкодження можна очікувати в різних місцях (як приклад однотипне з'єднання конструкції).

Практична реалізація концепції безпечного пошкодження з метою забезпечення втомного ресурсу конструкцій літаків вимагає вирішення цілого комплексу проблемних завдань. З розвитком надійних методів аналізу механіки руйнування, стало можливим пов'язувати виявлені пошкодження, зростання

пошкоджень та критичний розмір пошкоджень, щоб встановити методи огляду та частоту, необхідні для підтримки безпечної експлуатації.

Принцип допустимого руйнування можна представити в два етапи: визначення втомного ресурсу і розрахунок допустимого пошкодження.

Основне завдання розрахунку втомного ресурсу - дати прогноз про момент появи втомної тріщини. Порівняти отримані результати з призначеним ресурсом і при необхідності зробити корективи в структуру для досягнення призначеного ресурсу.

Основне завдання розрахунку допустимого руйнування – це дати прогноз про динаміку поширення тріщини і надати обслуговуючому персоналу інформацію про інтервали огляду, спосіб огляду в місцях передбачуваного зростання, що забезпечує виявлення пошкоджень з ймовірністю не нижче тієї, яка необхідна до моменту вичерпання несучої здатності.

Загальне поняття допустимого руйнування показано на рис. 1. Стійкість до пошкоджень - кращий принцип забезпечення експлуатаційної безпеки конструкції, заснований на своєчасному виявленні пошкоджень. Більшість конструкцій вимагають програми огляду, яка відповідає проектним характеристикам для своєчасного виявлення пошкоджень. Таким чином, допустиме пошкодження включає в себе три різних елемента, однаково важливих для досягнення бажаного рівня безпеки [11,12]:

- залишкова міцність;
- зростання тріщин;
- період виявлення тріщин (програма перевірки).

В ході аналізу залишкової міцності виявляється гранично допустиме пошкодження, при якому буде вичерпана несуча здатність конструкції. При цьому гранично допустимим пошкодженням вважається критична довжина тріщини, що використовується в якості межі, за кордоном якої не має сенсу використовувати криву зростання тріщини, через подальше руйнування конструкції. В якості мінімальної межі виступає мінімальна довжина тріщини яку можна виявити.

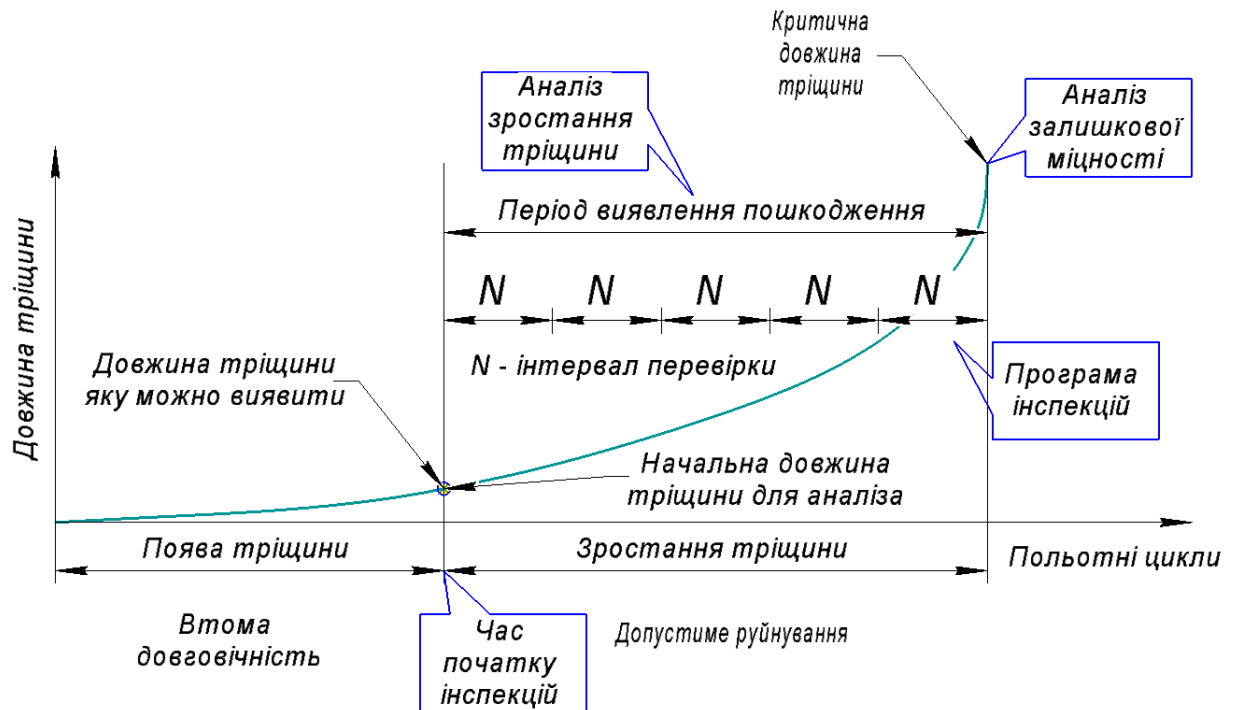
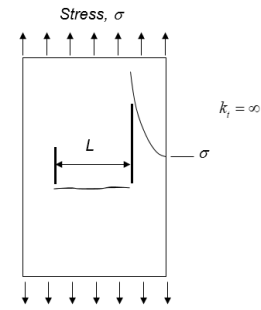


Рис. 1 Концепція стійкості до пошкоджень

Швидкість поширення тріщини залежить від властивостей матеріалу, структурної конфігурації конструкції, навколишнього середовища, довжини тріщин первинних і вторинних тріщин, впливу навантаження, що діє в конструкції. Для оцінки пошкоджень потрібні дані про ріст тріщин від граничних значень виявлення до значень допустимих пошкоджень, визначених за аналізом залишкової міцності.

В основі концепції стійкості до пошкоджень механіка руйнування наступне: розширення тріщини буде відбуватися, коли напруги і деформації на кінчику тріщини досягнуть критичного значення. Це означає, що руйнування слід очікувати, коли коефіцієнт інтенсивності напруження досягне критичного значення. Критичне значення коефіцієнта інтенсивності напружень є параметр, що характеризує міру стійкості матеріалу до руйнування:

$$K = \sigma \cdot \sqrt{\frac{\pi L}{n}} \cdot \lambda,$$



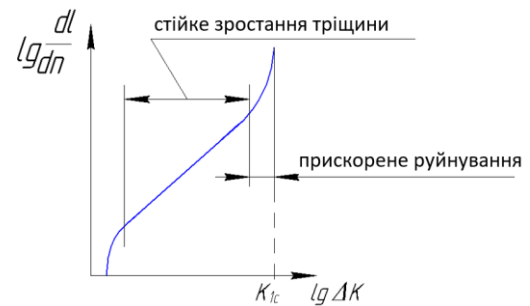
де  $K$  – коефіцієнт інтенсивності напруги;  $\sigma$  – напруга загальної площі;  $L$  – довжина тріщини;  $n$  – кількість кінчиків тріщин;  $\lambda$  – коефіцієнт корекції геометрії (враховує конфігурацію деталей) [13,14].

Дані про цикли довжини тріщини перетворюються на дані швидкості зростання тріщин шляхом обчислення локального нахилу циклу довжини тріщини при деякій довжині тріщини. Дані зазвичай лінійні на напівлогарифмічному графіку. Однак існують граничні умови коефіцієнта інтенсивності напружень, які будуть впливати на характер швидкості росту тріщини. По-перше, існує деяка нижня межа коефіцієнта інтенсивності напруги, при якому спостерігається тільки нескінченно малий ріст тріщин, або при повторюваному навантаженні, або при статичному навантаженні. З іншого боку, існує деякий максимальний коефіцієнт інтенсивності напруги (підвищене зростання тріщини), що залежить від умов площинного навантаження або деформації площини, або будь-якої їх комбінації. Між цими межами зростання тріщин існує типовий діапазон (стійке зростання тріщини), який можна описати в дещо лінійній формі для всіх практичних цілей.

Швидкість поширення втомної тріщини за цикл визначається коефіцієнтом інтенсивності напруги. Для визначення циклів польоту рівняння Паріса [15,16] показує залежність довжини тріщини від циклів польоту:



$$\frac{dL}{dN} = c \cdot \Delta K^m,$$



де  $\Delta K = K_{max} - K_{min}$  – коефіцієнт інтенсивності напруги;  $c$  та  $m$  – константи зазначеного матеріалу, визначені експериментально. Криву зростання тріщини треба використовувати для розрахунку ймовірності виявлення тріщини заданими методами та інтервалами обстеження (для створення програми огляду).

Безпеку конструкції із застосуванням принципу допустимих пошкоджень досягається системою контролю її стану. Тому основною метою аналізу допустимих пошкоджень є програма оглядів несучих елементів конструкції в процесі експлуатації, особливо в зонах ймовірного виникнення втоми, корозійних пошкоджень, а також в зонах пошкодження випадковими навантаженнями в експлуатації.

Програма огляду являє собою послідовність оглядів парку повітряних суден з методами і інтервалами, обраними для своєчасного виявлення пошкодження перш ніж пошкодження досягнення критичного пошкодження конструкції. Програма інспекцій повинна визначати періодичність перевірок та умов за яких вони проводяться, та засоби контролю. Періодичність оглядів (програми огляду) силових елементів крила повинна визначатися на підставі оцінки часу зростання тріщини (кривої зростання тріщини) від мінімального розміру (мінімальна довжина тріщини, що може бути виявлена) до критичної довжини тріщини (розрахунок залишкової міцності) [17].

Таким чином, щоб конструкція мала властивості безпечного руйнування, конструкція крила повинна володіти такими властивостями, як:

- має піддаватись перевіткам (забезпечити методами неруйнівного контролю технічного стану конструкції);
- ремонтпридатність;
- можливість доступу до критичних вузлів для їх подальшого огляду;

- мати оптимальний коефіцієнт інтенсивності напружень (вибір матеріалу з високим показником питомої тріщиностійкістю [13]).

Геометричних параметри крила базуються на аеродинамічній компоновці (рис. 2).

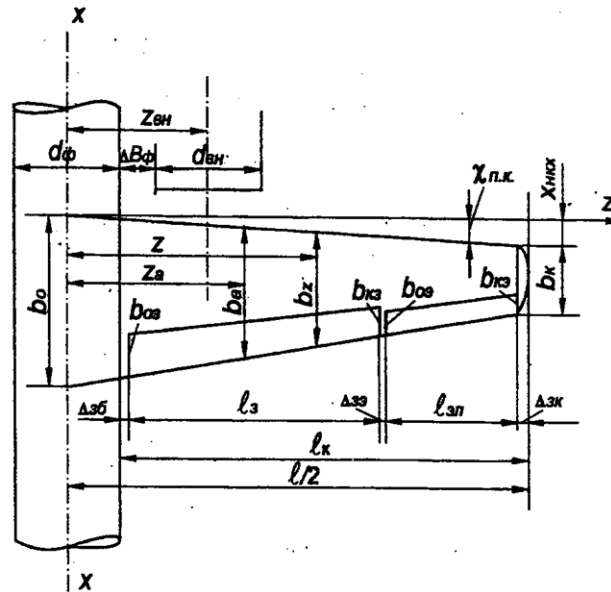


Рис. 2 Геометрія крила

Площу крила в нульовому наближенні можна визначити за формулою [18,19]:

$$S = \frac{m_0^0 \cdot g}{10 \cdot p},$$

де  $m_0^0 = \frac{m_{\text{пас}} + m_{\text{сн}}}{1 - (\overline{m}_T + \overline{m}_K + \overline{m}_{\text{сy}} + \overline{m}_{\text{об.у}})}$  – злітна вага в нульовому наближенні;  $p$  – питома навантаження на крило.

Тоді розмах крила дорівнює:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S}.$$

Кінцеві і кореневі хорди:

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

де  $\lambda$  – відносне подовження крила;  $\eta$  – звуження крила.

Параметри закрilка можуть бути визначені в першому наближенні за допомогою наступних формул:

$$l_3 = \frac{l-d_\phi-2\cdot\Delta_{3б}}{2} \cdot \bar{l}_3 - \text{розмах закрилка},$$

$$b_{0з} = \bar{b}_3 \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta-1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi+2\cdot\Delta_{3б}}{l}\right) - \text{коренева хорда закрилка},$$

$$b_{кз} = \bar{b}_3 \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta-1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi+2\cdot\Delta_{3б}+2\cdot l_3}{l}\right) - \text{кінцева хорда закрилка},$$

де  $d_\phi$  – діаметр фюзеляжу;  $\Delta_{3б}$  – проміжок між кореневою хордою закрилка і бортом фюзеляжу;  $\bar{l}_3$  – відносний розмах закрилка.

Для сучасного стрілоподібного крила характерний поперечний переріз відносної хорди закрилка лежить в проміжках:  $\bar{b}_3 \approx 30 \dots 40\%$ .

Параметри елерона можна визначити в першому наближенні за такими формулами:

$$l_{эл} = \frac{l-d_\phi}{2} - l_3 - \Delta_{3б} - \Delta_{зэ} - \Delta_{зк} - \text{розмах елерона},$$

$$b_{0э} = b_{эл} \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta-1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi+2\cdot(l_3+\Delta_{пб}+\Delta_{пз})}{l}\right) - \text{коренева хорда елерона},$$

$$b_{кэ} = \bar{b}_{эл} \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta-1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi+2\cdot(l_3+l_{эл}+\Delta_{пб}+\Delta_{зэ})}{l}\right) - \text{кінцева хорда елерона},$$

де  $\Delta_{зэ}$  – зазор між закрилком і елероном;  $\Delta_{зк}$  – ширина закінцівки крила.

Для сучасного стрілоподібного крила характерний поперечний переріз відносної хорди передкрилків лежить в проміжках:  $\bar{b}_{пр} \approx 12 \dots 19\%$ .

Навантаження, що діють на агрегат, зокрема крило, грають важливу роль в досягненні оптимальної конструкції з точки зору вагової ефективності і безпеки.

На крило діють: розподілені по поверхні повітряні сили; масові сили від конструкції крила; від палива; розміщеного в крилі; зосереджені сили від мас агрегатів, розташованих на крилі. Під час польоту всі види навантаження безперервно змінюються як за величиною, так і за напрямком з плином часу.

Навантаження, що діють на крило літака, визначаються за розрахунковими випадками навантажень, до яких відносяться [18,20]:

1. польотні випадки з прибраною злітною та посадковою механізацією крила при симетричних умовах польоту (А, А', В, С, D, D'), рис. 3 і таблиця 1;

2. несиметричні навантаження на крило, умови обертання;
3. польотні випадки зі злітною та посадковою механізацією крила;
4. випадки зльоту і посадки (практично всі випадки завантаження основних стійок шасі).

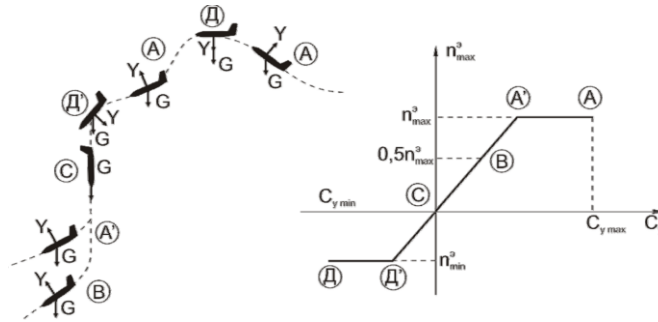


Рис. 3 Розрахункові випадки навантаження крила літака транспортної категорії [18]

Таблиця 1 Параметри розрахункових випадків для крила літака транспортної категорії відповідно до норм льотної придатності

| Розрахунковий випадок | Опис   | Перевантаження        | Швидкісний натиск                       | Коефіц. підйомної сили                      | Коефіц. безпеки |
|-----------------------|--|-----------------------|---|---|-----------------|
| A                     | Криволінійний політ. Гірка, виходити з пікірування. Дія вертикального пориву вітру.  | $n_{max}^e$           | $\frac{n_{max}^e \cdot P}{C_{y_{max}}}$ | $C_{y_{max}}$                               | 1.5             |
| A'                    | Криволінійний політ. Вихід з пікірування. Політ в бовтанку. Політ на великій швидкості.  | $n_{max}^e$           | $q_{max}$                               | $\frac{n_{max}^e \cdot P}{q_{max}}$         | 1.5             |
| B                     | Криволінійний політ при малих кутах атаки з відхиленими елеронами.   | $0.5 \cdot n_{max}^e$ | $q_{max}$                               | $\frac{n_{max}^e \cdot P}{2 \cdot q_{max}}$ | 2.0             |
| C                     | Вертикальне пікірування з відхиленими елеронами.   | 0                     | $q_{max}$                               | 0   | 2.0             |
| D                     | Криволінійний політ при кутах атаки, відповідних $C_{y_{min}}$ . Різкий перехід до планування, польоту в неспокійному повітрі. Характеризується зворотним завантаженням. | $n_{min}^e$           | $\frac{n_{min}^e \cdot P}{C_{y_{max}}}$ | $C_{y_{min}}$                               | 1.5             |
| D'                    | Криволінійний політ при малих негативних кутах атаки. Аналогічно випадку D, але при високій швидкості польоту  | $n_{min}^e$           | $q_{max}$                               | $\frac{n_{min}^e \cdot P}{q_{max}}$         | 1.5             |

Розрахунок навантажень зводиться до наступних етапів [21]:

1. визначення результуючих повітряних і масових навантажень на крило;

2. розрахунок розподілу аеродинамічного навантаження по розмаху крила і хорді;
3. розрахунок розподілу масових навантажень по крилу (маси крила і палива);
4. розрахунок перерізувальної сили, згинальних і приведених моментів вздовж розмаху крил.

Експлуатаційне навантаження на крило і балансує навантаження на горизонтальне оперення (ГО) визначається з умови (див. рис. 4):

$$\sum F_y = 0 \rightarrow Y_{кр}^e - Y_{го}^e = n_y^e \cdot G \rightarrow Y_{кр}^e = n_y^e \cdot G + Y_{го}^e.$$

Міцність крила визначається при граничному, а не експлуатаційному стані навантаження. Розрахункове навантаження базується на розрахунковому коефіцієнті перевантаження:

$$n^p = n_y^e \cdot f,$$

де  $n_y^e$  – коефіцієнт експлуатаційного перевантаження для заданого проектного випадку;  $f$  – коефіцієнт запасу міцності.

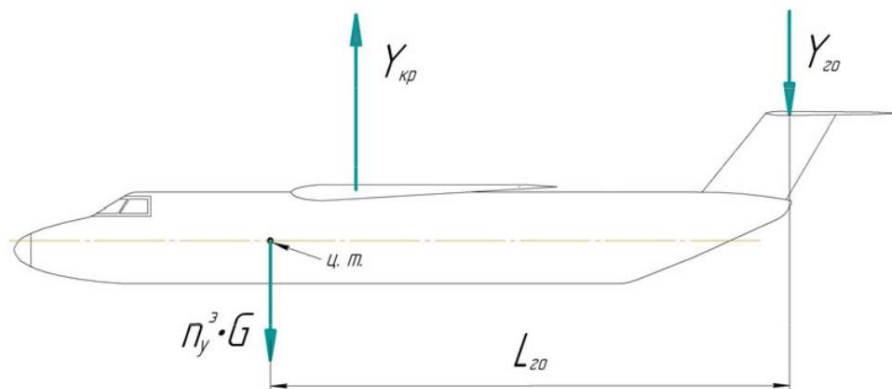


Рис. 4 Схема балансування літака нормальної аеродинамічної конфігурації [20]

Зважаючи на вищесказане, розрахункове навантаження на крило складе:

$$Y_{кр}^p = n^p \cdot G + Y_{го}^p$$

Для крила великого подовження погонне аеродинамічне навантаження визначається за формулою [22]:

$$q_a^p(z) = \frac{Y_{кр}^p}{l} \cdot \bar{\Gamma} \cdot (\cos \alpha + \tan \theta \cdot \sin \alpha),$$

де  $\bar{\Gamma}$  – відносна циркуляція з урахуванням впливу фюзеляжу, гондол двигуна і стрілоподібності;  $\alpha$  – кут атаки;  $\tan \theta = \frac{C_x(z)}{C_y(z)}$ , де  $C_x(z)$  визначається за значенням

$$C_y(z) = \bar{\Gamma} \cdot \frac{C_{ya} \cdot b_{ср}}{b(z)} - \text{заданого дизайнерського корпусу}; b_{ср} - \text{середня хорда крила.}$$

Масове розподілене навантаження від ваги крила і палива визначається за такими формулами:

$$q_{кр}^p(z) = \frac{f \cdot n^p \cdot G_{кр}}{S} \cdot b(z) \cdot (\cos \alpha + \tan \theta \cdot \sin \alpha),$$

$$q_{п}^p(z) = \frac{f \cdot n^p \cdot G_{п}}{S_{п}} \cdot b(z) \cdot (\cos \alpha + \tan \theta \cdot \sin \alpha).$$

При побудові діаграм перерізних зусиль і згинальних моментів, крило розглядається як консольна балка, навантажена розподіленим навантаженням, інтенсивністю:

$$q_{\Sigma}^p = q_a^p - q_{кр}^p - q_{п}^p.$$

Діаграми перерізних зусиль і згинальних моментів визначаються шляхом інтегрування  $q_{\Sigma}^p$  по довжині консолі крила:

$$Q(z) = \int_0^z q_{\Sigma}^p(z) dz \pm \Sigma G_{гр} \cdot n^p, M(z) = \int_0^z Q(z) dz.$$

Крутний момент відносно осі жорсткості крила виникає від нормальних до хорди складових погонних аеродинамічних навантажень від повітря  $q_a^p(z)$ , масових сил крила  $q_{кр}^p(z)$ , масових сил палива  $q_{п}^p(z)$  і зосереджених агрегатів  $P_i^p$ , що розташовані на крилі. Погонний крутний момент в поперечному перерізі визначається за формулою:

$$m_z^p(z) = q_a^p(z) \cdot (x_{ж} - x_{т}) + q_{кр}^p(z) \cdot (x_{м} - x_{т}) + q_{п}^p(z) \cdot (x_{п} - т),$$

де  $x_T$ - відстань від носка профілю до центру тиску, яке визначається для кожного конструктивного випадку і кожного поперечного перерізу (за допомогою аеродинамічного розрахунку або натурних випробувань);  $x_M$  – положення центру мас крила відносно носка профілю (на ранніх етапах проектування можна прийняти  $0,42 \dots 0,45 b(z)$ );  $x_{ж} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i \cdot H_i^3}{\sum_{i=1}^n H_i^3}$  – координата центру жорсткості перерізу крила на стадії ескізного проектування, де  $x_i$  – відстань до і-го лонжерона від носка секції та  $H_i$  – висота і-го лонжерона.

Для визначення крутного моменту інтегруємо погонний крутний момент:

$$M(z)_{кр} = \int_0^z m_z^p(z) dz \pm \Sigma G_{гр} \cdot n^p \cdot x_{гр}.$$

Для корекції згинальних моментів і крутного моменту за рахунок наявності стрілоподібного крила, можна використовувати наступну формулою (для стрілоподібності  $\chi < 30^\circ$ ):

$$M(z)_\chi = \frac{M(z)}{\cos \chi}, M(z)_{кр_\chi} = M(z)_{кр}.$$

Побудовані діаграми навантажень, що діють на від'ємну частину крила літака транспортної категорії, наведені на рис. 5.

Найважливішим етапом проектування крила є визначення КСС. Основними елементами конструкції крила, що сприймають навантаження, які діють на нього, є лонжерони, стрингера, обшивка, нервюри і поздовжні стінки. Характер роботи цих елементів під навантаженням визначає конструктивно-силову схему.

В якості основної ознаки, що характеризує КСС крила, береться характер роботи і ступінь використання обшивки і поздовжнього набору (лонжерони і стрингери). За цими ознаками розрізняють лонжеронні, кесонні і моноблочні КСС крила.

На рис. 6 показані конструктивно-силові схеми сучасних крил.

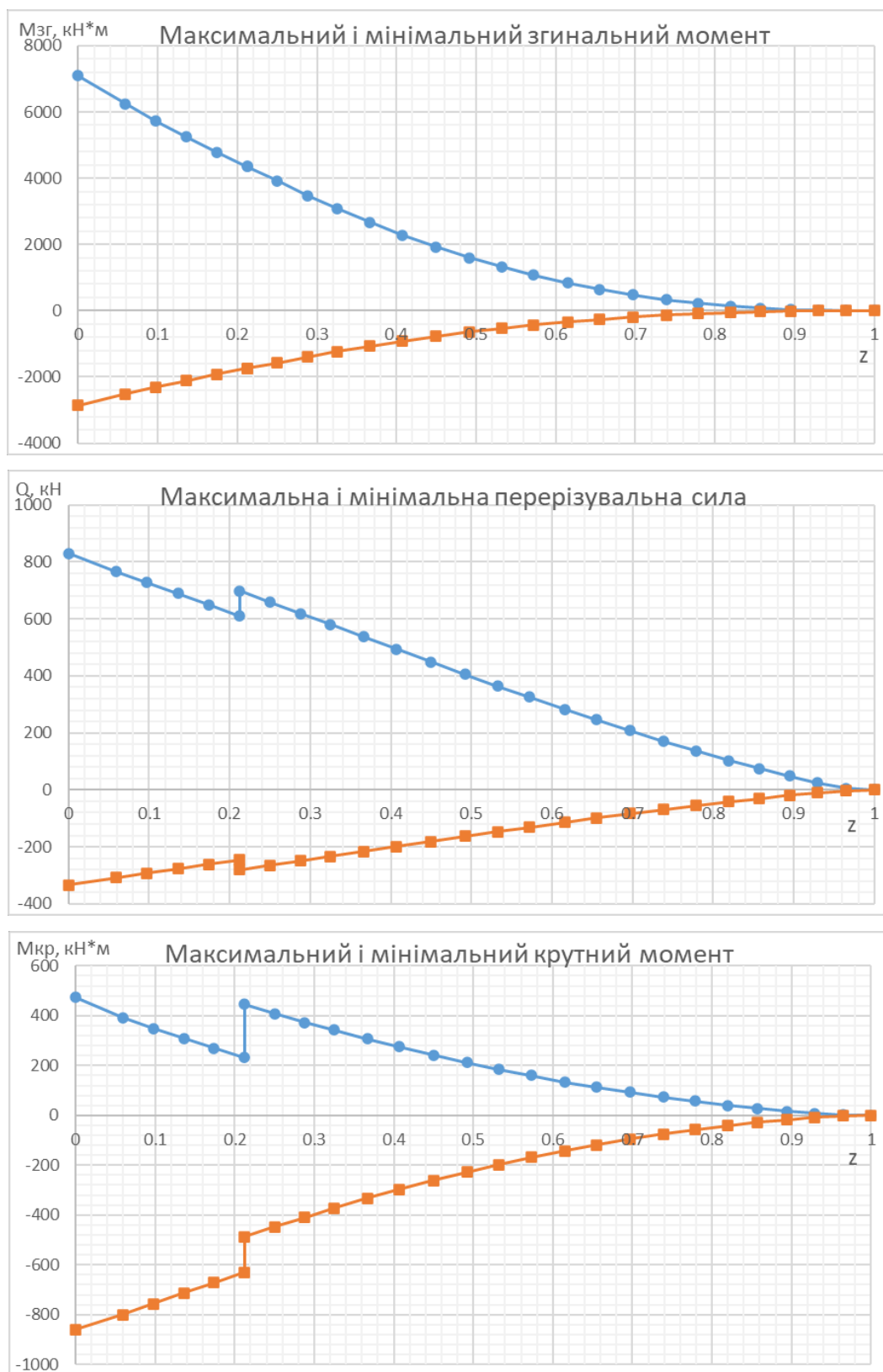
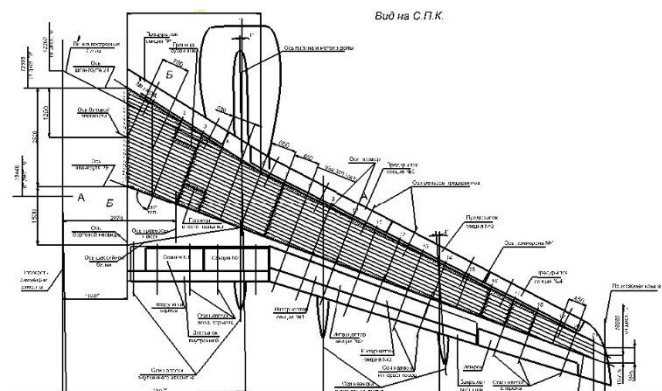
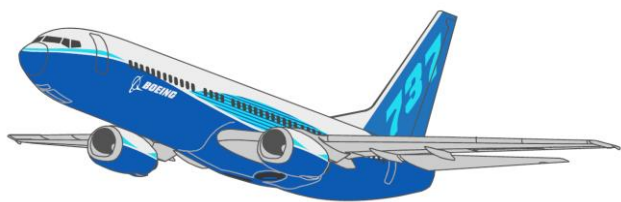
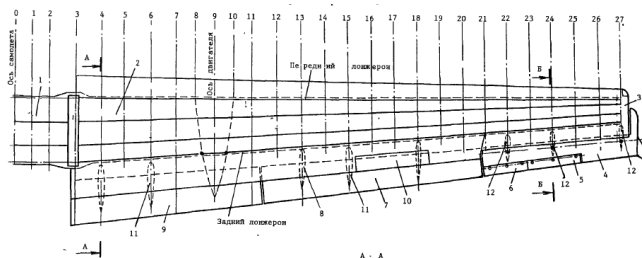


Рис. 5 Розрахункові навантаження на від'ємну частину крила літака транспортної категорії

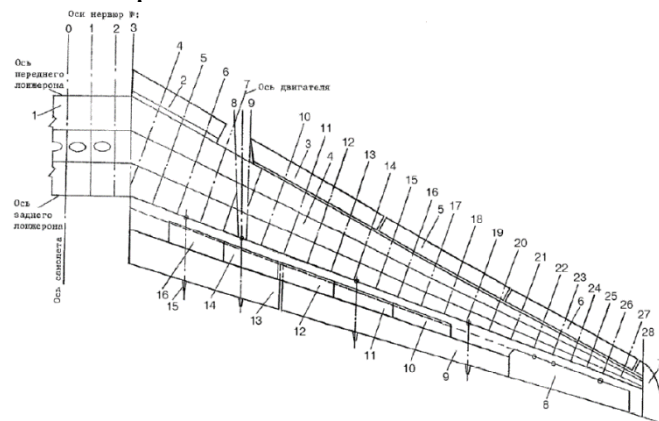




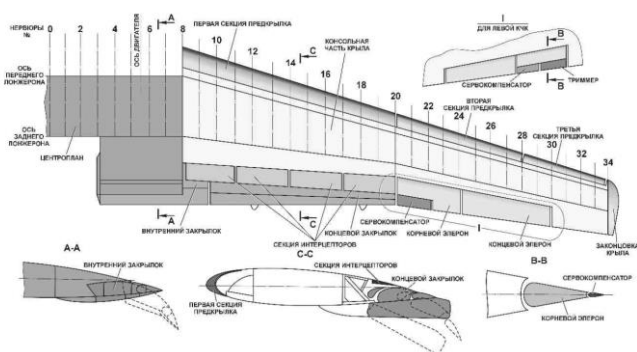
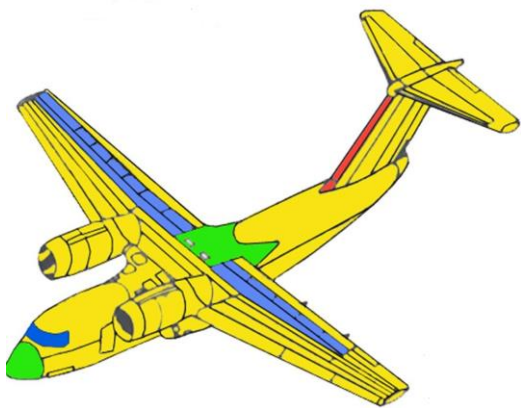
а) Конструктивно – силовая схема крыла літака Boeing 737



б) Конструктивно – силовая схема крыла літака Ан -140



в) Конструктивно – силовая схема крыла літака Ан-148



д) Конструктивно – силовая схема крыла літака Ан-72

Рис. 6 Конструктивно – силові схеми сучасних крил

Сучасні літаки мають кесонну КСС, що зумовлено рядом переваг [18]:

- висока жорсткість крила на кручення завдяки товстій обшивці;
- хороша якість поверхні крила;
- зручність для створення паливних відсіків;
- можливість широкого панелювання;
- масові переваги в порівнянні з лонжеронами при високоінтенсивних навантаженнях, при  $C < 6 \dots 8\%$

Слід також відзначити ряд недоліків даної схеми [18]:

- складне контурне з'єднання крила з фюзеляжем або між відсіками крила;
- труднощі в організації ніші шасі (в кесоні та моноблоці не можна робити вирізи);
- необхідність закриття люків і вирізів в кесоні і моноблоці КСС з силовими кришками, що ускладнює експлуатацію і конструкцію.

На етапі розробки КСС треба виконати роботу з підбору параметрів елементів конструкції крила: геометричні характеристики; механічні характеристики матеріалів, з яких буде виготовлений той чи інший елемент; їхні конструктивні особливості. Для виконання розрахункового розрахунку використовуються балочні моделі опору матеріалів, аналітичні моделі будівельної механіки, теорія пружності, теорія пластичності.

Проектування крила на тривалий ресурс викликає збільшення ваги конструкції, так як для забезпечення ресурсу потрібно деяке зниження розрахункової напруги в регулярних зонах силового набору крила. Для створення максимально легкої конструкції необхідно усунути якомога більше стиків і роз'ємів.

Подальшими етапами проектування крила є створення моделі розподілу простору. Модель розподілу простору розробляється на основі спроектованих елементів в процесі проектування, структурно-технологічного членування, панелювання (з точки зору живучості і зручності виготовлення великогабаритних елементів), конструктивного і силового набору.

Вибір відстані між нервюрами визначається з умови рівної міцності при місцевій втраті та загальній втраті стійкості стрингера з прикріпленою обшивкою в зоні дії стискаючих навантажень, а також з урахуванням необхідності розміщення оглядових люків - для проведення робіт по складанні конструкції крила, монтажних робіт, герметизуючих робіт всередині крила, а також для забезпечення можливості обслуговування крила в процесі експлуатації.

Після визначення основних геометричних параметрів виконується проектний розрахунок [20,23–26]. Метою розрахункового розрахунку є визначення геометричних характеристик поперечного перерізу крила. Розрахунковий розрахунок конструкції здійснюється за спрощеною моделлю крила, а саме:

- лонжерони – плоскі балки (вони сприймають навантаження тільки в своїй площині);
- обшивка і стінки лонжеронів працюють тільки на зсув;
- враховується участь обшивки в сприйнятті нормальних навантажень шляхом врахування приєднаної площі обшивки до поздовжніх елементів;
- пояси лонжеронів працюють тільки на розтяг і стиснення.

Вихідними даними для розрахункового розрахунку поперечного перерізу крила літака є значення перерізувальної сили, згинальних і крутних моментів в цьому поперечному перерізі та властивості матеріалів елементів поперечного перерізу.

Для визначення товщини обшивки задаються відстанню між стрингерами. У реальних конструкціях крок стрингера розташований в межах  $110 \leq t \leq 200$  мм. Крок  $t$  встановлюється таким чином, щоб між лонжеронами розміщувалось ціле число стрингерів.

Товщина обшивки  $\delta$  визначається за умови отримання хвилястості поверхні крила не вище певного значення  $\frac{\delta}{t}$ . Величина повинна задовольняти нерівності:

$$\frac{\delta}{t} \geq \sqrt[3]{\frac{(1 - \mu^2) \cdot P_0}{32E \cdot \bar{y}}}$$

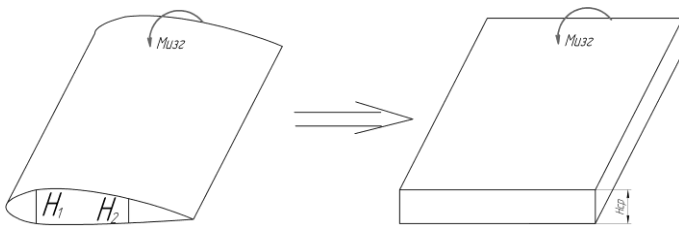
де  $P_0 = P_n$  та  $P_0 = P_g$  – тиск на нижній і верхній поверхні крила;  $\mu$  – коефіцієнт Пуассона;  $E$  – модуль пружності першого типу матеріалу обшивки.

Параметром  $\bar{y}$  є відносний прогин  $\bar{y} = \frac{y}{t}$ , де  $y$  максимальний прогин обшивки, що розглядається як смугова балка, що навантажується поперечним навантаженням  $P_0$  і затискається в точках її кріплення до стрингерів. Для швидкісних літаків рекомендується брати не більше 0,002. Приблизні значення  $P_n$  та  $P_g$  дорівнюють:

$$P_n = \frac{1}{3} \cdot \frac{G}{S}, P_g = \frac{2}{3} \cdot \frac{G}{S}.$$

Мінімальну товщину обшивки слід застосовувати з урахуванням технологічних міркувань.

При виконанні проектувального розрахунку складний контур профілю крила спрощено замінюють двома паралельними панелями.



Середня висота перерізу:

$$H_{cp} = \frac{1}{2} (H_1 + H_2) \cdot \mu,$$

де  $H_1$  та  $H_2$  – висоти профілю в місцях розташування першого та другого лонжеронів; коефіцієнт  $\mu$  враховує, що

Рис. 7 Заміна складного аеродинамічного профілю двома паралельними панелями відстань між центрами ваги полиць лонжеронів менша від теоретичної висоти профілю в місцях установки лонжеронів. Значення коефіцієнта лежить у межах 0,9...0,95.

При підборі поздовжніх силових елементів, необхідні зусилля, що сприймаються верхньою та нижньою половинками поперечного перерізу крила. Сила стиснення верхньої частини перерізу крила та сила розтягування нижньої частини крила:

$$P_{пан} = \frac{M_{зг}}{H_{cp}}.$$

Зусилля  $P_{nan}$ , що сприймається кожною половиною перерізу, можна представити у вигляді суми зусилля  $P_l$ , що навантажує полиці лонжерону, і зусилля  $P_{co}$ , що сприймається стрінгерами та обшивкою:

$$P_{co} = \eta \cdot P_{nan}, \quad P_l = P_{nan} - P_{co}.$$

Введений коефіцієнт  $\eta$  визначає частку від зусилля  $P_{nan}$ , що сприймається стрінгерами та обшивкою. Його чисельне значення лежить зазвичай у проміжку 0,3...0,8 залежно від силової схеми крила. Найменше значення відповідає лонжеронному крилу, більше - моноблочному.

Зусилля  $P_{co}^P$  у розтягнутій зоні визначається рівнянням:

$$P_{co}^P = \sigma_{в.СТР} \cdot n_{СТР} \cdot f_{СТР} \cdot k_1 \cdot B_l \cdot \delta_n \cdot \sigma_{в.ОБШ} \cdot k_1 \cdot k_2,$$

де  $\sigma_{в.СТР}$  - руйнівна напруга стрінгера у розтягнутій зоні;  $f_{СТР}$  - площа поперечного перерізу одного стрінгера;  $\delta_n$  - товщина обшивки у розтягнутій зоні;  $k_1$  - коефіцієнт, що враховує концентрацію напруги та ослаблення перерізу отворами під кріплення,  $k_1 = 0.8 - 0.85$ ;  $k_2$  - коефіцієнт, що враховує запізнення у включенні в силову схему обшивки в порівнянні зі стрінгером, залежить від товщини обшивки,  $k_2 = 0.85 - 0.9$ ; для обшивок  $\delta \geq 3$ мм  $k_1 \cdot k_2 = 0.7$ ; для монолітних панелей  $k_1 = k_2 = 1$ ;  $B_l$  - відстань між лонжеронами;  $n_{СТР}$  - кількість стрінгерів.

Площа поперечного перерізу стрінгера, яка забезпечить сприйняття стрінгерами та обшивкою зусилля  $P_{co}^P$ :

$$f_{СТР} = \frac{P_{co}^P - B_l \cdot \delta_n \cdot \sigma_{в.ОБШ} \cdot k_1 \cdot k_2}{\sigma_{в.СТР} \cdot n_{СТР} \cdot k_1}.$$

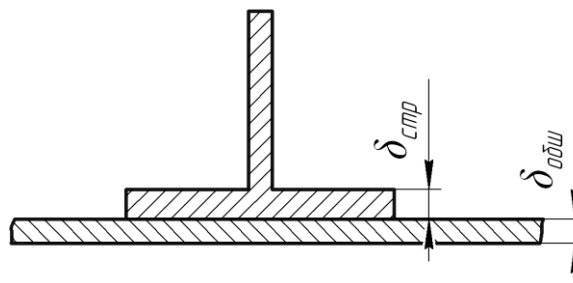


Рис. 8 Геометрія стрінгера та обшивки

Знаючи потрібну площу стрінгера, із сортаменту авіаційних профілів підбирається пресований профіль стрінгера з найближчою площею поперечного перерізу.

Слід прагнути до того, щоб товщина полиці стрінгера, до якої приєднується обшивка,

відповідала умові:  $\frac{\delta_{\text{стр}}}{\delta_{\text{обш}}} \geq 1.2$  (рис. 8).

Після вибору профілю стрінгера необхідно перерахувати знайдене раніше зусилля  $P_{co}^P$  з новою площею стрінгера.

Зусилля, що сприймається лонжероном, становитиме:

$$P_{л}^P = P_{пан} - P_{co}^P.$$

Зусилля  $P_{co}^C$  у стиснутій зоні дорівнює:

$$P_{co}^C = \sigma_{кр.стр} \cdot n_{стр} \cdot (f_{стр} + f_{прієд.обш}),$$

де  $\sigma_{кр.стр}$  - розрахункова руйнівна напруга в стиснутій зоні для стрінгера;  $f_{стр}$  - площа стрінгера у стиснутій зоні;  $f_{прієд.обш}$  - приєднана площа обшивки, що працює разом із стрінгером. У першому наближенні величину  $\sigma_{кр.стр}$  можна вважати рівною критичної напрузі стійкості стиснутого стрінгера.

При виборі стрінгера в стиснутій зоні, як і в розтягнутій, спочатку необхідно знайти потрібну площу. При цьому площа приєднаної обшивки приблизно дорівнює:

$$f_{прієд.обш} = 30 \cdot \delta^2.$$

У добре спроектованих крилах критичні напруження стрінгерів близькі до межі міцності матеріалу стрінгера, припускаючи вищесказане, приймають:

$$\sigma_{кр.стр} = 0.8 \cdot \sigma_{в.стр}.$$

Потрібна площа стрінгера:

$$f_{стр} = \frac{P_{co}^C}{\sigma_{кр.стр} \cdot n_{стр}} - f_{прієд.обш}.$$

Знаючи потрібну площу стрінгера, із сортаменту авіаційних профілів підбирається пресований профіль стрінгера з найближчою площею поперечного перерізу.

Критичні напруження стійкості стрінгера визначаються за такою формулою:

$$\sigma_{кр.стр} = \frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2},$$

де  $\nu = \frac{\sigma_{в.стр}}{\sigma_{кр.стр}^E}$ ;  $\sigma_{в.стр}$  - межа міцності матеріалу стрінгера;  $\sigma_{кр.стр}^E$  - Ейлерова критична напруга, що визначається за формулами будівельної механіки для стрижнів і пластин.

При місцевій втраті стійкості стрінгера величина  $\sigma_{KP.CTP}^E$  дорівнює:

$$\sigma_{KP.CTP}^{\Delta} = \frac{0.9 \cdot k \cdot E}{(b/\delta)^2},$$

де  $b$  і  $\delta$  - ширина і товщина стінки стрінгера, що втрачає стійкість як пластина;  $E$  – модуль пружності матеріалу стрінгера;  $k$  - коефіцієнт, що враховує умови закріплення граней стінки. Коефіцієнт  $k$  визначається відповідно до умов закріплення граней стінки стрінгера.

Якщо для вибраного профілю стрінгера  $\sigma_{KP.CTP}^E \geq \sigma_{ПЦ.CTP}$ , необхідно підібрати інший профіль.

Стрінгер необхідно перевірити і на загальну стійкість, вважаючи його багатопролітною балкою, опертою на нервюри. Однак, якщо відстань між нервюрами обрано з умови рівномірності стрінгера за загальної та місцевої втрати стійкості, то критичні напруження загальної втрати стійкості можна не знаходити.

Прилегла до обшивки полиця стисненого стрінгера повинна мати бортики або її товщина повинна перевищувати товщину обшивки, що істотно підвищує здатність панелей при стисненні.

Ширина приєднаної обшивки  $2c$ , що працює з напругою стрінгера, визначається за формулою:

$$2c = 1.9\delta \sqrt{E/\sigma_{СТР}}.$$

При розрахунках за граничним станом, вважають, що напруги в стрінгери рівні руйнівній нарузі:

$$\sigma_{СТР} = \sigma_{KP.CTP}.$$

При визначенні площі обшивки, приєднаної до стрінгера в стиснутій зоні, має значення, скількома рядами кріплення обшивка приєднана до стрінгера. Для панелі приєднана площа обшивки дорівнює:

$$f_{\text{приєд.обш}} = 2 \cdot c \cdot \delta .$$

Далі необхідно визначити зусилля в лонжероні  $P_l^C$ :

$$P_l^C = P_{\text{пан}} - \sigma_{KP.CTP} \cdot n_{\text{стр}}(f_{\text{стр}} - f_{\text{приєд.обш}})$$

Сумарна площа полиць лонжеронів  $F_l^P$  у розтягнутій зоні дорівнює:

$$F_l^P = \frac{P_l^P}{k_1 \cdot \sigma_{B,l}},$$

де  $\sigma_{B,l}$  - межа міцності матеріалу полиці лонжерону при розтягуванні;  $k_1$  - коефіцієнт, що враховує вплив концентрації напруги в полиці.

Площа  $F_l^P$  слід розподілити між розтягнутими полицями переднього та заднього лонжеронів. Площі полиць розподіляються пропорційно квадратам висот лонжеронів:

$$F_2^P = \frac{F_l^P}{1 + \left(\frac{H_1}{H_2}\right)^2}, F_1^P = F_l^P - F_2^P.$$

Сумарна площа полиць лонжеронів у стиснутій зоні  $F_l^C$  дорівнює:

$$F_l^C = \frac{P_l^C}{\sigma_l^C},$$

де  $\sigma_l^C$  - розрахункові руйнівні напруги стиснутої полиці,  $\sigma_l^C = \sigma_{B,l}$ .

Знайдена площа  $F_l^C$  розподіляється між переднім та заднім лонжеронами пропорційно квадратам висот лонжеронів:

$$F_2^C = \frac{F_l^C}{1 + \left(\frac{H_1}{H_2}\right)^2}; F_1^C = F_l^C - F_2^C.$$

Стінки лонжеронів сприймають потоки дотичних зусиль від перерізувальних сил та крутіння крила.

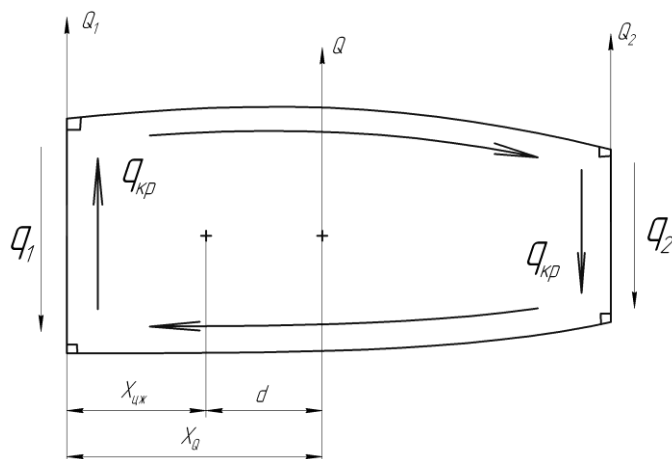


Рис. 9 Крутний момент в поперечному перерізі крила



Потоки від перерізувальних сил  $Q_1$  і  $Q_2$  дорівнюють:

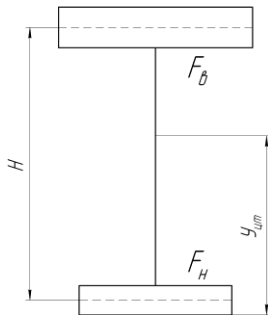
$$q_1 = \frac{Q_1}{H}; q_2 = \frac{Q_2}{H}.$$

Точка дії перерізувальної сили в перерізі крила визначається на етапі розрахунку навантажень і має важливе значення.

Перерізувальна сила  $Q$  розподіляється пропорційно до згинальних жорсткостей лонжеронів:

$$Q_1 = Q \frac{E_1 \cdot I_1}{E_1 \cdot I_1 + E_2 \cdot I_2}, Q_2 = Q - Q_1.$$

Пояси верхнього та нижнього лонжеронів не однакові, тому моменти інерції кожного лонжерону слід визначати в залежності від осі паралельної площини обшивки та проходити через центр ваги лонжерону:



$$Y_{cm} = \frac{F_b \cdot H}{F_b + F_n}$$

$$I = F_b(H - Y_{cm})^2 + F_n \cdot Y_{cm}.$$

Положення центру жорсткості відносно переднього лонжерону:

$$X_{цж} = \frac{E_2 \cdot I_2 \cdot B}{E_1 \cdot I_1 + E_2 \cdot I_2}.$$

Рис. 10 Положення центру ваги лонжерону

Відстань від точки дії поперечної сили до центру жорсткості перерізу становитиме:

$$d = X_Q - X_{цж}.$$

Положення центру жорсткості визначається геометричними параметрами перерізу крила. Положення перерізувальної сили в перерізі залежить від розрахункового випадку: на великих кутах атаки точка дії поперечної сили зміщується до носку, на малих - до середини хорди профілю. Також положення поперечної сили залежить від положення механізації крила. У результаті перерізувальна сила може бути розташована як до так і за центром жорсткості, відповідно і крутний момент  $M_{кр}$

і потік  $q_{кр}$  можуть змінювати свій напрямок. Крутний момент  $M_{кр}$  може бути знайдений за формулою:

$$M_{кр} = Q \cdot d.$$

Потік дотичних зусиль від дії крутного моменту, дорівнює:

$$q_{кр} = \frac{M_{кр}}{\Omega},$$

де  $\Omega = 2 \cdot H_{ср} \cdot B_l$  - подвоєна площа контуру.

Сумарні потоки дотичних зусиль по стінці лонжеронів  $q_{\Sigma 1}$  і  $q_{\Sigma 2}$  рівні:

$$q_{\Sigma 1} = q_1 \pm q_{кр}, q_{\Sigma 2} = q_2 \pm q_{кр}.$$

Товщини стін визначаються за залежністю:

$$\delta_1 = \frac{q_{\Sigma 1}}{[\tau]}, \delta_2 = \frac{q_{\Sigma 2}}{[\tau]},$$

де  $[\tau_e]$  - руйнівна напруга зсуву.

При проектуванні конструкції за умови статичної міцності  $[\tau_e] = (0,6 \dots 0,65)\sigma_B$ .

Відстань між нервюрами визначають із умови рівномірності критичних напруг місцевої та загальної втрати стійкості.

Критичні напруження загальної втрати стійкості визначаються за такою формулою:

$$\sigma_{кр.СТР}^E = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I_{C+O} \cdot m}{(f_{сmp} + f_{прієд.обш}) \cdot l^2},$$

де  $E$  – модуль пружності стрінгера;  $l$  – відстань між нервюрами;  $m$  - коефіцієнт, що враховує умови спирання на кінцях ділянки стрінгера і знаходиться в діапазоні 1-2;  $I_{C+O}$  – момент інерції перерізу щодо осі, що проходить через центр тяжкості цього перерізу, і паралельної площини обшивки рівний:

$$I_{C+O} = I_x^{сmp} + f_{сmp} (Y_{ум}^{\Sigma} - y_0)^2 + f_{прієд.обш} (Y_{ум}^{\Sigma} + \frac{\delta_e}{2})^2,$$

де  $I_x^{СТР}$  - момент інерції стрінгера;  $y_0$  - координата центру ваги стрінгера;  $Y_{цт}^{\Sigma}$  - координата центру ваги стрінгера з приєднаною обшивкою, визначається за наступною залежністю:

$$Y_{цт}^{\Sigma} = \frac{f_{стр} \cdot y_0 - f_{прієд.обш} \cdot \frac{\delta_g}{2}}{f_{стр} + f_{прієд.обш}}$$

Відстань між нервюрами можна визначити за такою формулою:

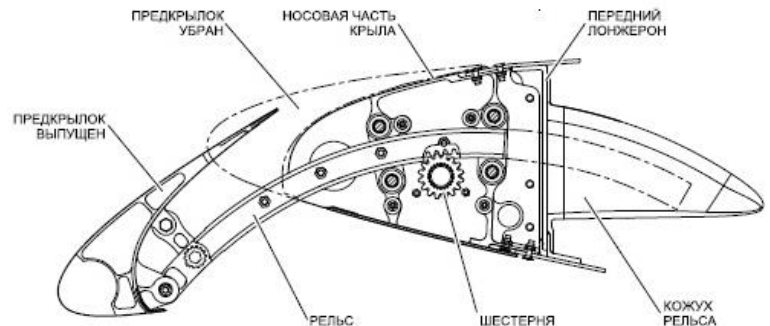
$$l = \sqrt{\frac{\pi^2 E \cdot I_{C+O} \cdot m}{(f_{стр} + f_{прієд.обш}) \cdot \sigma_{КР.СТР}^2}}$$

## 1.2. Аналіз впливу механізації крила на його аеродинамічні характеристики і навантаження

Механізація крила - це сукупність пристроїв і аеродинамічних поверхонь, призначених для зміни аеродинамічних характеристик літака, головним чином з метою підвищення несучих властивостей при режимах зльоту і посадки, а також при виконанні маневрування.



а) зовнішній вигляд двощільового закрилка



б) схема передкрилка

Рис. 11 Засоби механізації крила

Виділяють механізацію задньої кромки (рис. 11, а), яка включає в себе закрилки різних типів і щитки, та механізацію передньої кромки, яка включає в себе передкрилки (рис. 11, б), носові щитки і відхилені носки [27]. Крім того, механізація крила включає в себе гасителі підйомної сили у вигляді спойлерів, інтерцепторів і гальмівних щитків, які відхиляються на верхній поверхні крила. В якості механізації задньої кромки рис. 11, найбільш широко використовуються закрилки. В цілому

закрилки виконані у вигляді задніх профільованих частин крила, які відхиляються вниз під певним кутом.

Загалом механізація крила повинна відповідати наступним вимогам [2]:

- максимальне збільшення  $C_{ya}$  в разі відхилення засобів механізації в посадкове положення при кутах атаки для заходу на посадку;

- мінімальне збільшення  $C_{xa}$  в прибраному положенні засобів механізації;

- максимальне значення аеродинамічної якості;

- можливе мінімальне значення зміщення центру тиску при відхиленні засобів механізації;

- синхронність дії механізації на обох консолях крила, простота конструкції і висока надійність експлуатації.

Механізація передньої кромки допомагає усунути або відстрочити відривання потоку, що обтікає крило при великих кутах атаки (рис. 12), тобто сприяє підвищенню  $C_{y_{max}}$  та ефективності елеронів.

Широке застосування механізації передньої кромки знаходять саме передкрилки. Вони більш ефективні, ніж інші відомі види механізації передньої кромки, і забезпечують безперервний потік навколо крила до більших значень кута атак із збільшенням  $\Delta C_{y_{max}} = 1,0 \dots 1,2$  при  $\alpha_{кр} = 25^\circ \dots 30^\circ$  [1]. Слід зазначити, що також застосовують і змішане використання передкрилків в поєднанні з щитком Крюгера, зокрема в корінній частині крила. Таке застосування зумовлено наступним: щитки Крюгера забезпечують безвідривне обтікання до певного кута атаки, після чого починається різке порушення потоку.

При використанні щитків Крюгера в корені крила, а щільових передкрилків - в середній і кінцевій частинах, по мірі збільшення кутів атаки, зрив потоку починається біля кореня крила. В результаті в середині і на кінцях крила ще залишається безперервне обтікання, створюється пікіруючий момент, що повертає літак на менші кути атаки, тим самими запобігає вихід літака до закритичних кутів атаки.

Найбільша ефективність проявляється у використанні передкрилків по всій передній кромці крила, а не окремих ділянках консолі. У досягненні ефективного безвідривного обтікання крила можуть впливати мотогондоли та пілони двигунів, що вимагає пошуку ефективних методів боротьби з їх впливом на потік.

Для вирішення основного завдання механізації, збільшити коефіцієнт підйомної сили при зльоті і посадці, необхідна ефективна механізація задньої кромки. На сучасних літаках перевага віддається двощільним і трьохщільним (з дефлектором) закрилкам. Додаткові щілини на висувному закрилку призводять до помітного збільшення підйомної сили крила (особливо при відхиленні закрилка  $\delta_3 > 30^\circ$ ).

Відхилення органів механізації тягне за собою до збільшення кривизни профілю крила, що призводить до збільшення коефіцієнта лобового опору. Велике збільшення лобового опору може збільшити довжину злітного пробігу літака, тому кути випуску закрилків при зльоті часто роблять менше кутів випуску закрилків при посадці.

Ефективність задньої механізації стрілоподібних крил багато в чому залежить від кута стрілоподібності задньої кромки крила  $\chi_{з.к.}$ . Чим більше кут  $\chi_{з.к.}$ , тим менше  $C_{y_{max}}$  [1]. На рис. 13 показана залежність  $C_{y_{max}}$  від стрілоподібності по задній кромці. На стрілоподібному крилі довжина закрилка не повинна бути більше 65-70% від розмаху крила

Збільшення підйомної сили при режимах посадки досягається застосуванням змінної кривизни закрилка або диференціального відхилення його ланок. При цьому підвищення коефіцієнта підйомної сили супроводжується зниженням аеродинамічної якості.

Як уже було відмічено, однією з вимог до механізації є зниження значення зміщення центру тиску при відхиленні засобів механізації, так як випуск механізації різко збільшує поздовжній момент крила для пікірування.

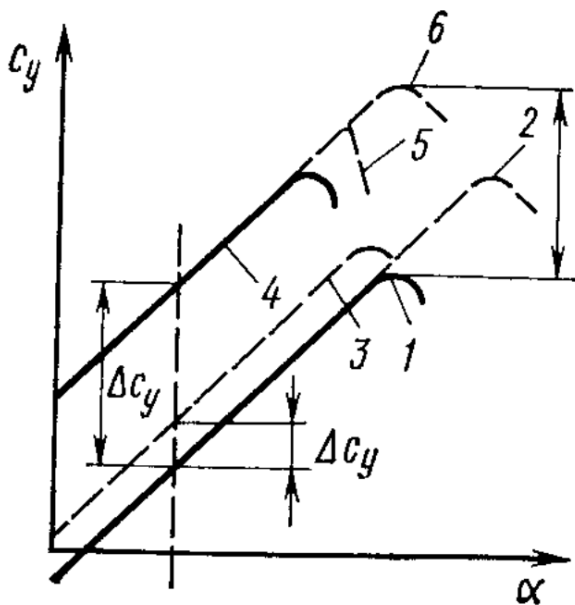


Рис. 12 Характер залежності  $C_y(\alpha)$  для різних видів механізації:

1 - крило без механізації; 2 - крило з передкрилком; 3 - крило зі звичайним щитком; 4- крило з багатощільним висувним закрилком; 5 - те ж саме як і 4, тільки із щитком Крюгера; 6 – те ж саме що і 5, тільки із щільним закрилком

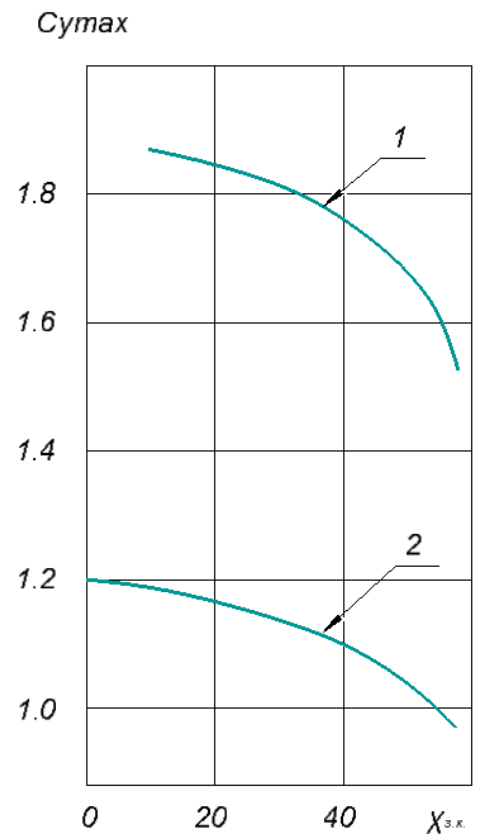
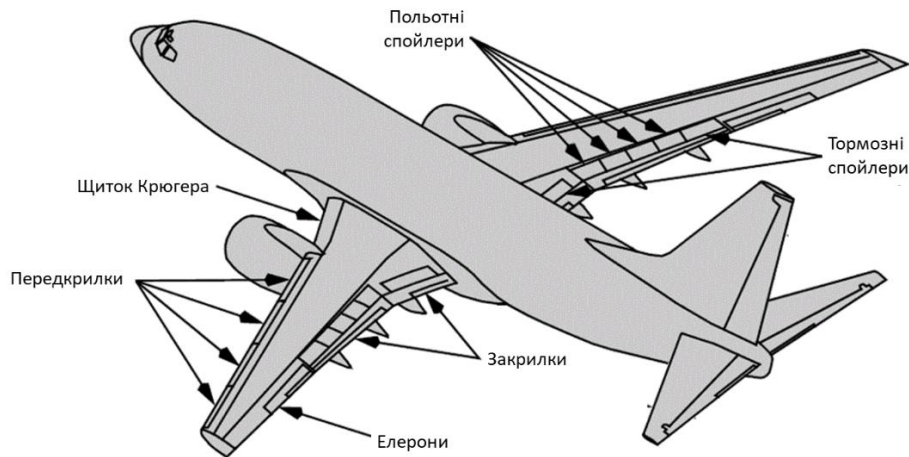


Рис. 13 Вплив кута стрілоподібності задньої кромки крила на  $C_{y_{max}}$ :  
1- крило з висувними закрилками; 2- крило без механізації

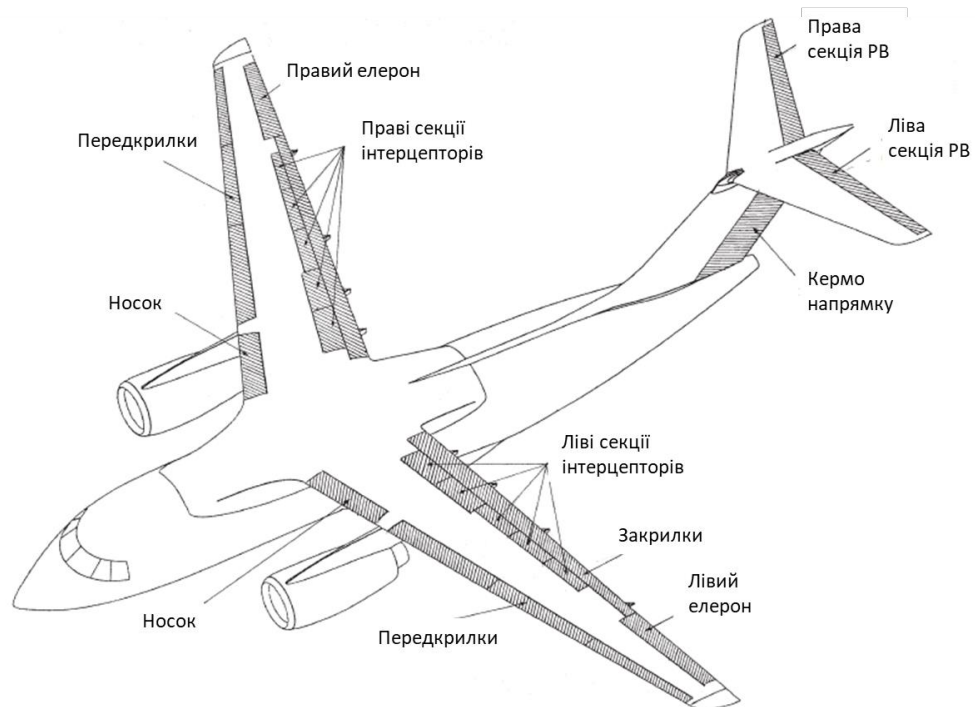
До механізації крила також відносяться гасителі підйомної сили та гальмівні щитки. Вони виконані у вигляді відхиляючих або висувних в повітряний потік панелей, розташованих на верхній поверхні крила, зазвичай перед закрилками. Відхиляючись при пробігу, гасителі підйомної сили (інтерцептори, спойлери) і гальмівні щитки спонукають відрив потоку від поверхні крила, зниження коефіцієнта підйомної сили і збільшення коефіцієнта лобового опору, що призводить до скорочення довжини пробігу. На деяких типах літаків відхилення інтерцепторів (або спойлерів) на малі кути може використовуватися для безпосереднього управління підйомною силою при заході на посадку, оскільки їх відхилення зазвичай не викликає значної зміни моменту тангажу.

Застосування механізації крила значно збільшує коефіцієнт підйомної сили, що в свою чергу збільшує експлуатаційні навантаження як при режимах зльоту / посадки, так і при маневруванні літака. Також випуск механізації (особливо закрилків) сприяє зміщенню центру тиску, що в свою чергу змінює крутний момент крила.

На рис. 14 показана механізація крила зарубіжного літака Boeing 737 і вітчизняного літака Ан-148.



Літак Boeing 737



Літак Ан-148

Рис. 14 Засоби механізації сучасного літака транспортної категорії

### 1.3. Аналіз методів проектування силових нервюр крила літака транспортної категорії

Нервюра є елементом поперечного набору крила. За функціями, що виконуються, розрізняють нервюри типові і силові. Перші з них призначені для збереження заданої форми профілю крила, сприйняття та передачі місцевого аеродинамічного та масового навантаження на лонжерони та обшивку, є підтримкою для стрингерів, обшивки та стінок, збільшуючи їх критичні напруження стискання. Силові нервюри поряд з виконанням типових функцій нервюри, також є елементами місцевого посилення конструкції, що сприймають зосереджені навантаження від шасі, силових установок, навішування закрилків, передкрилків, елеронів та ін.

За конструктивно-силовою схемою нервюри поділяють на балкові, фермові та рамні [28]. Нервюри балочного типу знайшли ширше використання у літакових конструкціях. У свою чергу нервюри балочного типу можна поділити на збірні (рис. 15), суцільнофрезеровані (рис. 16) або штамповані (часто застосовуються на легких та надлегких літаках).

Типова нервюра складається з поясів, стійок, стінки, книці (може бути інтегрована) та вузлів з'єднань (як у силових нервюрах так і типових). У балкових і ферменних нервюрах згинальний момент сприймається поясами. Таким чином, при проектуванні, переріз поясів має підбиратися за найбільшим моментом, що діє на нервюру. Зазвичай з'єднання нервюри зі стрингером здійснюється одним кріпленням, тобто стрингер можна уявити як вільно опертим на нервюру. Товщина стінки нервюри вибирається за перерізною силою, що діє в площині нервюри. Для полегшення конструкції можна видалити зайвий матеріал, виконавши отвори полегшення (для штампованої стінки) або місцеве зменшення товщини стінки для фрезерованої нервюри.



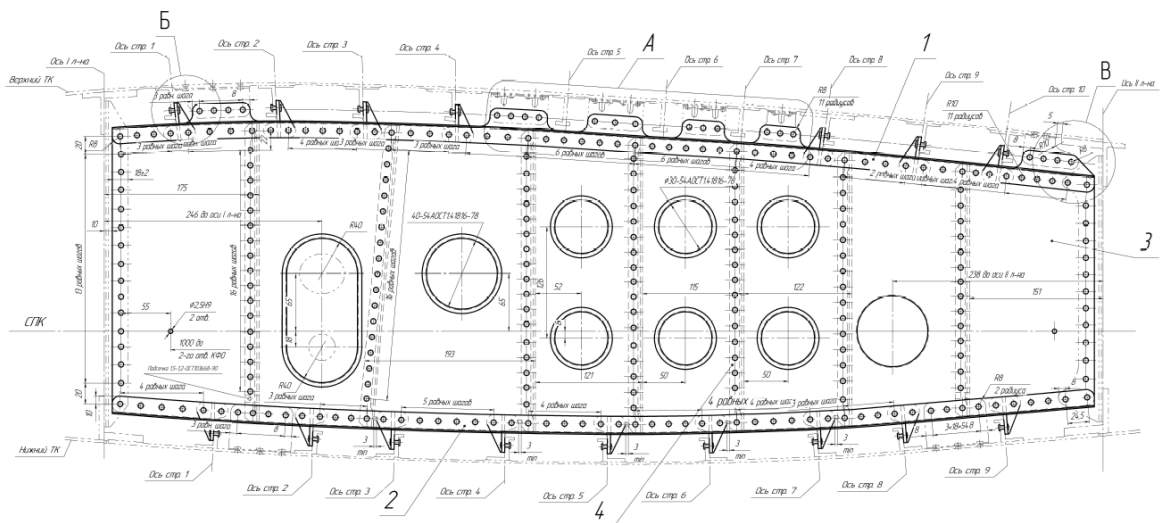


Рис. 15. Фрагмент нервюри з'ємної частини крила [29]:  
1 – верхній пояс; 2 – нижній пояс; 3 – стінка; 4 – стійка



Рис. 16. Типові суцільнофрезеровані силові та рядові нервюри літаків фірми Боїнг

У фермовій нервюрі перерізна сила сприймається елементами ферми. Пояси працюють так само, як при балочній нервюрі, сприймаючи осьові зусилля при згинанні. Розрахунок фермової стінки має проводитися від перерізної сили за звичайною методикою розрахунку ферм. Бажано, щоб стійки ферми працювали на стискання, а підкоси на розтягування, таким чином можна досягти мінімальної маси.

Останнім часом усе більшої популярності набувають суцільнофрезеровані нервюри, оскільки мають низку технологічних переваг:

- швидкість виробництва;
- підвищена жорсткість;
- відсутність потреби у великій кількості отворів (для з'єднання елементів нервюри).

Але такий тип нервюр має деякі недоліки:

- дорожче виробництво (збільшення витрат на матеріали);
- низька живучість конструкції.

Одним із призначень нервюри є виконання функції гермостінки для кесон-бака крила. Для досягнення герметичності між відсіками використовують заглушки, встановлені в місцях для проходження стрингерів, що дає змогу розділити відсіки паливного бака. Посилені нервюри, що обмежують бак-кесон, зазнають великих навантажень від тиску палива в кесоні та від гідравлічних ударів палива при еволюціях літака. Тому їх стінки мають виконуватися з потовщеннями та з частим підкріпленням стійок.

У стрілоподібному крилі нервюри зазвичай встановлюють перпендикулярно до одного з лонжеронів, частіше заднього. Це зручніше з технологічних міркувань. Також при такому методі розташування нервюр вузли з'єднань піддаються меншим навантаженням та простіші у виконанні та виготовленні. У напрямку потоку нервюри встановлюються не часто, оскільки вони будуть довшими, а отже, працюючи на згин, будуть мати більшу масу. Крім того, при такому розташуванні нервюри подовжується смуга обшивки між нервюрами, що негативно відбиватиметься на критичній напрузі при зсувній силі, і на підвищенні маси.

У зв'язку з частим стрингерним підкріпленням кесонних крил і майже повністю перерізанням стрингерами поясів нервюр, нервюри краще виконувати меншої будівельної висоти, а кріплення виконувати до обшивки через стрингери або за допомогою спеціальних фітингів.

Нервюри сприймають такі навантаження:

1. місцеві аеродинамічні навантаження;
2. масово-інерційні навантаження від ваги палива та конструкції;
3. тиск з боку стрингерів та обшивки при згинанні крила;
4. навантаження тиску та зсуву з боку обшивки під час роботи крила на кручення (ці навантаження виникають там, де обшивка втратила стійкість).  
Діагональне зусилля, що розтягує, від обшивки при втраті стійкості;
5. нервюра виконує роль опори для таких елементів як стрингери та обшивки під час роботи цих елементів на стискання;
6. зосереджені сили, такі як кріплення мотогондоли, шасі, механізації крила і т. д.;
7. навантаження від тиску палива на гермостінку.

Як показує огляд літератури та вивчення роботи конструкції крила, основне значення з перелічених навантажень мають аеродинамічні, масові навантаження та зосереджені сили.

Крім цих загальних випадків є окремі випадки навантаження нервюр: від сил при зламі поздовжнього набору крила, надлишкового тиску фюзеляжу, від елементів силового набору фюзеляжу та ін.

Для силових нервюр величини і точки місця дії зосереджених сил визначаються при розрахунку відповідних агрегатів (закрилків, елеронів, місць приєднання двигунів і т. д.).

Нервюра сприймається як вільно оперта балка по лонжеронах і навантажена, у загальному випадку розподіленим навантаженням і зосередженими силами.

Розподілене аеродинамічне навантаження вздовж хорди визначається на основі аеродинамічних експериментальних даних. Розподілене аеродинамічне навантаження є дуже важливим аспектом у розрахунку навантажень. Останнім часом для визначення аеродинамічних навантажень застосовують числові методи, що особливо є важливими

для визначення аеродинамічного навантаження при розрахункових випадках із застосуванням передкрилків і закрилків у зв'язку з трудомісткістю розрахунків.

Як вже зазначалося, посилена нервюра крім сприйняття аеродинамічного навантаження сприймає також зосереджені навантаження від шасі, навішування двигунів, вузлів навішування елеронів, закрилків, передкрилків та інтерцепторів.

Елементи механізації крила (зокрема, закрилок та передкрилок) знаходиться під впливом аеродинамічного навантаження, що у розрахунках застосовується як погонне навантаження, розподілене по розмаху пропорційно хордам.

Закрилок та передкрилок можна подати у вигляді двохопорної балки, а сили реакції – зовнішніми навантаженнями на кесонну частину крила [30].

Через деформацію крила елементи верхньої та нижньої панелей прагнуть зблизитися між собою. Цьому перешкоджають нервюри. Погонне стискальне навантаження нервюри  $q_\sigma$  можна визначити, розглядаючи деформований елемент крила між нервюрами (рис. 17):

$$\frac{\sigma \cdot \delta}{q_\sigma} = \frac{\rho}{a} \rightarrow q_\sigma = \frac{\sigma \cdot \delta \cdot a}{\rho} = \frac{\delta \cdot a \cdot M^2}{E \cdot J_\phi^2},$$

де  $\sigma$  – нормальні напруження в панелі;  
 $\delta$  – еквівалентна товщина панелі (без поясів);

$$\frac{l}{\rho} = \frac{M}{E \cdot J_\phi} - \text{кривизна вигнутої осі крила.}$$

Навантаження від деформації слід враховувати при проектуванні нервюри в комбінації з відповідним розрахунковим випадком.

Метою проектувального розрахунку полягає у визначенні основних параметрів нервюри (товщини стінок, площі та відстані між стійками, площі поясів, параметрів

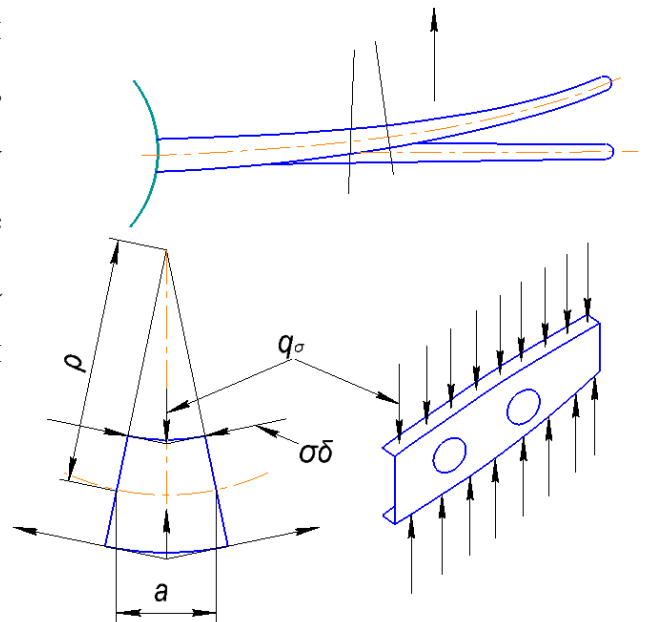


Рис. 17. Навантаження на нервюру від деформації крила [24]

кріплення нервюри до лонжеронів та панелей) на підставі навантажень, отриманих при зрівноважуванні нервюри. Основні параметри нервюри знаходять по наступним рекомендаціям:

1. товщина стінки та відстані між стійками визначаються з розрахунку стінки на зсув. При визначенні товщини стінки необхідно враховувати умову обмеження втрати стійкості стінки таким чином, щоб при горизонтальному польоті стінка не втрачала стійкості;

2. площа перерізу стійок визначається за умови достатньої жорсткості для підкріплення стінки, що втратила стійкість. Типові стійки, що підсилюють стінку нервюри, навантажуються силами діагонального розтягування стінки при втраті стійкості. Також необхідно враховувати позацентрове стиснення стійки;

3. площі поясів нервюр обираються за силами в поясах, які визначаються згинальними моментами і поздовжніми зусиллями на основі зрівноважування нервюри. Також, що і стосується стійок, необхідно враховувати додаткове навантаження поясів нервюри від сил діагонального розтягування через втрату стійкості стінки;

4. розрахунок зрізного з'єднання нервюри з кронштейнами на лонжероні здійснюється за наявними методами розрахунку болтового і заклепкового з'єднань.

Навантаження, що передається від нервюри до лонжерона, не проходить через центр жорсткості групи болтів. У результаті, крім зсуву від дії перерізувальної сили, болти зазнають додаткове навантаження від моменту, що створюється силою відносно центру жорсткості групи елементів кріплення.

З'єднання нервюри з лонжероном виконується безпосередньо через додатковий вертикальний кутик, який навантажений силою зрізання і згинальним моментом (який може бути поданий у вигляді пари сил, що діють у поясах нервюри) і діє не в центрі жорсткості групи кріплення (див. рис. 18).

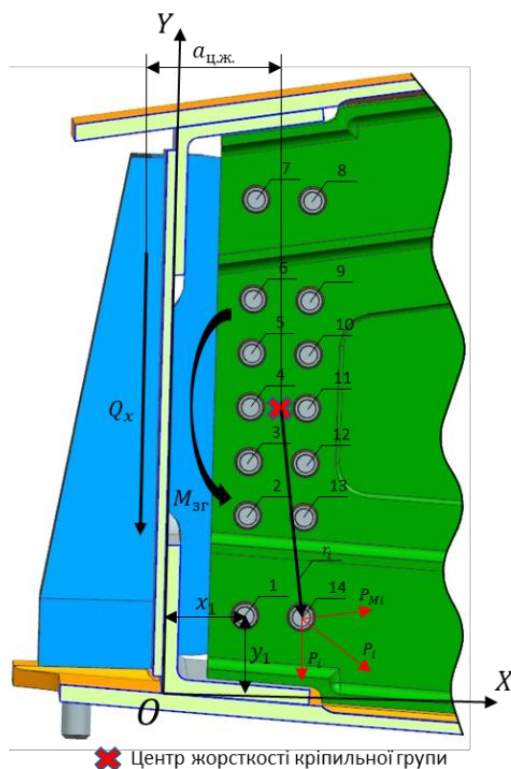


Рис. 18. З'єднання нервюри і лонжерона

Слід зазначити, що нервюра в реальності з'єднується з лонжеронами не як балка шарнірно і не жорстко затиснута, а щось середнє між цими видами фіксації залежно від жорсткості лонжеронів, що і визначає значення моменту згину в місці з'єднання нервюри з лонжеронами (рис. 19).

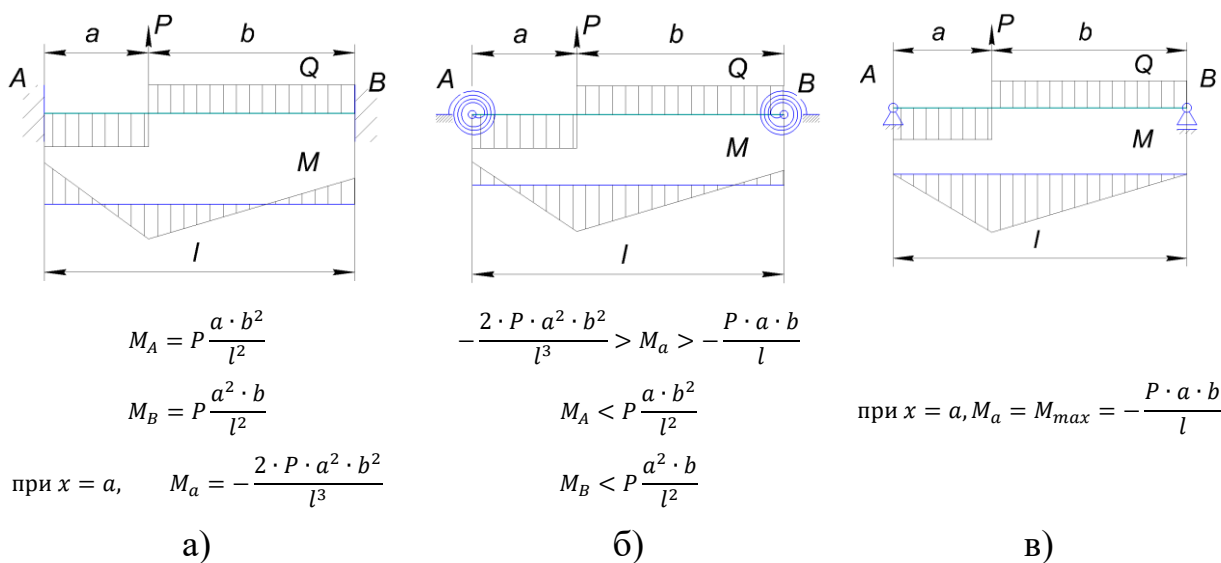


Рис. 19. Розрахункові схеми нервюри

Виходячи з цього більш доцільно буде виконання розрахунку з'єднання нервюри, використовуючи перерізувальну силу і момент згину, отримані при розрахунку нервюри як жорстко затиснутої балки (рис. 19, а). Такий розрахунок дасть максимальне значення навантаження на кріплення. Для розрахунку геометричних параметрів нервюри слід визначити момент згину за схемою шарнірно-опертої балки (рис. 19, в);

5. при розрахунку нервюри, розташованої в бак-кесоні крила, необхідно враховувати додаткове навантаження стінки і стійок зусиллями від палива нормально направлені до площини нервюри (за методом розрахунку стінок під тиском). Герметичні стінки поділяють кесон крила на окремі паливні відсіки. Крім перелічених навантажень для нервюри, гермостінки баків-кесонів сприймають навантаження від тиску палива під дією перевантажень у напрямку осей всіх осей. Слід враховувати, що через динамічні процеси, що відбуваються в кесонному резервуарі (наявність високочастотних коливань), тиск на гермостінку може значно збільшитися. При дії перевантаження  $n_y^p \approx 2$  внаслідок наявності високочастотних коливань палива тиск може зрости у 2 чи 3 рази.

#### **1.4. Аналіз методів проектування з'єднань силових нервюр з монолітними панелями крила з урахуванням втомної довговічності**

Ресурс конструкції крила визначається в основному витривалістю регулярних зон [5–8], які на сучасному крилі визначаються поздовжніми з'єднаннями (кріплення панелей до лонжеронів, скріплення панелей або листів обшивки один до одного, з'єднання стрингера з обшивкою). Таким чином, всі з'єднаннями в крилі повинні мати ресурс як мінімум регулярних зон.

Втомний ресурс цих з'єднань залежить від параметрів з'єднаних деталей і способу їх з'єднання. Тому вибір параметрів з'єднання, таких як діаметр кріплення, відстань між кріпленнями, відстань до краю деталі, характер з'єднання сполучених

деталей (посадка), спосіб отримання отвору, шорсткість - істотно впливають на втому довговічність з'єднання.

Основні вимоги до з'єднання нервюри і панелі:

- передача зсувного навантаження між панеллю і нервюрою;
- передача місцевого аеродинамічного навантаження від панелі до нервюри;
- підтримка ділянки панелі між стрингерами і нервюрами від втрати стійкості при стисненні;
- зберігати герметичність з'єднання.

З'єднання нервюри з панеллю крила здійснюється безпосередньо через зсувний елемент, який конструктивно можна виконати окремою деталлю (рис. 20, а) або інтегрованою (рис. 20 ,б).

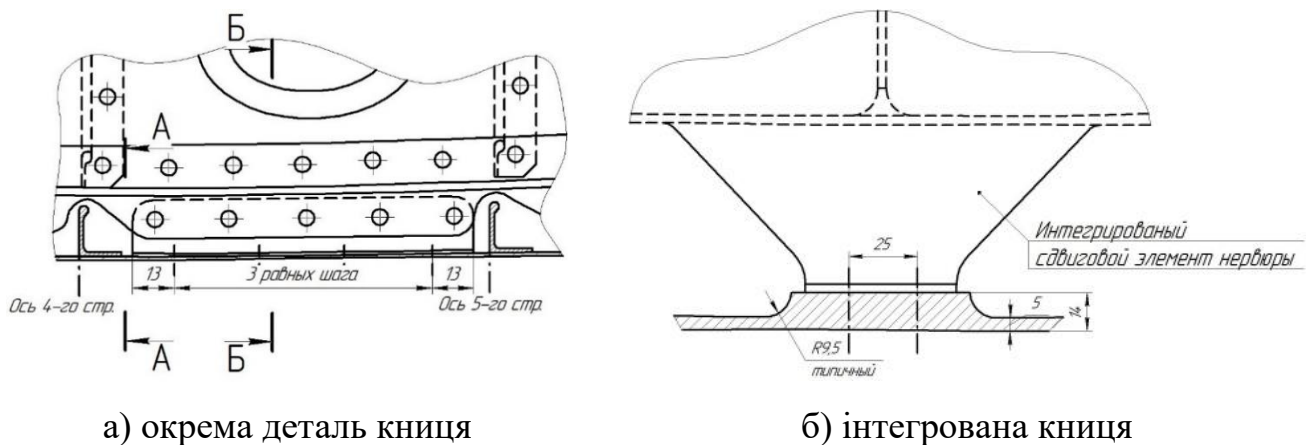


Рис. 20. Конфігурації кнцці нервюри

Основні переваги зсувного елемента як окремої деталі:

- може забезпечити краще прилягання до панелі;
- виключає небажану концентрацію напруги по кутах вирізу в нервюрах для стрингера.

До недоліків можна віднести:

- більша кількість деталей, а отже, більше число з'єднань, що в свою чергу створює додаткове критичне місце для втоми (з'єднання з нервюрою);



- виникає додатковий момент через розбіжність ліній дії сили в площині нервюри (як зсувного навантаження, так і розтягуючих навантажень);

- додаткові отвори в нервюрі для кріплення зсувного елемента знижують живучість нервюри (через високу ймовірність появи втомних тріщин в зоні з'єднання).

Основні переваги інтегрованого елемента:

- менша кількість деталей, відповідно, менше шкідливих з'єднань;
- інтегрований елемент забезпечує більш високу передачу навантаження;
- відсутній додатковий момент через невідповідність ліній навантаження в площині нервюри (як зсувного навантаження, так і розтягуючих навантажень);
- має підвищену жорсткість, що добре позначається на підтримці панелі від втрати стійкості.

Також недоліки:

- небажаний концентратор напруги в зоні вирізу для стрингера;
- можливе невідповідність геометрії нервюри і панелі (монтажні зазори), що призведе до використання додаткових прокладок.

Розрахунок кріплення книці нервюри виконується за силою від зсувного навантаження на панелі, отриманою при зрівноважуванні нервюри:

$$P_{\text{кн}} = q_{\Sigma} \cdot V_{\text{стр}},$$

де  $q_{\Sigma}$  – загальний зсувний потік через панелі отриманий при зрівноважуванні нервюри;  $V_{\text{стр}}$  – ділянка панелі, на якій книця передає навантаження (відстань між стрингерами).

Необхідно враховувати перевантаження книці, найближчої до точки прикладання сконцентрованої сили.

Зусилля, що діє на кницю, визначає площу поперечного перерізу книці і параметри кріплення її до панелі обшивки (див. рис. 21).

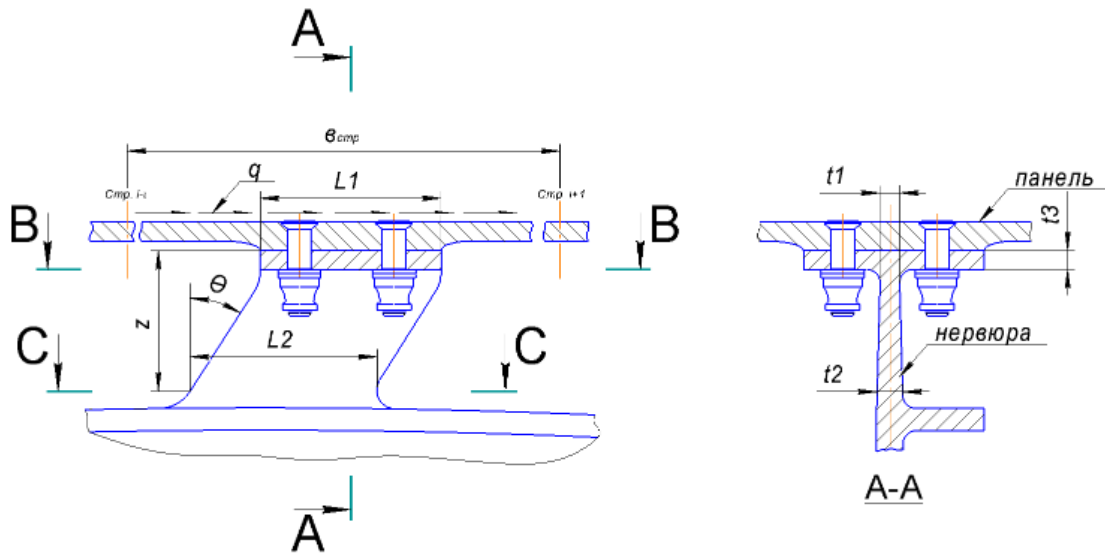


Рис. 21 Параметри для розрахунку кнці

Поперечний переріз В-В перевіряється з умови зсуву:

$$\tau = f \cdot \frac{P_{\text{кн}}}{t_1 \cdot L_1} \leq \tau_{\text{доп}},$$

де  $f$  – коефіцієнт, який може бути призначений для врахування нерівномірності завантаження кнці.

Поперечний переріз С-С перевіряється з умови дії моменту згину на цій ділянці:

$$\sigma = \frac{6 \cdot (P_{\text{кн}} \cdot z)}{t_2 \cdot L_2^2 \cdot \cos \theta} \leq \sigma_{\text{доп}}.$$

Для визначення параметрів з'єднання між кнцею і панеллю визначається сумарно допустиме зусилля на зсув (або зминання) групи кріплення, що з'єднує кнцю і панель:

$$P_{\text{доп}} = n \cdot P_{\text{кріп}}(D_{\text{кріп}}, t_3, t_{\text{панел}}, \sigma_{\text{зм}}, \tau_{\text{зр}}) \geq P_{\text{кн}},$$

де  $n$  – кількість елементів кріплення у з'єднанні;  
 $P_{\text{кріп}}$  – допустиме значення на одне кріплення залежно від діаметра кріплення  $D_{\text{кріп}}$ , товщини фланця нервюри  $t_3$  або товщина панелі  $t_{\text{панел}}$  (слід враховувати мінімальне значення напруження зминання,  $\sigma_{\text{зм}}$  матеріалу кнці чи панелі),  $\tau_{\text{зр}}$  – допустимі напруження зсуву кріплення.

Для збільшення втомної довговічності з'єднання нервюри і панелі необхідно підібрати оптимальне співвідношення товщини фланця книці нервюри і потовщення панелі в області з'єднання (товщини нервюрної доріжки, локального потовщення для пониження напруги в зоні отворів), співвідношення товщини нервюрної доріжки і регулярної товщини панелі, радіусів заокруглення фрезерованої панелі в області потовщення, діаметра і кількості кріплень, що передають навантаження.

### **1.5. Висновки до розділу 1**

Проведено аналіз методів проектування крила літака транспортної категорії. Розглянуто спосіб проектування конструкції крила з урахуванням безпечного руйнування. Розглянуто види і спосіб розрахунку навантажень на консоль крила. Проведено огляд вимог до механізації крила літака транспортної категорії. Проведено аналіз впливу механізації крила на його аеродинамічні характеристики. Проведено аналіз методів проектування силових нервюр крила літака транспортної категорії та з'єднань силових нервюр з монолітними панелями.

В ході аналізу встановлено, що на параметри з'єднань силових нервюр з монолітними панелями значно впливає як геометрія крила та геометрія силової нервюри а також навантаження на крило. Значною мірою на навантаження впливає використання механізації крила.

На рис. 22 представлено результати втомних випробувань натурних зразків крил, проведених в ЦАГІ. Велика частина пошкоджень відбувається на нижній панелі крила і в багато-параметричному напружено-деформованому стані, що вказує на необхідність створення методів проектування нерегулярних зон з урахуванням реального спектру навантажень, що є важливим параметром для оцінки втомної довговічності як для літаків що знаходяться в експлуатації [31] так і для нових літаків. Це можна досягти за допомогою аналізу локального НДС, що очевидно підвищить прогноз втомної довговічності з'єднання.

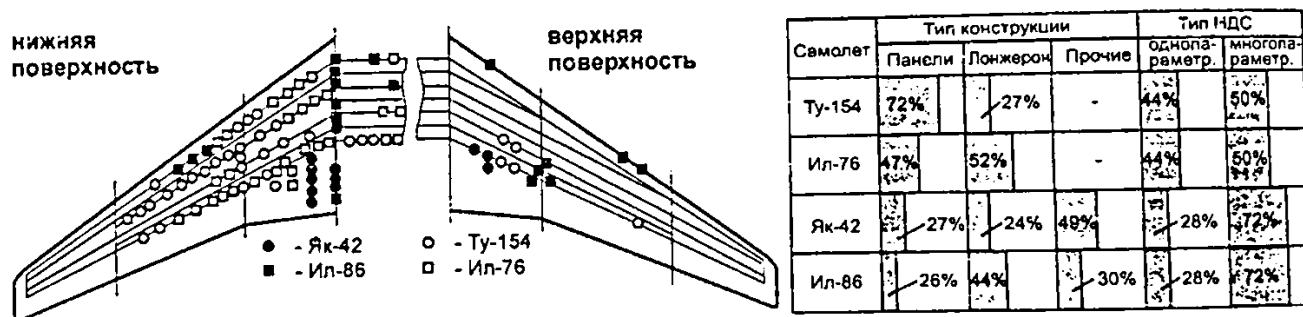


Рис. 22 Зони руйнування крил при натурних ресурсних випробуваннях [5]

В співпраці ХАІ та ДП АНТОНОВ, були розроблені конструктивно-технологічні методи для підвищення втомної довговічності болтових з'єднань за допомогою місцевого глибокого пластичного деформування, які також можуть бути використані в проектуванні з'єднання силової нервюри та панелі крила.

Як було встановлено [5] втомна довговічність полоси з циліндроконічним отвором, обробленої в зоні отвору бар'єрним круговим обтисканням або спільним обтисканням перехідних зон циліндроконічного отвору та круговим бар'єрним обтисканням, вище в 7,5 рази втомної довговічності полоси з циліндричним отвором і в 14,9 рази втомної довговічності полоси з циліндроконічним отвором.

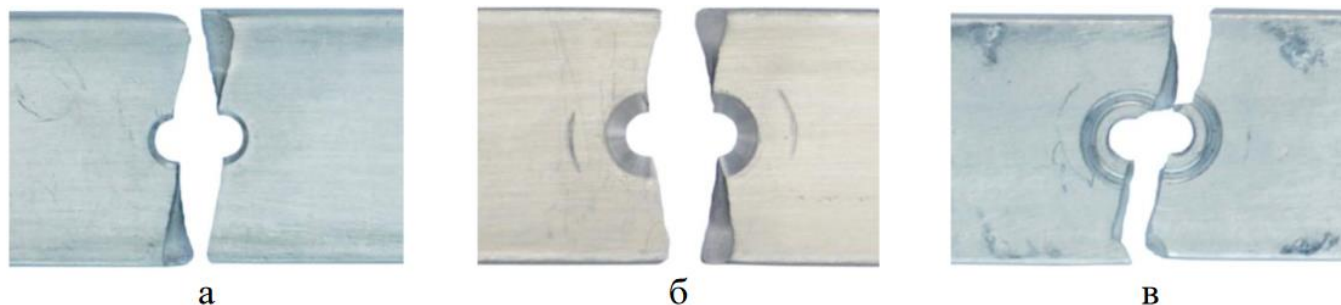


Рис. 23 Характер втомного руйнування зразків [5]:

а – полоса з циліндричним отвором; б – полоса з циліндроконічним отвором; в – полоса з циліндроконічним отвором, оброблена в зоні отвору круговим бар'єрним обтисканням

За результатами роботи [32] було встановлено вплив способів обробки конструктивних елементів в зоні роз'ємних болтових з'єднань на характеристики втомної довговічності, які показані на рис. 24.

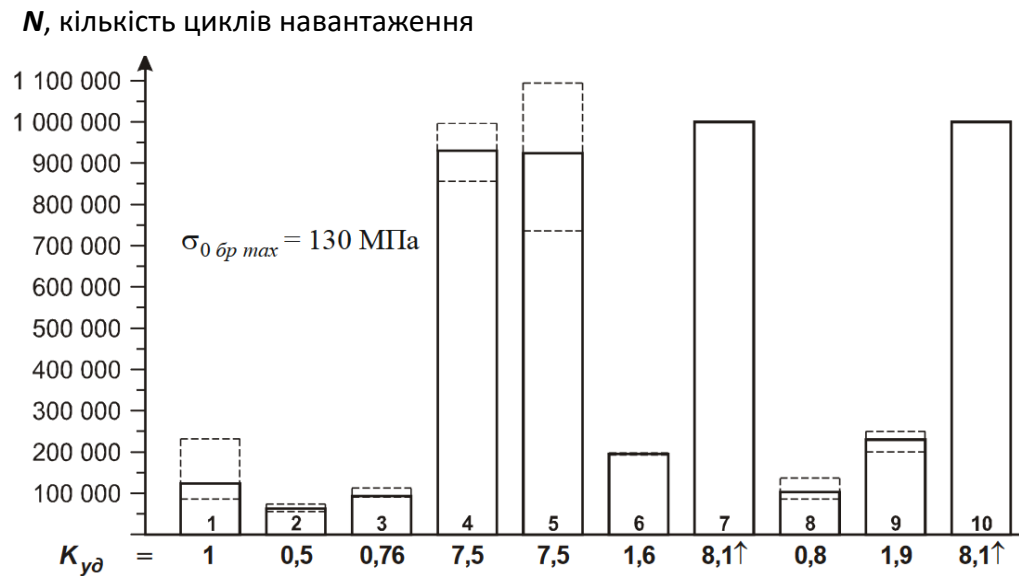


Рис. 24 Вплив способів обробки конструктивних елементів у зоні роз'ємних болтових з'єднань на характеристики втомної довговічності зразків на експлуатаційному рівні навантаження  $\sigma_{0 \text{ бр } \max} = 130 \text{ МПа}$  [32]:

1 – полоси з циліндричним отвором; 2 – полоси з циліндричним конічним отвором; 3 – полоси з циліндроконічним отвором, обробленої в зоні отвору обтисканням перехідних зон циліндроконічного отвору; 4 – полоси з циліндроконічним отвором, обробленої в зоні отвору круговим бар'єрним обтисканням; 5 – полоси з циліндроконічним отвором, обробленої в зоні отвору спільним обтисканням перехідних зон та круговим бар'єрним обтисканням; 6 – полоси з циліндричним отвором та приклепаною анкерною гайкою; 7 – полоси з циліндричним отвором, обробленої дорнуванням стінок отворів з відносним натягом 4% та приклепаною анкерною гайкою; 8 – не навантаженого на зріз роз'ємного болтового з'єднання; 9 – не навантаженого на зріз роз'ємного болтового з'єднання (полоси з циліндричним отвором без дорнування стінок отвору, смуга з циліндроконічним отвором оброблена обтисканням перехідних зон отвору та круговим бар'єрним обтисканням); 10 – не навантаженого на зріз поздовжнього роз'ємного болтового з'єднання, конструктивні елементи якого оброблені в зоні циліндричного отвору дорнуванням стінок отвору, а в зоні циліндроконічного отвору – обтисканням перехідних зон та бар'єрним круговим обтисненням

Метою роботи є розроблення методу інтегрованого проектування і конструювання з'єднань силових нервюр з монолітною панеллю крила літака транспортної категорії для підвищення ефективності проектування силових конструкцій крила.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

1. Науково обґрунтувати методи інтегрованого проектування відсіку крила в зоні силових нервюр літаків транспортної категорії з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE.
2. Розробити спосіб проектування з'єднання силових нервюр з монолітною панеллю крила з урахуванням заданої довговічності. Метод повинен базуватися на визначенні спектрів втомних напружень за допомогою сучасних комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE.
3. Дослідити характеристики загального напружено-деформованого стану в зоні з'єднань силових нервюр і монолітної панелі крила. Розробити метод визначення локального НДС в зоні з'єднання силових нервюр і монолітної панелі крила.

## **РОЗДІЛ 2 НАУКОВІ ОСНОВИ МЕТОДУ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ВІДСІКУ КРИЛА В ЗОНІ СИЛОВИХ НЕРВІЮР ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ**

### **2.1. Метод розробки майстер-геометрії крила літака транспортної категорії за допомогою систем CAD/CAM/CAE**

Тривимірні моделі проєктованих конструктивних елементів літака повинні бути параметричними і мати можливість швидко вносити зміни в модель ще на етапі проєктування, доведення конструкції при випробуваннях і при розробленні модифікацій [33]. Тривимірна модель елементів конструкції має зберігати повну параметризацію для закінчених побудов і повну асоціативність, а також забезпечувати базування конструкції елементів конструкції крила по його теоретичному контуру (майстер-геометрії). Використання тривимірних параметричних моделей конструктивних елементів планера літака дозволяють підвищити якість складання і узгодження завдяки зменшенню кількості етапів передачі розмірів.

Використання CAD/CAM/CAE систем дозволяє спроектувати крило зі значно більшою ефективністю за рахунок наступних переваг [1,34–38]:

- створення моделі служить першоджерелом інформації для інших використовуваних модулів і систем;
- створені моделі є основою для створення конструкторської, технологічної, експлуатаційної та ремонтної документації;
- процеси роботи по конструкції і технології агрегату можуть здійснюватись практично одночасно;
- за рахунок використання інформаційного менеджменту спрощується робота з усім спектром документації;
- застосування комплексних систем проєктування дозволяє значно підвищити точність проєктованих вузлів крила;
- на етапі проєктування крила проводиться його технологічна обробка, що значно скорочує час запуску виробів у виробництво;

- полегшується реалізація проектування по принципу рівномірності конструкції з безперервною зміною геометричних параметрів;
- значно знижується трудомісткість проектування і виготовлення деталей та вузлів агрегату (крила).

Крило як частина літака має входити в проект літака, що включає наступні моделі [33]:

модель №1 – майстер-геометрія літака (або поверхні літака, яка визначає всі точки, що лежать на поверхні літаку);

модель №2 – розподіл простору літака;

модель №3 – моделі стиків і з'єднань по конструктивно-технологічних роз'ємам;

модель №4 – модель геометрії крила (аналітичні стандарти всіх деталей, вузлів, агрегатів і літака в цілому).

Крило представляє собою тонкостінну конструкцію з основними силовими елементами: обшивка (панелі); стрінгери; лонжерони; нервюри; вузли навішування (механізації, двигунів, шасі).

Майстер-геометрія крила розробляється спільно з аеродинамічною компоновкою. Під аеродинамічною компоновкою крила розуміють сукупність зовнішніх форм і розмірів літака і його частин, їх взаємного просторового розташування, що забезпечує необхідні аеродинамічні характеристики. Вибір аеродинамічної компоновки - це складний процес, спрямований на забезпечення відповідності поставленим тактико-технічним вимогам (ТТВ). Це досягається компромісом із загальною компоновкою літака. Також слід зазначити, що прийняті рішення не завжди оптимальні з точки зору аеродинаміки.

Профілі крила підбираються на основі аеродинамічних досліджень, на основі впровадження нових концептуальних рішень, отриманих в результаті експериментальних розробок, теоретичних досліджень, спадкоємності конструкції попередніх серій літаків тощо. Вибір геометрії параметрів профілів здійснюється,



виходячи з досягнення максимальної аеродинамічної ефективності, отримання таких форм крила, які забезпечать докритичне обтікання при розрахункових режимах крейсерського польоту. Як вже зазначалось в першому розділі, використання надкритичного профілю має ряд переваг як з точки зору аеродинаміки [39–41], так і з точки зору компонування крила.

Для поліпшення аеродинамічних якостей застосовують аеродинамічне скручування (використання різних аеродинамічних профілів уздовж розмаху крила) і геометричне скручування (використання різних кутів установки профілів уздовж розмаху крила). Тому при створенні майстер-геометрії крила потрібно мати набір використовуваних аеродинамічних профілів і кут їх установки по довжині консолі крила.

Отже, вихідними даними для створення майстер-геометрії крила є аеродинамічна компоновка крила, з розташуванням всієї механізації і основними геометричними параметрами крила, отриманими на стадії попереднього проектування, такі як:  $S_{кр}$  – площа крила;  $l_{кр}$  – розмах крила;  $b_0$ ,  $b_k$ ,  $b_{САХ}$  – коренева, кінцева та середня аеродинамічні хорди;  $\chi_{ПК}$ ,  $\chi_{ЗК}$  – стрілоподібність по передній і задній кромках;  $\psi$  – поперечний кут “V” крила;  $\varphi_{кр}$  – місцевий кут скручування крила; геометричні параметри напливів як по передній, так і по задній кромці;  $\lambda_{кр}$  – подовження крила;  $\eta_{кр}$  – звуження крила. Також необхідна наявність геометричних параметрів механізації крила.

Сучасні стрілоподібні крила часто мають напливи по задній кромці, що досягають 10... 15% площі крила і простягається до 40% розмаху крила. Іноді використовуються і передні напливи.

На сучасних транспортних літаках середня відносна товщина крила з надкритичними аеродинамічними профілями і стрілоподібністю  $\chi_{ПК} = 28 \dots 30^\circ$  становить близько 11... 12%.

У цьому розділі описується метод створення тривимірної параметричної моделі майстер-геометрії крила літака транспортної категорії з використанням комп'ютерно-інтегрованої системи Siemens NX.

На початку побудови майстер-геометрії крила потрібно задати аеродинамічні профілі майбутньої моделі. По довжині консолі крила створюється ряд площин в місцях зміни аеродинамічного профілю або геометрії крила (перегинів). На цих допоміжних площинах будуються аеродинамічні профілі відповідно до аеродинамічної компоновкою.

Крило може мати геометричне скручування крила. Для установки кута установки кожного аеродинамічного профілю будуємо робочу систему координат: Insert → Datum/Point → Datum CSYS і задається кут повороту робочої системи координат (рис. 25), що відповідає куту установки аеродинамічного профілю в даному

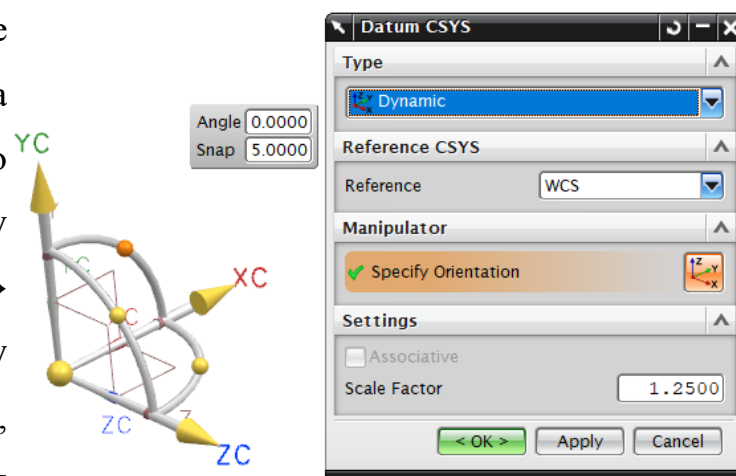


Рис. 25 Задання системи координат

поперечному перерізу крила. Для побудови профілів можна скористатися одним з наступних способів:

- завдання набору точок (координат точок) за допомогою опції Point. Активується опція створення сплайсів Studio Spline. В полі Type вказується метод створення сплайсу Through Points. Послідовно вказується раніше створені точки. У вкладці Point Location розкриваємо меню Constraints і для першої точки (носик профілю) з випадаючого списку Continuity Type вказуємо Tangent і вибираємо дотичну вісь. Щоб завершити побудову сплайса, натискаємо кнопку ОК;

- представити аеродинамічний профіль у вигляді кривих другого порядку, які мають кривизну одного знаку, тобто не мають точок перегину, що є дуже важливою умовою при побудові моделей аеродинамічних профілів крила.

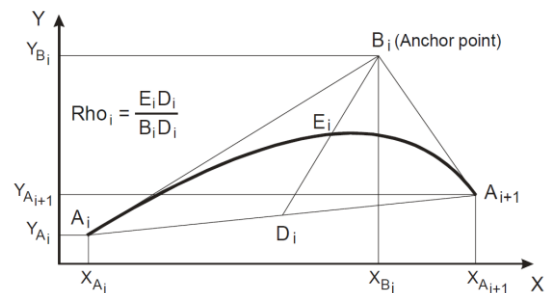


Рис. 26 Схема побудови сегмента профілю

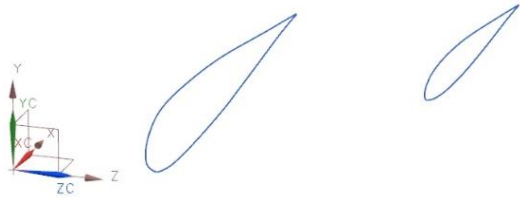
Сегменти будуються за допомогою параметра кривої другого порядку (General Conic і під меню 2 Points, Anchor, Rho) по заданим координатам початкової точки  $A_i$  та кінцевої точки  $A_{i+1}$ , координатної точки прив'язки  $B_i$  (точка перетину дотичних до сегменту) та значення дискримінанту  $Rho_i = \frac{E_i D_i}{B_i D_i}$ , див. рис. 26;

- імпорт файл з координатами точок аеродинамічного профіля. За допомогою опції Spline та підменю Splice Through Points (Points from File) імпортується заздалегідь підготовлений файл в форматі .dat з координатами X, Y, Z.

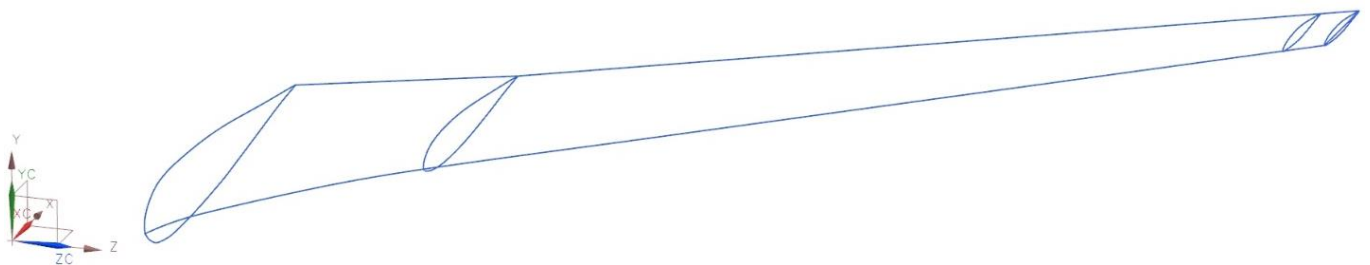
Побудовані аеродинамічні профілі крила показані на рис. 27, а. Теоретичний контур крила в поздовжньому напрямку формується за допомогою спрямовуючих відрізків. Для цього створюється Sketch in Task Environment на базі допоміжної площини. Спрямовуючі відрізки будуються з використанням геометричних Constraints та розмірними Dimensions обмеженнями. Щоб закріпити спрямовуючі відрізки в площині і зробити їх параметричними, їх геометричні розміри прив'язуються конструктивними параметрами таблиці Expressions. Для цього при проставленні розмірів у вікні, де задаються значення розмірів, потрібно натиснути кнопку меню, що випадає і обрати Formula. Далі у вікні Expressions задаються всі необхідні параметри обмежень. Спрямовуючі відрізки для побудови майстер-геометрії крила показані на рис. 27, б.

Майстер-геометрія крила представляє собою набір поверхонь, побудованих в модулі Surface для побудови поверхонь в системі Siemens NX за допомогою однієї із функцій: Through Curve Mesh; Through Curves; Ruled; Swept.

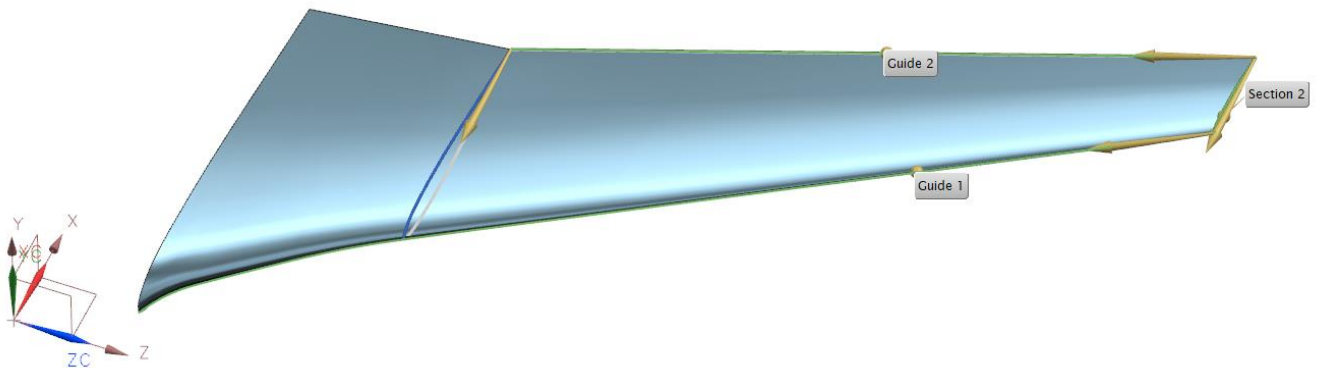
Як приклад, на рис. 27, в показано побудова поверхні майстер-геометрії консолі крила за допомогою функції Swept. В якості контуру поперечного перерізу Sections задаються побудовані на ранніх стадіях аеродинамічні профілі. В якості спрямовуючих відрізків Guides задаються побудовані на ранніх стадіях відрізки по яким буде здійснене переміщення аеродинамічних профілів.



а) набір аеродинамічних профілів консолі крила



б) допоміжні спрямовуючі відрізки для створення поверхонь



в) побудова поверхонь майстер-геометрії консолі крила за допомогою команди Swept

Рис. 27 Етапи побудови поверхні майстер-геометрії консолі крила

Так як консоль крила може мати геометричний злам, в місці якого консоль може бути представлена з двох частинах: коріневої і консольної частини. Побудова деталей

виконується окремо, а потім об'єднується в одну поверхню за допомогою функції Sew (рис. 28).

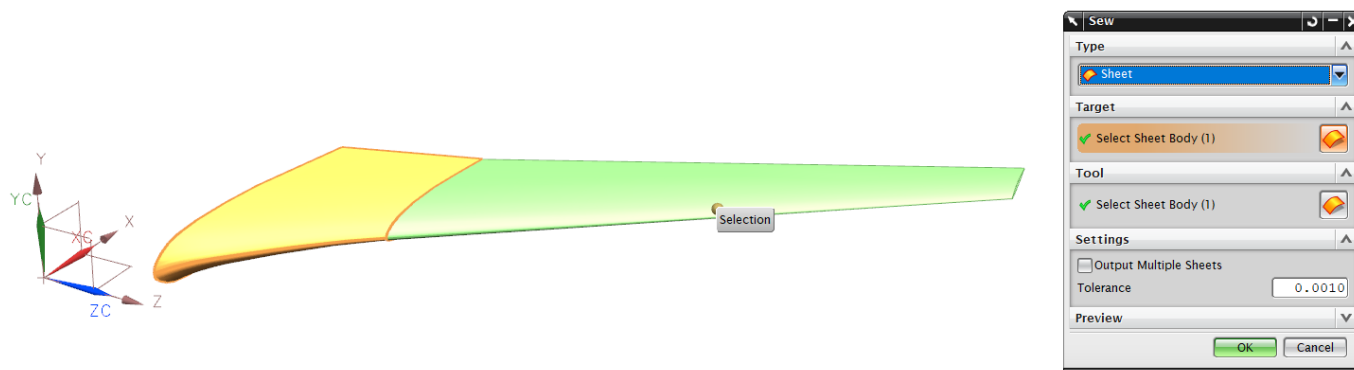
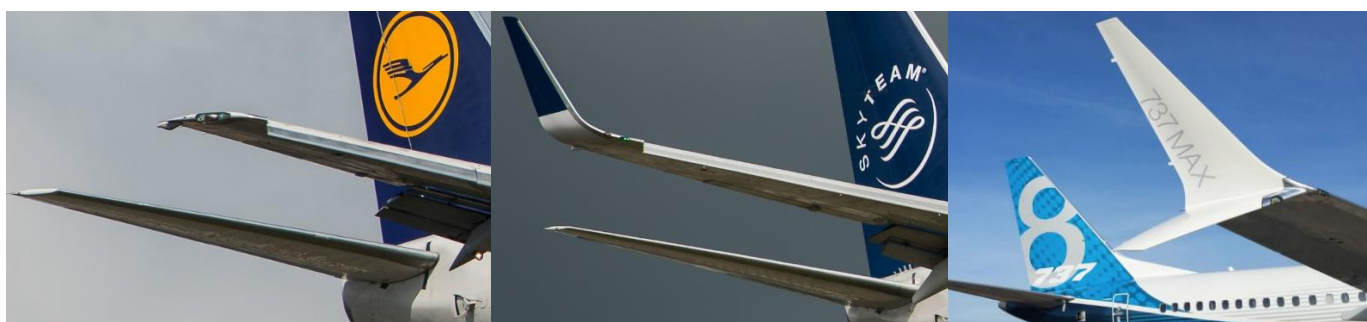


Рис. 28 Об'єднання двох поверхонь за допомогою функції Sew

Наступним етапом побудови майстер-геометрії консолі крила є побудова закінцівок крила. На сучасних літаках використовують як типові закінцівки (рис. 29, а), а також, для підвищення аеродинамічної ефективності, використовують крильця Winglets (рис. 29, б) чи роздвоєні крильця Winglets (Split-Scimitar Winglets) (рис. 29, в). Більш розвинені крильця (рис. 29, б та в) сприяють [42]:

- зниженню індуктивного опору літака в цілому;
- зниженню витрати палива до 6 % при великих дистанціях польоту;
- поліпшенню градієнта підйому, що важливо при обмеженнях на злітно-посадкових смугах.



а) типові закінцівки

б) крильця Winglets

в) роздвоєні крильця Winglets

Рис. 29 Сучасні закінцівки консолі крила

Установка закінцівок крил (таких як крильця Winglets або роздвоєні крильця Winglets) викликає додаткове навантаження на консоль крила в порівнянні з конфігурацією крила з типовими закінчками крила. Це сприяє збільшенню ваги конструкції і необхідності застосування додаткових заходів щодо збільшення втомного ресурсу з'єднань крила.

Далі наводиться приклад побудови типової закінцівки. Для побудови закінцівки створюється допоміжна площина, на якій будується контур обводу закінцівки за допомогою кривої другого порядку: Insert → Curve → Conic.

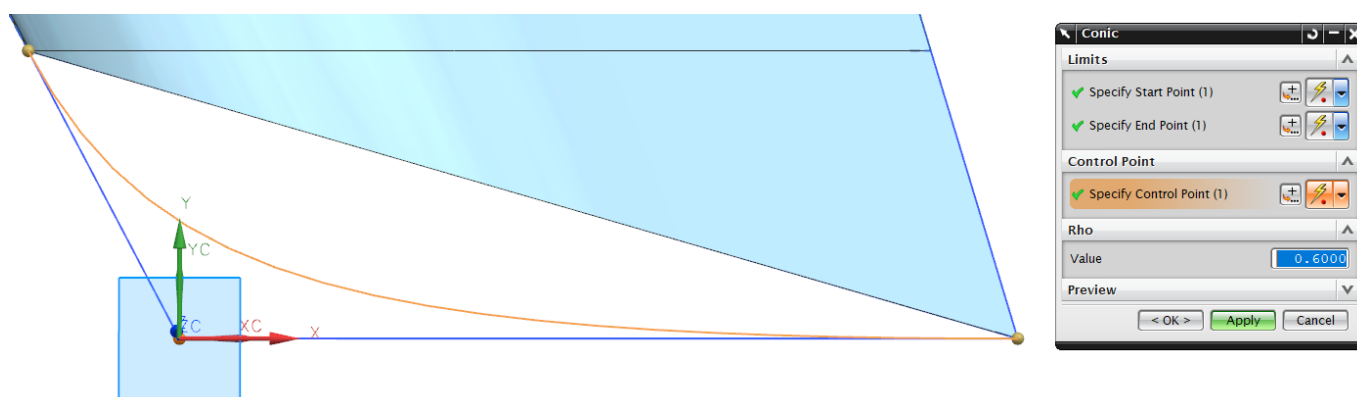


Рис. 30 Побудова контуру обводу закінцівки крила за допомогою функції Conic

Наступним кроком буде побудова допоміжної поверхні за допомогою команди Extrude (виділена поверхня на рис. 31). Побудова закінцівки виконується за допомогою команди Section Surface: Insert → Mesh Surface → Sections → Section Filet - Rho.

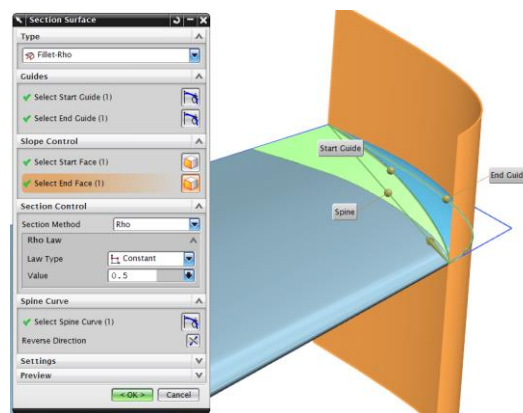


Рис. 31 Побудова поверхні закінцівки  
У діалоговому вікні Section Surface задається початкова та кінцева криві, дотична поверхні, значення дискримінанта та спайкова крива (рис. 31).

Нижня поверхня закінцівки будується описаним вище методом. На рис. 32 показаний фрагмент майстер-геометрії поверхні консолі крила літака транспортної категорії, яка буда створена з використанням системи Siemens NX.

Для проектування аналітичних еталонів елементів конструкції крила необхідна наявність моделі розподілу простору, в основу якої покладена конструктивно-силова схема, конструктивно-технологічне членування, панелювання, розташування вузлів навішення механізації, вузлів кріплення двигунів, шасі [33,43]. Фрагмент моделі розподілу простору консолі крила літака транспортної категорії показано на рис. 33.

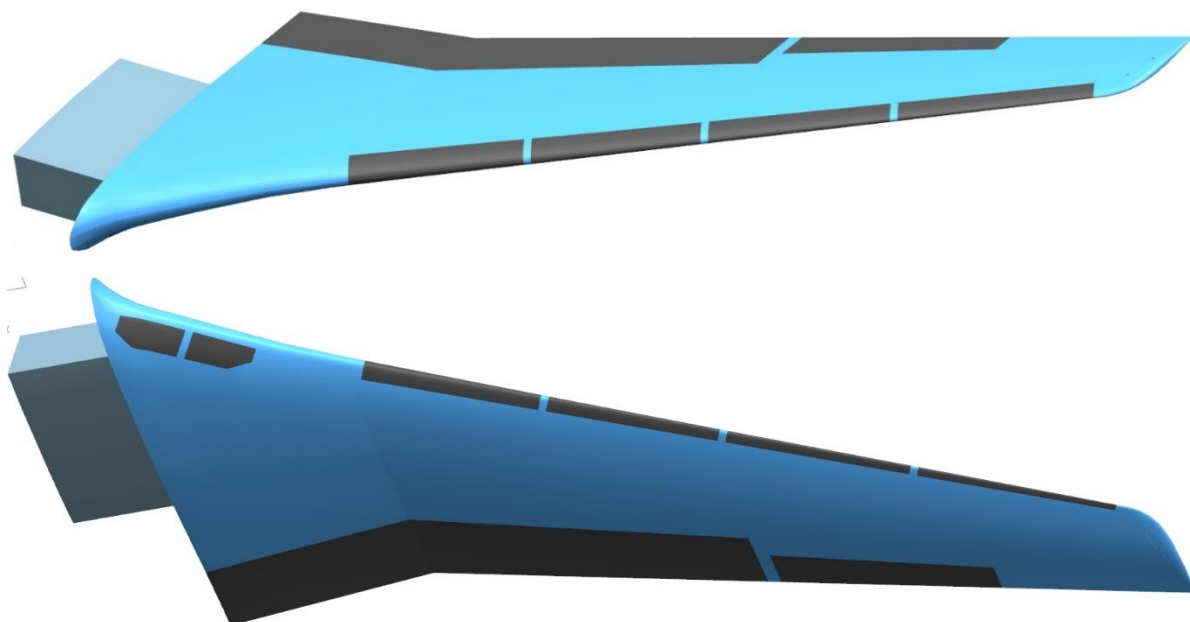


Рис. 32 Фрагмент майстер-геометрії поверхні консолі крила літака транспортної категорії, змодельована з використанням системи Siemens NX

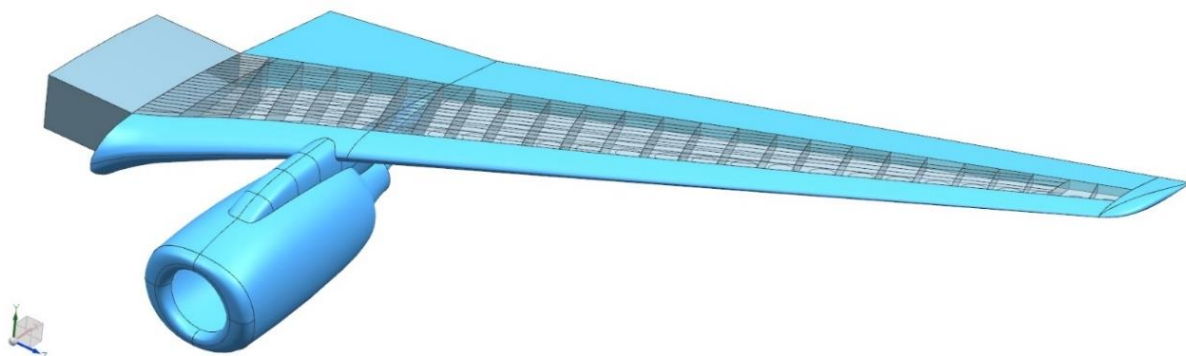


Рис. 33 Фрагмент моделі розподілу простору консолі крила

## **2.2. Метод створення тривимірної параметричної моделі відсіку крила в зоні силової нервюри на основі майстер-геометрії і моделі розподілу простору крила**

Моделювання аналітичних еталонів деталей виконується від поверхні майстер-геометрії крила та на основі моделі розподілу простору. Створені аналітичні еталони деталей об'єднуються в збірки. Всі елементи повинні бути пов'язані між собою асоціативним зв'язками. Аналітичні еталони елементів конструкції будуються з можливістю параметричного моделювання. Це основний фактор ефективності CAD/CAM/CAE комп'ютерних систем в інтегрованому проектуванні. Параметричний характер моделі дозволяє швидко вносити зміни в той чи інший параметр деталі, що сприяє отриманню нової конфігурації моделі.

При розробці складних виробів часто виникає необхідність вносити зміни в проект. Ці зміни можуть бути як глобальними (наприклад, збільшення розмаху крила літака), так і локальними (наприклад, зміна геометрії технологічних люків). Відповідно виникає вимога мінімізувати час та ресурси на внесення змін в модель конструкції, а також розглядати різні варіанти виконання, перебрати варіанти та обрати оптимальний.

Під час створення геометричних зв'язків між компонентами, внесені зміни до одної деталі автоматично поширюються на всі пов'язані компоненти. Таким чином, можна сильно модифікувати конструкцію, змінивши лише кілька ключових параметрів. Для реалізації параметричного зв'язку між деталями використовувався модуль WAVE в системі Siemens NX.

Основне призначення модуля WAVE полягає в створенні і відстеженні геометричних зв'язків між різними деталями, для чого створюються асоціативні копії геометрії деталі.

Основні функції, реалізовані в модулі WAVE:

- асоціативне копіювання геометрії між деталями в збірці;



- керування застосовністю оновлень для пов'язаної геометрії;

- пошук зв'язків між деталями.

WAVE дозволяє копіювати між деталями тверді тіла, поверхні, грані та інші об'єкти, де вони можуть бути використані як батьківські елементи для побудови геометрії (див. рис. 34).

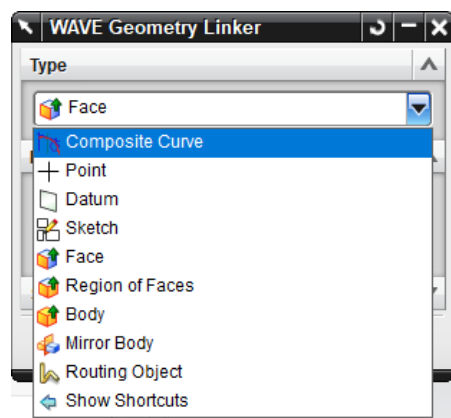


Рис. 34 Вікно WEVE Geometry Linker

Далі наведено спосіб створення аналітичної параметричної моделі відсіку крила в зоні силової нервюри з використанням технології WAVE, реалізованої в системі Siemens NX [44–46]. Зона, що розглядається, показана на рис. 35.

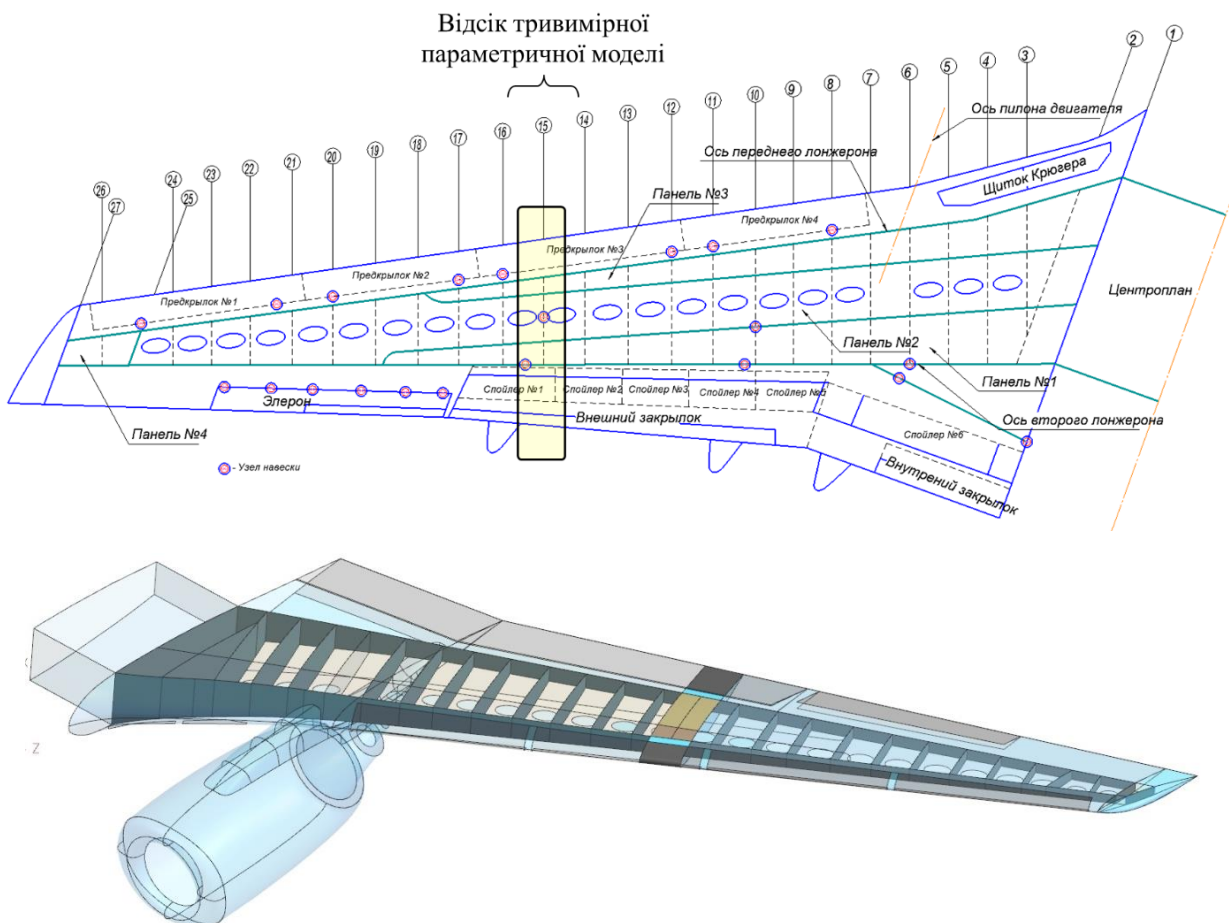


Рис. 35 Зона відсіку для побудови тривимірної параметричної моделі в зоні силової нервюри крила літака транспортної категорії

Створюється новий файл з ім'ям збірної одиниці та зберігається. У створений файл збірки додається модель розподілу простору консолі крила (см. рис. 33), яка в майбутньому буде використовуватися в якості опорної геометрії для деталей. Ця модель повинна містити: майстер-геометрію крила (см. рис. 32); площини розташування нервюр; площини розташування стінок лонжеронів; розташування стрингерів, які можуть бути визначені як опорними площинами, так і опорними лініями.

Наступні етапи це створення аналітичних параметричних моделей переднього та заднього лонжеронів, верхньої та нижньої панелей, фітингів кріплення силової нервюри.

Верхня панель крила частіше всього має як мінімум дві панелі, а нижня - по три, що слід враховувати при моделюванні.

При побудові панелей крила товщину панелі можна задати за допомогою Insert → Offset/Scale → Thicken. В якості опорної поверхні використовується майстер-геометрія консолі крила. Панелі мають локальні потовщення під лонжеронними поясами, нервюрні доріжки, люки доступу, що слід враховувати при проектуванні.

Між собою панелі з'єднуються за допомогою стрингерів (див. рис. 36). Стрингери можна розділити на звичайні і з'єднувальні.

Для кожного стрингера будується ескіз поперечного перерізу, який повинен відповідати геометрії, отриманій при проектному розрахунку і з подальшою можливістю внесення змін в геометрію. Для побудови стрингерів можна скористатися командою замітання: Insert → Sweep → Swept (рис. 37).

В полі Sections обирають профіль стрингера, а в Guides спрямовуючий відрізок по якому буде будуватися стрингер.

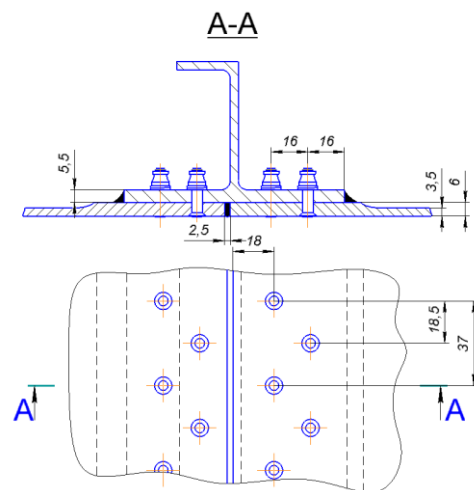


Рис. 36 Типове поздовжнє з'єднання панелей крила за допомогою стрингера

Це може бути допоміжна лінія яку можна отримати при перетині площини стрингера і теоретичного контуру крила.

Передній і задній лонжерони моделюються на основі теоретичної площини лонжерона і побудованих нижньої і верхньої панелей. Профіль поясів лонжеронів будується на основі отриманих геометричних параметрів при проектному розрахунку, з можливістю швидкої зміни геометричних розмірів. Моделювання поясів лонжеронів виконується аналогічно побудові стрингерів.

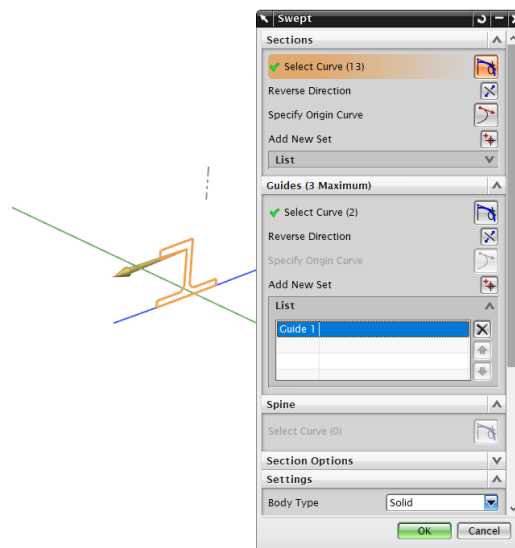


Рис. 37 Побудова аналітичної моделі стрингера

Варто відзначити, що, як і стрингери, лонжеронні пояси мають перемінний поперечний переріз по розмаху консолі. Для цього потрібно побудувати набір поперечних перерізів (мінімум два), щоб отримати модель деталі зі змінною площею.

Стінка лонжерона представляє собою паралелепіпед із змінною товщиною по розмаху консолі.

На рис. 38 показані фрагменти елементів конструкції відсіку консолі крила літака, які в подальшому будуть використані для побудови нервюри.

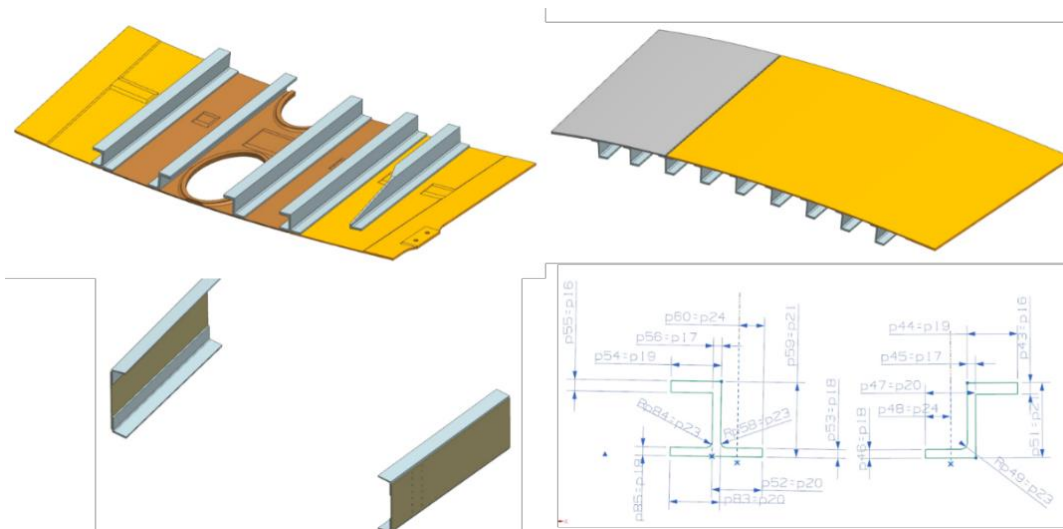


Рис. 38 Фрагменти елементів конструкції відсіку консолі крила та ескізи стрингерів

Побудова силової нервюри починається зі створення нового файлу в збірці консолі крила.

Після цього допоміжна геометрія успадковується за допомогою команди WAVE. У процесі проектного розрахунку визначаються такі геометричні параметри силової нервюри, як товщина стінки, товщина поясів, ширина поясів, геометрія стійок, полегшуючі вирізи в стінці та радіуси заокруглення. Всі параметричні розміри нервюри задаються у вікні Tools → Expressions (рис. 39).

| Name             | Formula | Value | Units | Type   | Comment | Chk |
|------------------|---------|-------|-------|--------|---------|-----|
| gap_rib_and_s... | 1       | 1     | mm    | Num... |         |     |
| H_str_lw         | 65      | 65    | mm    | Num... |         |     |
| H_str_up         | 60      | 60    | mm    | Num... |         |     |
| r_flange         | 5       | 5     | mm    | Num... |         |     |
| r_rib            | 12      | 12    | mm    | Num... |         |     |
| t_rib            | 5       | 5     | mm    | Num... |         |     |
| t_rib_flange     | 4       | 4     | mm    | Num... |         |     |
| w_flange         | 25      | 25    | mm    | Num... |         |     |

Рис. 39 Таблиця параметричних розмірів силової нервюри

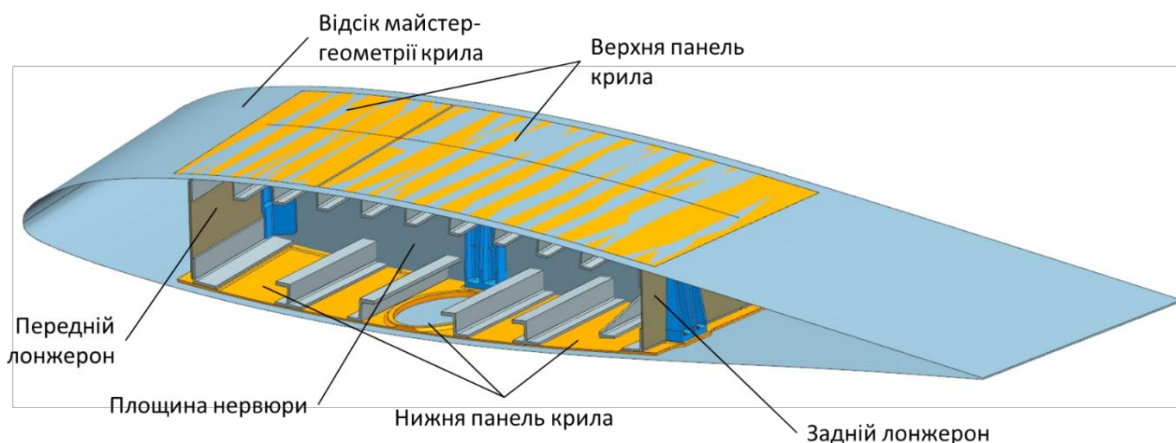


Рис. 40 Допоміжна геометрія для побудови нервюри крила

На основі теоретичної площини нервюри створюється опорна площина Datum Plane. Данна площість має важливу роль в побудові ескізу з геометричними параметрами нервюри

За допомогою функції Thicken задається базова товщина стінки нервюри. Для побудови ескізу нервюри, використовується набір геометричних перетинів з базовою площістю та допоміжною геометрією. Для цього можна скористатися наступними командами: Insert → Recipe Curve → Intersection Curve чи Project Curve. Після створення ескізу нервюри з урахуванням вирізів для стрингерів, за допомогою функції Extrude моделюється контур нервюри.

Створення локального стоншення стінки (відносно базової товщини нервюри) моделюється шляхом створення ескізу геометрії місць утончення, а також за допомогою функції Extrude видаляється зайвий матеріал.

Пояси, стійки та нервюрні фланці моделюються за допомогою булевої операції Extrude (заздалегідь побудувавши відповідний ескіз цієї геометрії).

В кінці створення моделі нервюри виконується моделювання заокруглень в місцях взаємного перетину стійок нервюри. Для цього використовується команда: Insert → Detail Feature → Edge Blend. Радіус заокруглення визначається з технологічних умов механічного фрезерування нервюри (радіуса фрези).

Після побудови нервюри виконується моделювання кронштейнів кріплення нервюри до лонжеронів та центрального кронштейна для кріплення траверси висувного закрilка.

В результаті моделювання отримується параметрична модель нервюри крила (див. рис. 41 та рис. 42).

Надалі оцінюється міцність нервюри, і за потреби, вносяться корективи геометрії для досягнення міцності при мінімальній масі деталі.

Для оцінки масо-інерційних характеристик нервюри використовують вбудовану функцію Analysis → Measure Bodies, для чого слід направити комп'ютерну мишку на модель нервюри. Після цього система видає вікно з геометрично-масовими параметрами моделі.

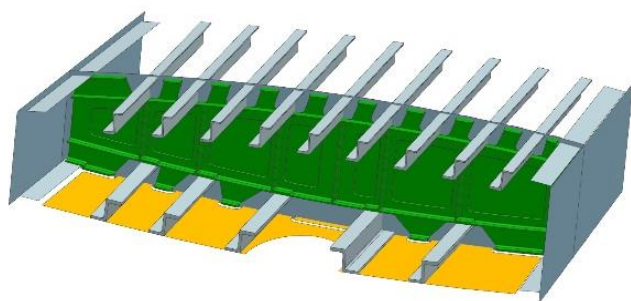


Рис. 41 Тривимірний модель нервюри з еталонною геометрією

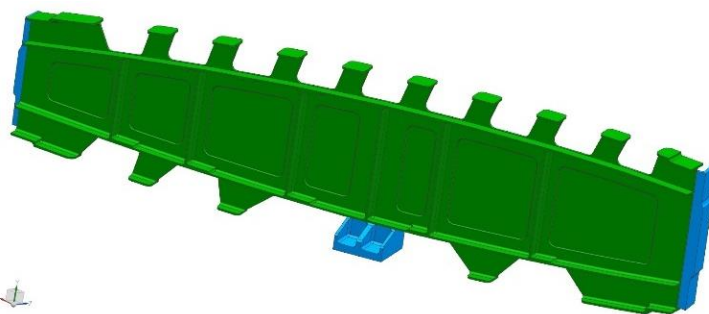


Рис. 42 Тривимірний параметрична модель нервюри

На рис. 43 наведено структурну схему методу тривимірного параметричного моделювання конструктивних елементів відсіку крила в зоні силової нервюри літака транспортної категорії з використанням комп'ютерно-інтегрованої системи Siemens NX.

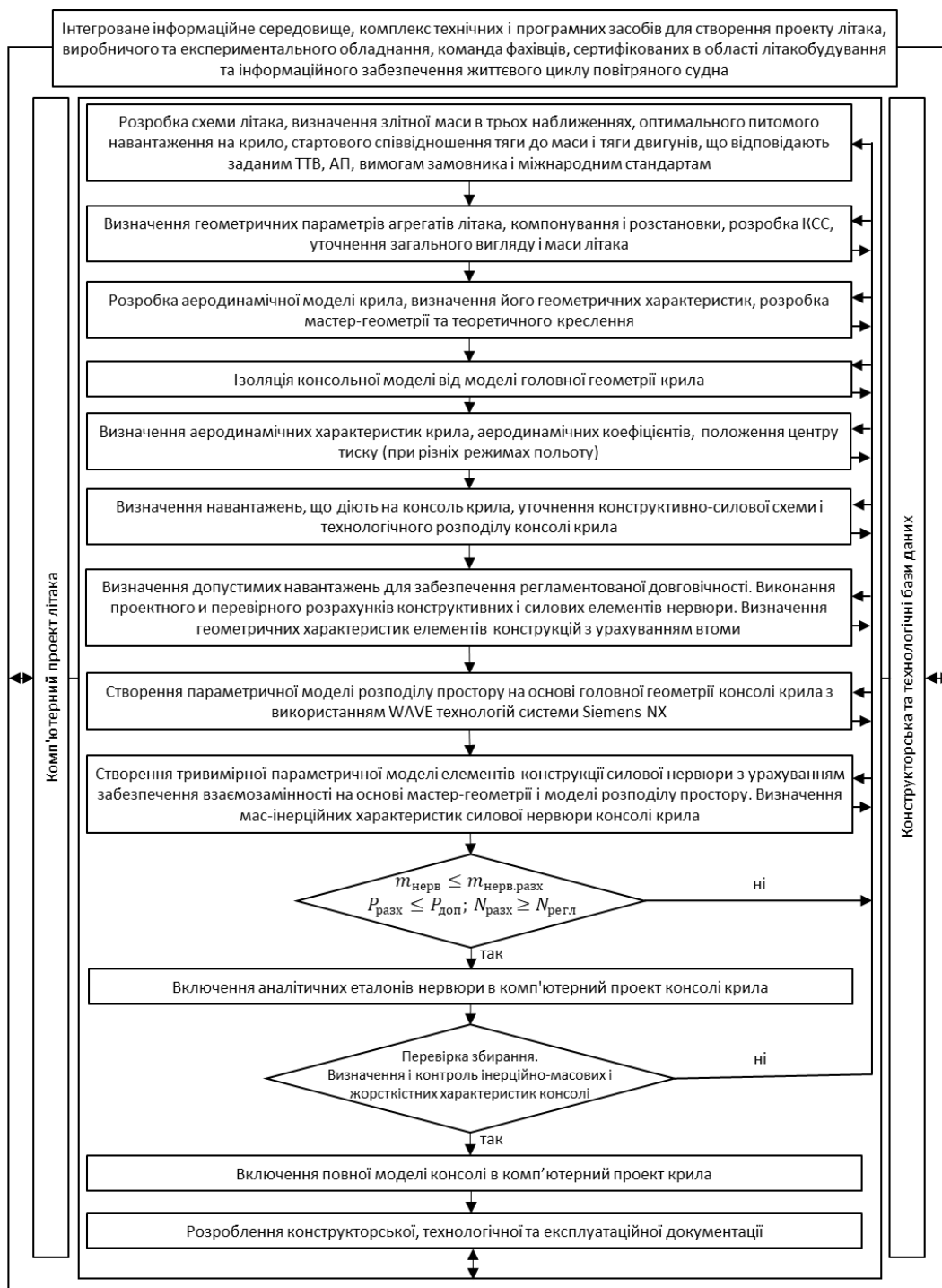


Рис. 43 Структурна схема методу тривимірного параметричного моделювання конструктивних елементів відсіку крила в зоні силової нервюри

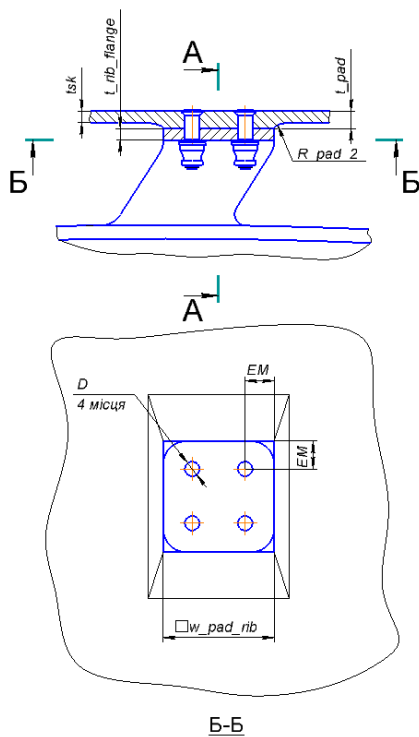


### 2.3. Параметричне моделювання з'єднань силових нервюр з панелями крила

Моделювання з'єднання силової нервюри з панеллю крила є комплексним завданням, так як воно впливає на геометричні параметри як мінімум двох моделей: панелі і нервюри. Також це з'єднання повинно зберігати асоціативність при будь-яких змінах в тій чи іншій деталі. Це дозволяється досягти шляхом використання модуля WAVE, який описано в попередньому підрозділі.

У місці кріплення нервюри, монолітна панель має локальні посилення де розташована книця нервюри для зниження напруги в області монтажних отворів. Параметри цього конструктивного елемента (товщина панелі, відношення товщини панелі до потовщення, діаметр та кількість елементів кріплення) впливають на втомний ресурс цього з'єднання.

Основні геометричні параметри з'єднання силової нервюри з монолітною панеллю крила представлені на рис. 44.



$t_{sk}$  – товщина панелі;

$t_{pad}$  – товщина локального посилення де розташована книця нервюри;

$t_{rib\_flange}$  – товщина кнці нервюри;

$w_{pad\_rib}$  – ширина локального посилення де розташована книця нервюри;

$D$  – діаметр отвору;

$EM$  – відстань від центру отвору до краю кнці нервюри;

$R_{pad\_1}$  – радіус заокруглення локального посилення розташованого перпендикулярно нервюри;

$R_{pad\_2}$  – радіус заокруглення локального посилення розташованого вздовж нервюри.

Рис. 44 Основні геометричні параметри з'єднання силової нервюри з монолітною панеллю крила

При моделюванні панелі крила необхідно враховувати розташування і геометрію локального посилення панелі в зоні кінці нервюри. В електронній таблиці Expressions в меню Tools вводяться конструктивні параметри панелі крила, зокрема локальне посилення.



Рис. 45 Ескіз локального посилення панелі в зоні з'єднання з нервюрою

Для створення локального посилення панелі в зоні кінці нервюри слід створити допоміжну площину Insert → Datum/Point → Datum Plane. На створеній площині будується ескіз локального посилення панелі Insert → Sketch. Ескіз створюється за допомогою відрізків Insert → Curve → Line. Геометричні параметри визначаються обмеженнями згідно з таблицею Expressions. За допомогою булевої операції Extrude створюється тверdotілий допоміжний елемент.

Наступний етап моделювання - це зрізання допоміжних тверdotілих елементів по заданому контуру. Зовнішня поверхня панелі обрізається теоретичним контуром крила (поверхня майстер-геометрії консолі крила). Щоб обрізати допоміжні тверdotіли елементи з внутрішньої сторони кесону, слід створити допоміжну поверхню. Для цього створюється допоміжна площина, паралельна базовій площини нервюри. На базі цієї площини будується новий ескіз, в якому повинна бути створена крива на відстані Insert → Curve from Curve → Offset Curve. В полі Distance вводиться значення на яке повинно бути зміщено ескіз, по суті, товщина локального потовщення:  $t_{pad} = t_{sk} \cdot k_{pad_{lw}}$ , де  $k_{pad_{lw}}$  – коефіцієнт (див. рис. 46), який визначає, у скільки разів товщина локального потовщення буде більше товщини базової товщини панелі.





Рис. 46 Допоміжний ескіз для створення поверхні обрізання

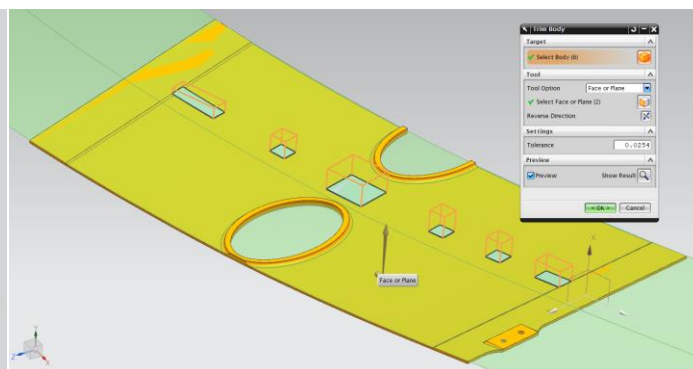


Рис. 47 Операція відсікання допоміжних твердотільних елементів

Аналогічна крива будується і з протилежного боку відсіку крила. За допомогою цих кривих будується поверхня при використанні операції Swept. Щоб зрізати виступаючі частини допоміжних твердотільних елементів по площині зіткнення з кницею нервюри, використовується операція Insert → Trim → Trim Body (див. рис. 47). В полі Target вказуються елементи, які підлягають обрізанню (в даному випадку допоміжні твердотільні елементи). В полі Tool, вказується площина, по якій буде виконуватися обрізання.

Після виконання операції обрізання необхідно з'єднати основне тіло панелі та підготовлені допоміжні твердотільні елементи майбутнього локального посилення. Для цього використовується команда Insert → Combine → Unite. В полі Target вказується основне тіло панелі. В полі Tool вказуються елементи, які слід об'єднати з основним тілом панелі.

В результаті виходить твердотільна модель панелі крила з локальним посиленням.

Будь-яка локальна зміна геометрії конструкції є концентратором напруги. Незважаючи на те, що локальне посилення сприяє зниженню локальних напружень в зоні отворів під кріплення, а це в свою чергу сприяє збільшенню втомного ресурсу конструкції в зоні з'єднання, саме місце зміни товщини є концентратором напружень і може служити для утворення втомної тріщини.

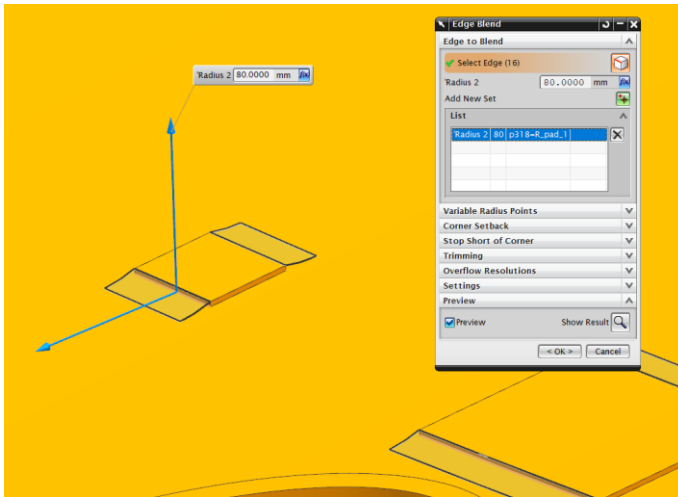


Рис. 48 Операція заокруглення в місці зміни товщини

вказується значення радіуса заокруглення:  $R_{pad_1}$  – радіус заокруглення локального посилення розташованого перпендикулярно нервюрі та  $R_{pad_2}$  – радіус заокруглення локального посилення розташованого вздовж нервюрі (див. рис. 44).

Відповідна частина з'єднання – книця нервюрі, моделюється в складі моделі нервюрі. У площині нервюрі будується допоміжний ескіз майбутнього фланця нервюрі і задаються його параметри:  $t_{rib\_flange}$  – товщина книці нервюрі (рис. 44).

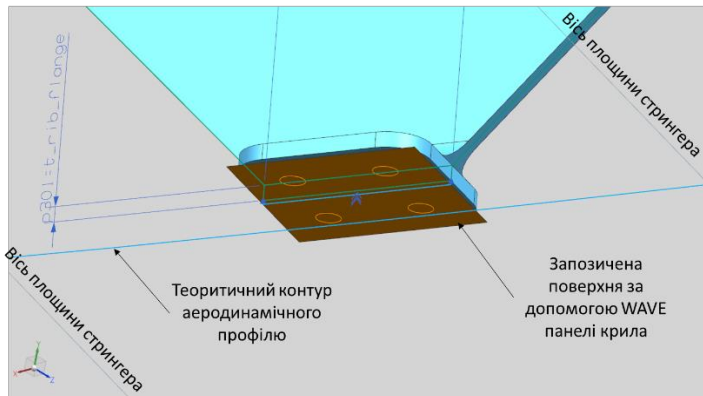


Рис. 49 Параметри побудови фланця книці нервюрі

Фланець книці показано на рис. 49.

В результаті побудови отримується параметрична аналітична модель з'єднання силової нервюрі з монолітною панеллю крила. Далі проводиться оптимізація з'єднання для досягнення заданої нормативної довговічності з'єднання з мінімальною

Для збільшення втомного ресурсу в зоні зміни товщини використовується скруглюючий конструктивний елемент, який реалізований в системі Siemens NX функцією Insert → Detail Feature → Edge Blend. В полі Edge to Blend (див. рис. 48) вказуються кромки які необхідно заокруглити. В полі Radius

Булевою функцією Extrude створюється твердотільний елемент, який згодом об'єднують з основним тілом нервюрі, за допомогою команди Unite. Остання дія полягає в створенні заокруглення між фланцем книці та основним тілом нервюрі за допомогою функції Edge Blendю.

вагою. При необхідності вносяться зміни в геометричні параметри з'єднання для досягнення заданих ТТХ.

#### **2.4. Впровадження технологій прототипування при проектуванні конструкції крила**

На стадіях проектування перед конструкторами будь-яких пристроїв і машин постають питання вибору оптимальної конструкції, перевірки її на працездатність, виготовлення з мінімальними витратами і з необхідною якістю. Для вирішення цих завдань в даний час активно впроваджуються процеси прототипування.

На сучасному етапі розвитку промисловості, науки і техніки, такі питання як розробки методів проектування, виготовлення, перевірка експлуатаційних характеристик, дозволяє вирішувати ці питання більш якісно.

Прототипування - незамінний інструмент для тестування нових винаходів, який дозволяє перевірити конструкцію перед запуском її у виробництво, виявити помилки проектування, наочно розглянути різні варіанти оформлення.

Аддитивні технології використовуються для створення прототипів деталей. Термін «адитивні технології» (Additive Manufacturing — AM) означає виготовлення виробів шляхом «додавання» матеріалу [47]. Одним з найпоширеніших інструментів для створення прототипів являється прилад 3D принтер на основі FDM (Fused Deposition Modeling) технології. FDM-технологія друку полягає в наступному: підігріта головка 3D принтеру видавлює з регульованою температурою нагрітий матеріал (в основному пластик) до напіврідкого стану і з високою точністю, тонкими шарами подає отриманий термопластичний моделюючий матеріал на робочу поверхню 3D принтера згідно з математичною 3D моделлю, тим самим створюючи твердий елемент (рис. 50).

Процес створення деталей за допомогою 3D принтера виглядає наступним чином:

- за допомогою CAD системи створюється (проекується) модель;
- модель експортується у формат STL (стеріолітографія);

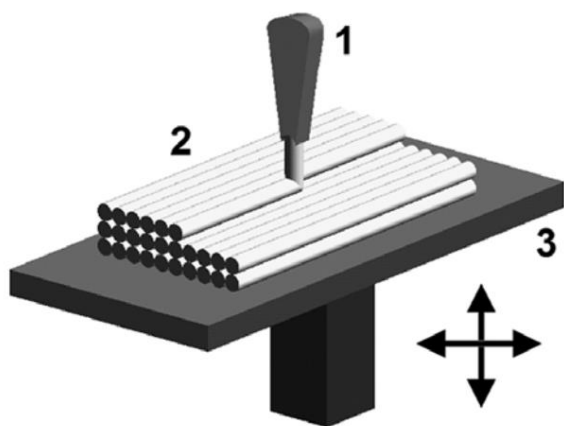


Рис. 50 Схема роботи FDM-принтера деталі і подальша обробка при необхідності.

- 1 — друкуюча головка (екструдер);  
 2 — шари моделі (розплавлена нитка);  
 3 — основа стола принтера

- модель імпортується в програмне забезпечення для підготовки до друку, де налаштовується режим друку та ділиться модель на шари;

- підготовлений файл переноситься на принтер для подальшого друку виробу;

- отримання готового прототипу

Застосування 3D принтера за методом FDM в авіації з кожним роком стає все більш поширеним: створення конструктивних елементів планера (найчастіше це використання металевих матеріалів для побудови надрукованої моделі); створення не силових елементів конструкції (заглушки, кронштейни); створення планерів легких безпілотних літальних апаратів [38], створення прототипів агрегатів або з'єднань конструкції [47,48].

Прототипування елементів конструкцій літаків на ранніх етапах дає можливість наочно розглянути різні компонування агрегату (розташування пілонів на крилі, розташування механізації, аеродинамічних напливів, обтічників), підготувати ливарні форми для різних гумових пробок в конструкції літака, прототипування різних з'єднань (наприклад складні з'єднання, де необхідно вивчення поєднання деталей), створення аеродинамічних поверхонь для проведення дослідів в аеродинамічній трубі (це дозволить спростити процес виготовлення різних конфігурацій продувних моделей, і знизити вартість виготовлення цих моделей).

У поєднанні з технологіями CAD/CAM/CAE, 3D друк не тільки спростить, але і значно поліпшить виробничий процес в аерокосмічній сфері. Для досягнення високого рівня проектування елементів конструкції літака (зокрема, конструкції крила) був запропонований метод прототипування при проектуванні конструкції літака за допомогою 3D принтера (рис. 51).

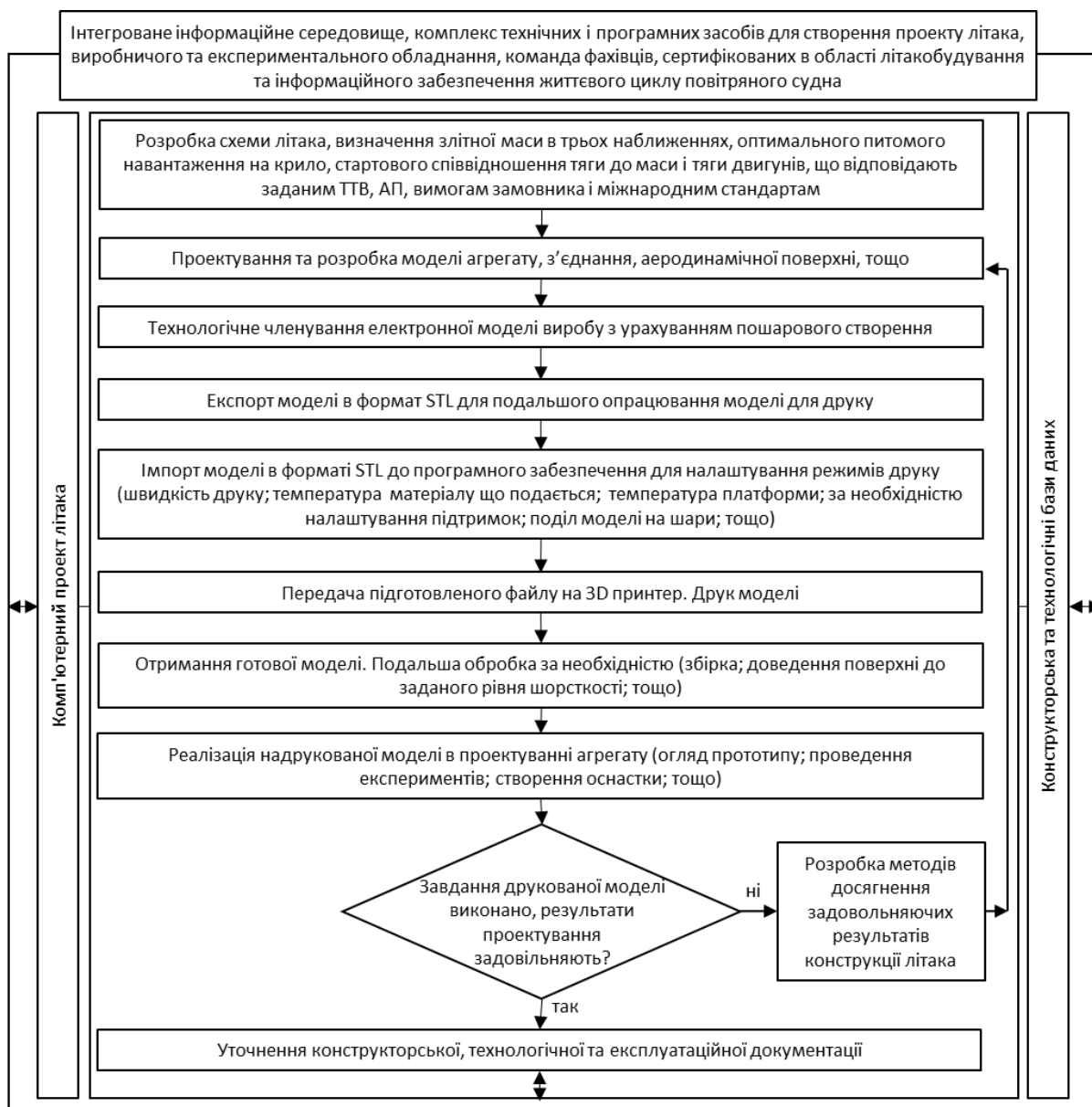
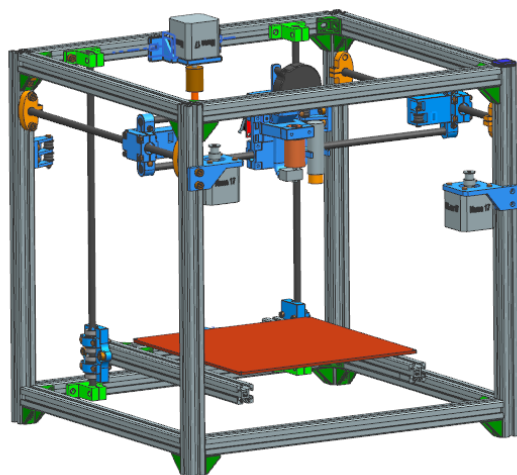
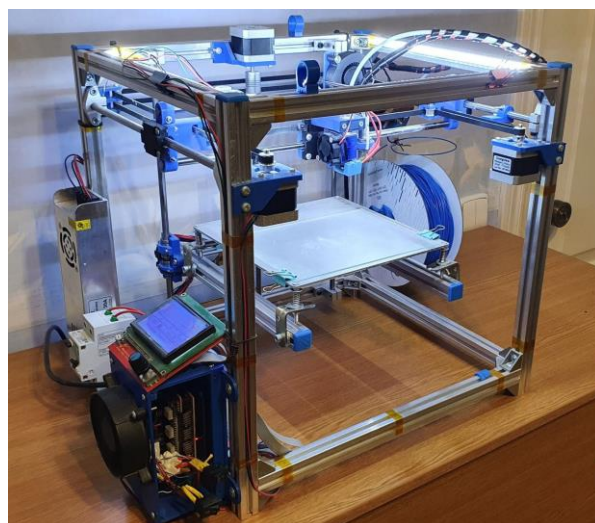


Рис. 51 Метод прототипування при проектуванні конструкції літака за допомогою 3D-принтера

Для реалізації методу проведено прототипування компонування крила літака транспортної категорії (рис. 52, в, г), а також силового з'єднання нервюри з панеллю крила (рис. 52, д). Друк здійснювався на розробленому і самостійно сконструйованому 3D принтері в «домашніх умовах», що дозволяє оцінити простоту принципу друку, простоту конструкції 3D принтера і реалізацію прототипування на практиці.



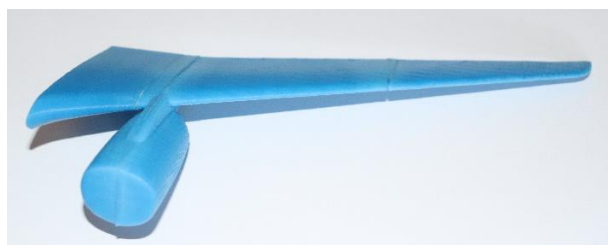
а)



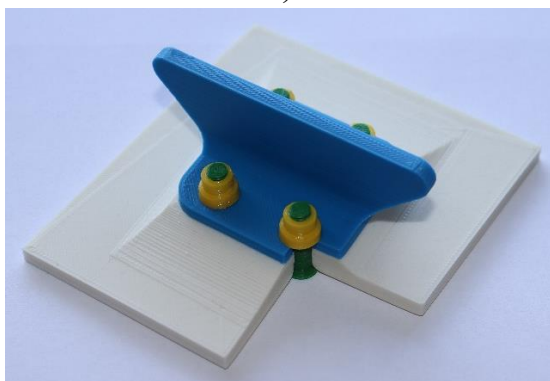
б)



в)



г)



д)

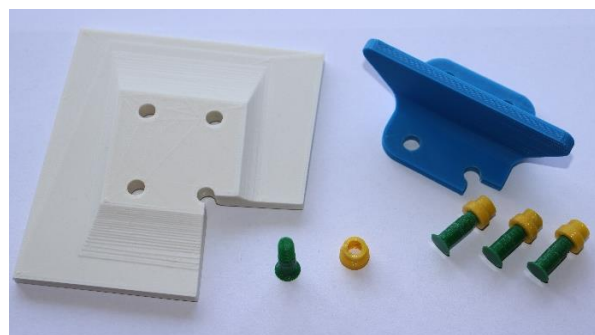


Рис. 52 Прототипування конструктивних елементів крила літака транспортної категорії:

- а) проект 3D принтера розробленого в системі Siemens NX; б) розроблений 3D принтер для створення прототипів; в) технологічний поділ прототипу аеродинамічної компоновки консолі крила; г) прототип аеродинамічної компоновки консолі крила; д) прототип силового з'єднання нервюри з панеллю крила

## 2.5. Висновки до розділу 2

У розділі виконано метод створення тривимірної параметричної моделі відсіку крила в зоні силової нервюри літака транспортної категорії за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи SIEMENS NX, яка являє собою унікальну систему тривимірного твердотільного моделювання, що дозволяє отримати необхідні можливості для роботи по проектуванню суцільних тіл конструкції крила, а також із каркасними моделями, та отримано такі результати:

1. запропоновано метод інтегрованого проектування параметричної моделі консолі крила із застосуванням комп'ютерних системи Siemens NX в єдиному інформаційному середовищі підтримки життєвого циклу літака у відповідності до методології інтегрованого проектування літаків транспортної категорії. В процесі проектування конструктивних елементів крила, зокрема з'єднання силової нервюри з монолітною панеллю, потрібна майстер-геометрія і модель розподілу простору консолі крила;

2. запропоновано метод тривимірного параметричного моделювання конструктивних елементів відсіку крила в зоні силової нервюри літака транспортної категорії з використанням комп'ютерно-інтегрованої системи Siemens NX із застосуванням модуля **WAVE** для реалізації параметричних зв'язків між деталями конструкції;

3. запропоновано метод проектування параметричної моделі з'єднання силової нервюри з монолітною панеллю крила;

4. для досягнення високого рівня проектування елементів конструкції літака (зокрема, конструкції крила) був запропонований метод прототипування за допомогою технології FDM та 3D принтера.

### **РОЗДІЛ 3 ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРИЛА ТА НДС ВІДСІКУ КОНСОЛІ КРИЛА**

Проектування будь-якого з'єднання в конструкції крила виконується з урахуванням втомного довговічності. Вимога забезпечення заданого ресурсу на ранніх стадіях проектування крила має на увазі наявність досить точної інформації про спектр навантажень, втомних характеристик елементів конструкцій, що піддаються змінним навантаженням, і методах розрахунку допустимих напружень.

Одним з важливих питань при дослідженні втомної довговічності елементів конструкції крила є дослідження змінних навантажень (спектрів втомного навантаження), що діють на літак.

Формування спектрів втомного навантаження є найважливішою частиною розрахунку втомної довговічності елементів крила.

Навантаження змінного циклічного характеру, що діють на крило, поділяються на два типи: навантаження функціонування (внутрішні силові фактори, викликані в елементах конструкції внаслідок виконання літаком певних функцій, для яких він створювався) і динамічні навантаження (навантаження, що діють на конструкцію від турбулентності атмосфери, нерівномірності поверхні аеродрому).

Вихідними даними для визначення експлуатаційних навантажень на конструкцію літака є статистичні дані, отримані в процесі експлуатації літаків одного типу. Отримані таким чином дані дають максимально точні результати, що дозволяють точно описати спектри навантаження в ескізному проекті даного типу літаків. Ці дані представляють собою повторюваність певного рівня навантаження (перевантаження в центрі ваги літака) при певній кількості польотів [49].

Визначення втомних напружень в елементах конструкції ґрунтується на спектрах втомних навантажень, що діють на відповідний елемент конструкції в типовому польоті. Типовий політ перераховується в еквівалентний за



пошкоджуваністю цикл навантаження [35,50–52]. Для планера літака цей цикл прийнятий за нульовий (при цьому коефіцієнт асиметрії циклу навантаження дорівнює нулю). В загальному виді, здійснюється перерахунок експлуатаційного блоку типового польоту, в яку входить цикл земля-повітря-земля (ЗПЗ) за формулою Одінга [53]:

$$\sigma_{0_{\text{екв}}} = \begin{cases} \sqrt{2 \cdot \sigma_a \cdot \sigma_{\text{max}}} & \sigma_m \geq 0; \\ \sqrt{2 \cdot (\sigma_a + 0,2\sigma_m)} & \sigma_m \leq 0 \text{ та } \sigma_{\text{max}} \geq 0, \\ 0 & \sigma_{\text{max}} < 0. \end{cases}$$

де  $\sigma_{0_{\text{екв}}}$  – еквівалентні напруги навантаження віднульового циклу;  $\sigma_a, \sigma_m, \sigma_{\text{max}}$  – амплітудні, середні і максимальні напруги циклу.

Для більшості літаків транспортної категорії основним конструкційним матеріалом є алюмінієві сплави. Втомна довговічність елементів конструкції описується статистичними залежностями кривої втоми [54–57]:

$$N \cdot \sigma_{0_{\text{екв}}}^m = C,$$

де  $\sigma_{0_{\text{екв}}}$  – еквівалентні напруги навантаження віднульового циклу;  $m$  та  $C$  – константи, які визначаються експериментально і враховують втомні властивості матеріалу [12,58].

Таким чином, отримання точних напружень втомних спектрів навантаження дає можливість більш точно спрогнозувати втомну довговічність з'єднань елементів конструкції крила та підвищити вагову ефективність з'єднання.

Найчастіше, методи визначення спектрів втомної напруги являється комерційною таємницею авіаційних компаній, що перешкоджає створенню більш ефективних та конкурентно-спроможних конструкцій.

Таким чином, створення методів отримання спектрів втомного навантаження з використанням сучасних комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE є актуальним завданням для розвитку вітчизняного авіабудування.

Даний розділ присвячений методу визначення загально напружено-деформованого стану (НДС) відсіку консолі крила в зоні силової нервюри з

урахуванням аеродинамічних характеристик, отриманих чисельним методом та використанням комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE. Розрахунки проводилися для розрахункових випадків: крейсерського, злітного і посадкового режимів. Ці режими були обрані з точки зору зацікавленості дослідження впливу випуску механізації на загальний НДС в зоні з'єднання силової нервюри з монолітною панеллю крила.

### **3.1. Метод визначення аеродинамічних характеристик крила з випущеною механізацією**

З використанням засобів механізації аеродинамічний потік навколо крила істотно змінюється, що в свою чергу призводить до зміни напружено-деформованого стану крила. Це пов'язано не тільки зі збільшенням підйомної сили за рахунок зміни кривизни крила і збільшення площі крила, але також із-за зміни положення центру тиску відносно хорди крила, що в свою чергу призводить до зміни крутного моменту в поперечному перерізі крила. Значне збільшення крутного моменту призводить до зміни як загального НДС, так і локального НДС силових з'єднань в крилі.

Методи, які використовуються для розрахунку аеродинамічних характеристик механізованого крила на стадії попереднього проектування, базуються на статистичних даних і емпіричних формулах [19]. Використання аналітичних методів ускладнює процес дослідження аеродинамічних характеристик, особливо при пошуку оптимальних параметрів конструкції. Справа в тому, що основні математичні моделі аеродинаміки і газодинаміки літальних апаратів сформульовані у вигляді системи нелінійних диференціалів рівняння з частинними похідними, існування і унікальність рішень яких до цих пір не доведено [59]. Недоліком існуючих методів є те, що вони оцінюють механізацію крила як якісний параметр (певний вид механізації), і не враховують варіацій конструкції механізації крила, таких як: профіль крила; кут відхилення передкрилків і закрилків; виніс передкрилків; параметри щілин закрилків та передкрилків. Також немало важливими параметрами, які впливають на аеродинамічні показники є середовище в якому відбуваються оцінка характеристик: швидкість, щільність повітря і так далі.

Слід зазначити, що в спеціалізованій літературі відсутня інформація про оцінку зміщення центру тиску відносно хорди профілю крила при використанні засобів механізації крила, що впливає на зміни крутного моменту в поперечному перерізі крила.

Кожний агрегат літака піддається навантаженню на певному етапі польоту ЗПС. Так, для формування спектру навантажень кесонної частини крила слід використовувати наступні режими польоту: стоянка, розворот при рулюванні на ЗПС, руління перед зльотом, зліт, маневрування з використанням засобів механізації, початковий набір висоти, заключний набір висоти, крейсерський політ, початкове зниження, заключне зниження, захід на посадку з використанням засобів механізації, вирівнювання по крену, вирівнювання перед посадкою, дотик до ЗПС, пробіг і руління. Деякі з цих режимів польоту виконуються з механізацією крила: режими зльоту або посадки. На жаль, існуючі теоретичні методи розрахунку аеродинамічних характеристик крил з механізацією дуже трудомісткі і не завжди можуть бути реалізовані для цих режимів.

Для отримання більш достовірних даних про навантаження крила засобами механізації необхідно проводити трудомісткі, дорогі експерименти. Використання аеродинамічних труб не завжди дає можливість обробити всі режими навантаження крила, і, на жаль, не завжди доцільні натурні випробування. Необхідні дані про аеродинамічні характеристики механізованого крила можна отримати за допомогою чисельних методів.

Чисельне моделювання все частіше застосовується при проектуванні конструкцій літальних апаратів для визначення оптимальних параметрів для заданих умов експлуатації [39,60–63]. Це дає можливість створювати більш досконалі конструкції літаків, що відповідають сучасним вимогам до безпечної експлуатації літального апарата при цьому мати високу масову ефективність.

Для вивчення аеродинамічних явищ обтікання тіл використовується метод CFD. Computational Fluid Dynamics (CFD) - це наука про прогнозування потоку рідини,

температури та масових перетворень, а також хімічних явищ та пов'язаних з ними подій.

Для рішення такого типу завдань можуть використовуватись різні пакети розрахунків. Один із добре зарекомендованих програмних пакетів для вирішення завдань CFD являється ANSYS з його робочим середовищем ANSYS Fluent.

ANSYS Fluent - це зручний інструмент для моделювання потоку рідин або газів з розширеними можливостями фізичного моделювання з високою точністю розрахунків. Інтеграція модуля ANSYS Fluent у робоче середовище ANSYS Workbench, а також можливість використання модуля ANSYS CFD-Post для обробки результатів, створює комплексне рішення для виконання інженерного аналізу в області моделювання течій рідин та газів.

Рішення завдань аеродинаміки чисельними методами виконуються в такій послідовності:

1. Створення Fluent fluid flow розрахункової системи в ANSYS Workbench;
2. Створення обчислювальної геометрії за допомогою вбудованих CAD пакета моделювання ANSYS DesignModeler чи імпорт файлу CAD моделі із зовнішніх програм;
3. Створення скінчено-елементної сітки для геометрії за допомогою ANSYS Meshing;
4. Налаштування CFD моделі в ANSYS Fluent. Налаштування властивостей матеріалу обчислювального середовища, граничних умов, параметрів виконання розрахунку;
5. Запуск виконання розрахунку з подальшою оцінкою збіжності аналізу. Отримання результатів розрахунку;
6. Постобробка результатів розрахунку за допомогою вбудованого модуля CFD-Post.

Далі наведено приклад використання чисельних методів для отримання аеродинамічних характеристик.

Параметрична модель механізованого профілю (в конфігурації злітного, крейсерського і посадкового режимів) була створена в CAD системі Siemens NX, і потім була імпортована в Design Modeller. За допомогою Design Modeller була вказана область обчислення і кут атаки, який був заданий в якості параметричної функції.

Параметри скінчено-елементної сітки були задані в стандартному модулі Meshing. Для отримання більш точних результатів обтікання навколо поверхні профілю, використовувалася більш подрібнена сітка, і встановлювалися параметри пограничного шару. В результаті була отримана скінчено-елементні сітки обчислювальних профілів (див. рис. 53). Профільна хорда з прибраною механізацією складає 1000 мм.

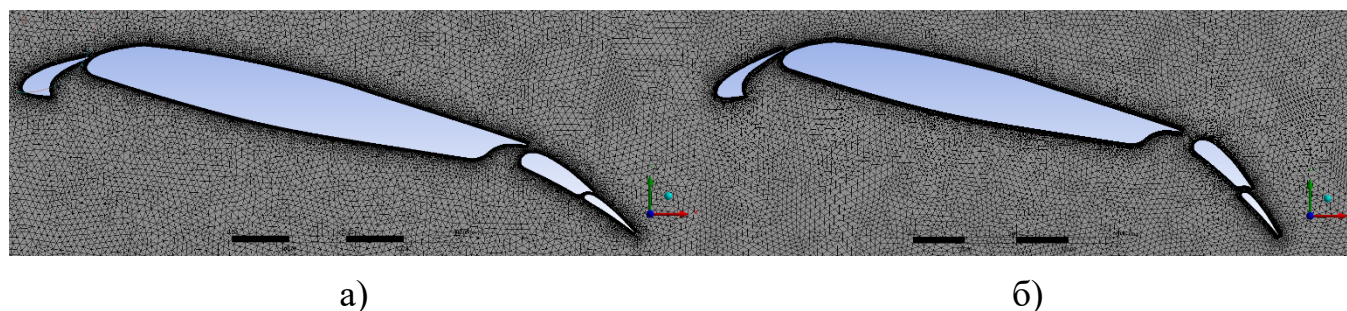


Рис. 53 СЕС аналізованого профілю зі злітним (а) і посадковим (б) положеннями передкрилків і закрилків

Граничні умови, параметри аеродинамічного середовища налаштовувалися за допомогою компонента Setup модуля Fluid Flow (Fluent). Параметри аеродинамічного середовища (температура, щільність, тиск, кінематична в'язкість) визначалися відповідно до висоти розрахункового режиму та згідно з міжнародного стандарту атмосфери (ГОСТ 4401-81 «Міжнародна стандартна атмосфера»).

Для валідації розрахункової моделі був проведений аналіз чистого аеродинамічного профілю (без використання механізації), потім отримані результати були порівняні з аеродинамічними характеристиками з відкритих джерел [64] для числа Рейнольдса  $10^6$ . Також були проаналізовані форми скінченних елементів (чотирикутний - Quad4 та трикутний - Tri3) і різні моделі турбулентності (k-epsilon [65] та transition SST [66]).

Як видно із залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки (рис. 54), найкращі результати (найбільша відповідність між результатом ANSYS і еталонними даними з відкритих джерел) були отримані при розрахунку, виконаному при моделі турбулентності k-epsilon.

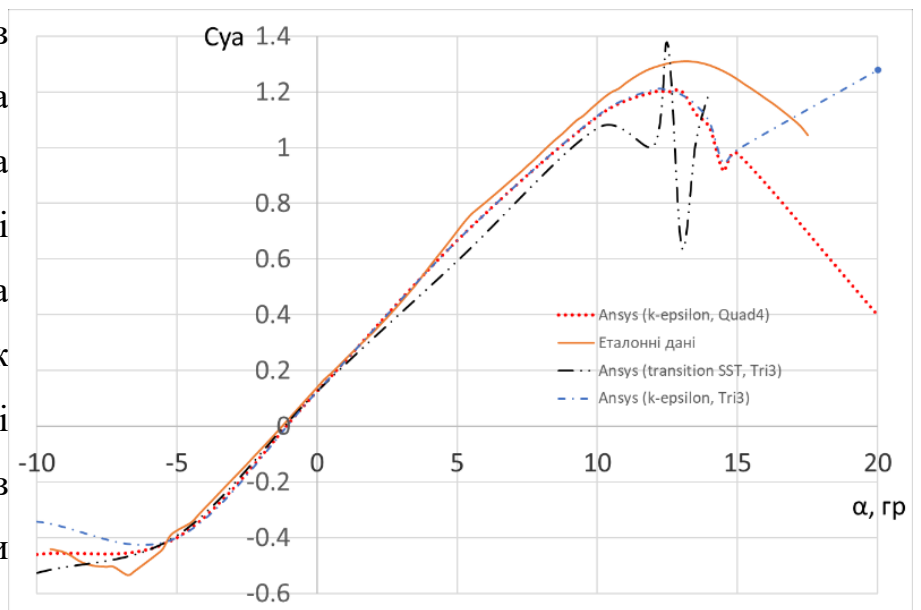


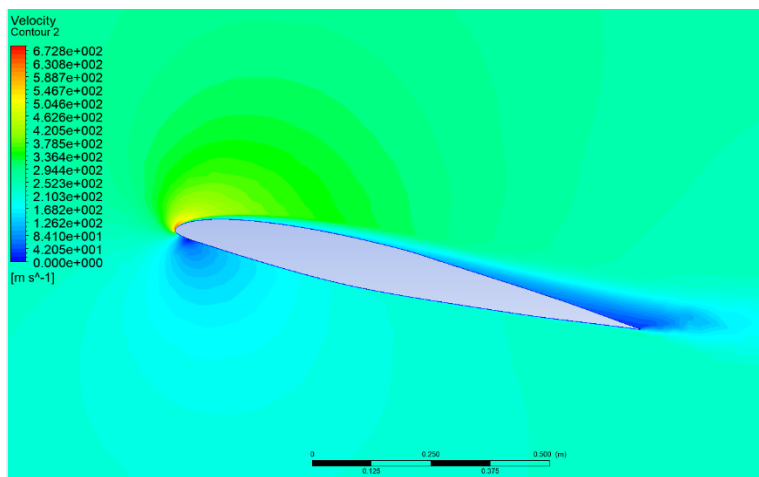
Рис. 54 Залежність коефіцієнту підйомної сили від кута атаки для різних типів скінченних елементів та моделей турбулентності

Обидві форми скінченних елементів (СЕ) Tri3 і Quad4 дали хороші результати. Була обрана модель турбулентності k-epsilon і форма СЕ Tri3 для аналізу аеродинамічних характеристик профілю в режимах крейсерського, злітного і посадкового польоту. Форма СЕ Tri3 була обрана тому що вона полегшує побудову моделі СЕС складних форм/геометрії, і ця форма СЕ має менше вузлів, що скоротить час розрахунку.

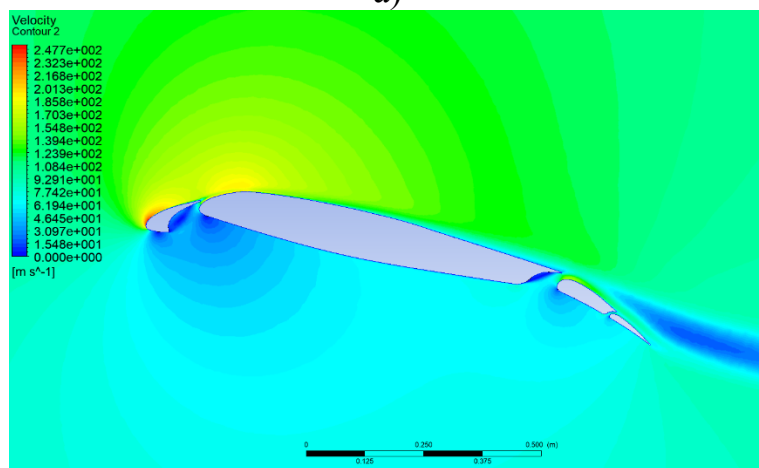
Граничні умови на гранях обчислювальної моделі були наступними:

- нормальна вхідна швидкість (згідно проектного випадку);
- відносний тиск на виході 0 Па;
- «симетрія» по верхньому і нижньому краях;
- «умова прилипання (стіна)» всі обтічні поверхні (передкрилок, кесонна частина, закрилок).

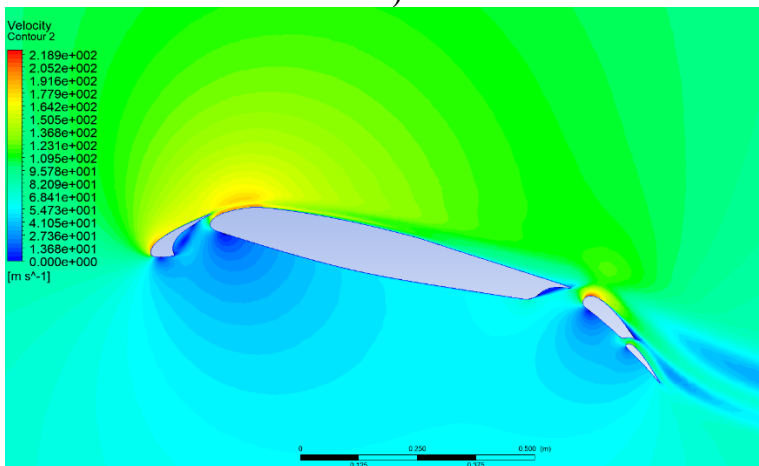
Для обробки і візуалізації отриманих аеродинамічних даних використовувався компонент CFD-Post (рис. 55 та рис. 56). CFD-Post має можливість задавати користувальницькі вирази для розрахунків в розділі Expressions, що спрощує розрахунок необхідних параметрів і подальший аналіз.



a)

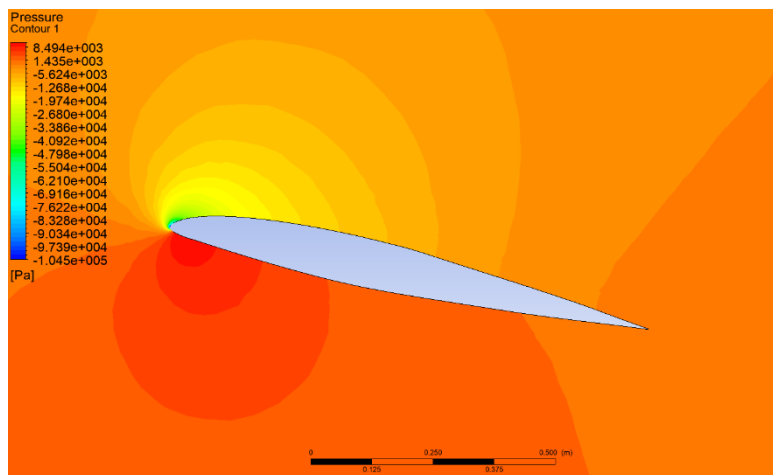


б)

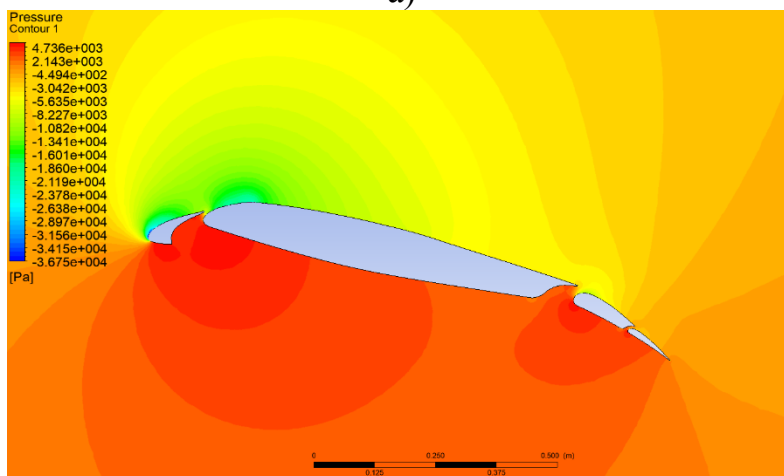


в)

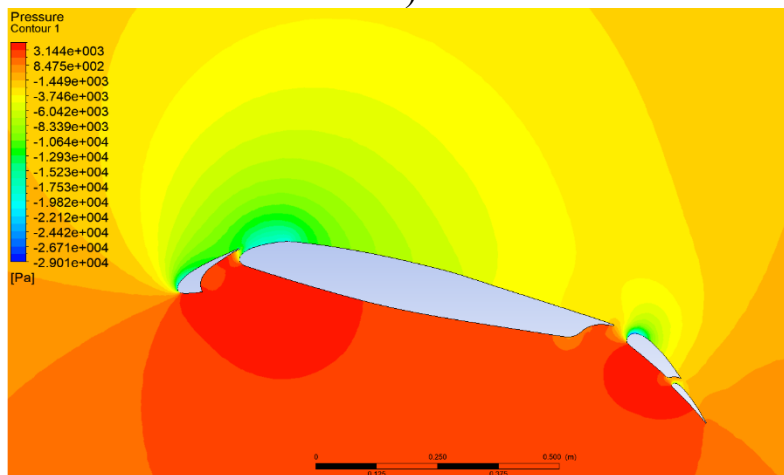
Рис. 55 Характер розподілу швидкості потоку навколо профілю: (а) крейсерський режим, кут атаки 12 градусів,  $V=243,5$  м/с,  $H=11000$  м; (б) зліт, кут атаки 12 градусів,  $V=95,2$  м/с,  $H=0$  м; (в) приземлення, кут атаки 12 градусів,  $V= 83,34$  м/с,  $H=0$  м



а)



б)



в)

Рис. 56 Характер розподілу тиску навколо профілю: (а) крейсерський режим, кут атаки 12 градусів,  $V=243,5$  м/с,  $H=11000$  м; (б) зліт, кут атаки 12 градусів,  $V=95,2$  м/с,  $H=0$  м; (в) приземлення, кут атаки 12 градусів,  $V=83,34$  м/с,  $H=0$  м



При аналізі навантажень на крило, крім аеродинамічних коефіцієнтів, важливо знати також положення центру тиску по аеродинамічному профілю. Положення центру тиску для чистого профілю (без застосування механізації) становить приблизно 25% від ширини хорди [67]. Ця величина часто використовується при ескізному проектуванні, для визначення ВСФ консолі крила.

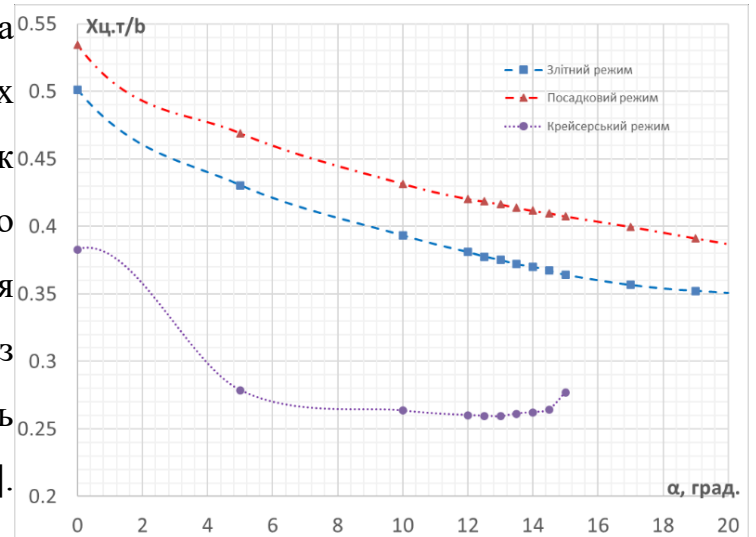


Рис. 57 Положення центру тиску по хорді для крейсерського, злітного і посадкового режимів

Проведений аналіз за допомогою чисельних методів дозволив уточнити положення центру тиску при використанні механізації.

З отриманих результатів видно, що центр тиску по аеродинамічному профілю зміщується до задньої кромки при використанні засобів механізації (рис. 57), що можна пояснити тим, що тиск навколо профілю при використанні механізації перерозподіляється ближче до задньої кромки.

Таким чином змінюється відстань між центром жорсткості поперечного перерізу крила і центром тиску, що впливає на розрахунки ВСФ.

Отримані аеродинамічні коефіцієнти використовувалися для уточнення погонних аеродинамічних навантажень що діють на консоль крила, погонних аеродинамічних навантажень на елементи механізації (передкрилки, закрилки), розрахунку крутного моменту з використанням отриманих даних про положення центру тиску (що дозволило отримати більш точні результати).

### 3.2. Метод визначення загального напружено-деформованого стану відсіку консолі крила в зоні силової нервюри

Міцність і надійність авіаційних конструкцій продовжує залишатися актуальною проблемою. Найважливішою проблемою вважається втомна

довговічність елементів конструкції, адже значна частина руйнувань відбувається від локальних змін функціональних навантажень.

Вивчення загального і місцевого напружено-деформованого стану окремих частин конструкції літака сприяє підвищенню довговічності конструкції за рахунок визначення діючих напружень в зоні ймовірного втомного руйнування.

У конструкції крила багато місць, яким приділяється особлива увага при проектуванні. Найчастіше це місця з різкою зміною конструктивних особливостей (поперечні з'єднання панелей крила, люки, вирізи, скоси стрингера, стикування стрингера, «кинутий» стрингер, отвори для перетікання палива). Такі зони називаються нерегулярними.

Як відомо, втомна довговічність нерегулярних зон повинна відповідати втомної довговічності регулярних зон (поздовжнім швам і стикам, що функціонують переважно в умовах односпрямованого навантаження, а також становлять основну масу несучої конструкції літака) [5,35,51,68,69].

Для визначення загального напружено-деформованого стану необхідно виконати наступні завдання:

1. визначити аеродинамічні характеристики при різних режимах польоту (зліт, посадка, крейсерський режим польоту і так далі);
2. визначити навантаження на консоль крила в залежності від режиму польоту (зокрема, навантаження від передкрилків та закрилків);
3. виконати проектувальний розрахунок консолі крила. Визначити геометричні параметри силових елементів крила;
4. створити розрахункову модель даної частини консолі крила. Задати геометричні параметри силових елементів крила. Задати механічні властивості кожного елемента;
5. виконати розрахунок за допомогою МСЕ. Оцінити напругу при різних положеннях механізації в зоні з'єднання силової нервюри.

Для реалізації методу був проаналізований загальний НДС відсіку кесонної частини крила від нервюри №13 до нервюри №17, в зоні наявності кріплення передкрилків, закрилків та силової нервюри (рис. 35).

Навантаження на крило в крейсерському, злітному та посадковому режимах польоту були отримані відповідно до наступних параметрів:

Таблиця 2 Параметри розрахункових випадків

|                    | Положення механізації                                    | Кут атаки, град. | Швидкість польоту, км/год | Висота польоту, км |
|--------------------|--|------------------|---------------------------|--------------------|
| Крейсерський режим | Механізація прибрана                                     | 4 [19]           | 875                       | 11                 |
| Злітний режим      | Передкрилок- злітне положення<br>Закрилок – 22 градуса   | 10 [19]          | 342                       | 0                  |
| Посадковий режим   | Передкрилок—посадкове положення<br>Закрилок – 37 градуса | 10 [19]          | 299                       | 0                  |

Одним з етапів визначення навантажень на консоль крила є визначення реакцій опор в місцях приєднання засобів механізації до кесонної частини крила.

На ранніх етапах проектування величину розподіленого погонного навантаження, що діє на передкрилок, можна визначити за такою формулою [70]:

$$q_{\text{перед}} = k \cdot f \cdot b \cdot q,$$

де  $k$  – аеродинамічний коефіцієнт в залежності від кута атаки крила. На стадії ескізного проектування можна прийняти  $k = 3,2$ , при  $\alpha = 25^\circ$ ;  $f$  – коефіцієнт запасу міцності. Для засобів механізації це 2;  $b$  – хорда передкрилка (в випущеному положенні);  $q$  – швидкісний напір.

Закон погонного розподіленого навантаження на закрилок аналогічний передкрилку, і визначається за формулою [70]:

$$q_{\text{закр}} = c \cdot f \cdot b \cdot q,$$

де  $c$  – аеродинамічний коефіцієнт в залежності від типу закрилка, кутів відхилення і кутів атаки крила. Визначається за допомогою випробувань в аеродинамічній трубі. На стадії ескізного проектування можна прийняти  $c = 5,5$ .

Але для оцінки втомної довговічності і отримання більш точних результатів НДС необхідно використовувати погонне розподілене навантаження, отримане в ході чисельного аеродинамічного розрахунку із застосуванням МСЕ.

Отримані аеродинамічні характеристики (за методом, описаним в розділі 3.1) використовувалися для визначення зовнішніх сил, які діють на відсік консолі.

Розподілене повітряне навантаження відсіку консолі крила пропорційно розподілено між передкрилком, кесонною частиною крила і закрилком. Процентне співвідношення сил, що діють на окремі частини крила (передкрилок, кесонна частина крила та закрилок), отримано шляхом чисельного аеродинамічного розрахунку. Це дозволило врахувати вплив повітряного навантаження окремо на кожну частину крила і визначити реакції опор на елементи механізації в даному конструктивному випадку.

Схему навантаження, як для передкрилків, так і для закрилків, можна представити у вигляді балки, на яку діє розподілене навантаження і яка обперта на дві опори. Реакціями опор цієї балки будуть сили, що діють на силову частину крила (рис. 58).

Інші розподілені навантаження (такі як вага палива, поперечна сила, згинальний момент і крутний момент, які

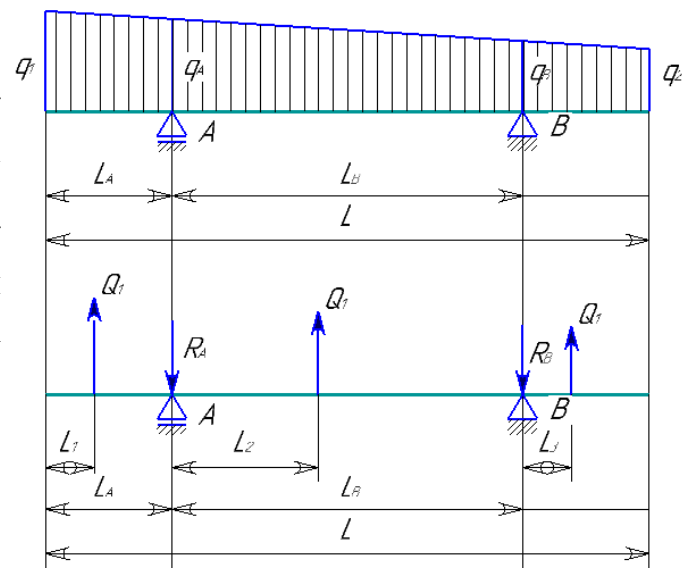


Рис. 58 Схему навантаження на крило від засобів механізації

відповідають конкретному режиму польоту (крейсерський, злітний та посадковий режими), були розраховані, як описано в розділі 1.1, з урахуванням отриманих аеродинамічних характеристик чисельним методом.

Крило представляє собою тонкостінну конструкцію, підкріплену в поздовжньому і поперечному напрямку. За допомогою програмного забезпечення SIEMENS NX, була побудована розрахункова модель. Обшивка, стінки лонжеронів і

нервюр моделювались поверхнями, а полки лонжеронів та нервюр, стрингера моделювались лініями, в подальшому яким будуть назначені площі поперечного перерізу.

Конструктивні елементи крила сприймають різні види навантажень, тому кожен елемент конструкції крила виконаний з оптимального матеріалу (з урахуванням конкретного навантаження), які були назначені в процесі проектного розрахунку. Всі деформаційні характеристики матеріалів, які використовувались в конструкції крила, задаються в підменю Engineering Data розрахункового пакету Ansys Workbench. Надалі конструктивним елементам конструкції крила були присвоєні матеріали (рис. 59).

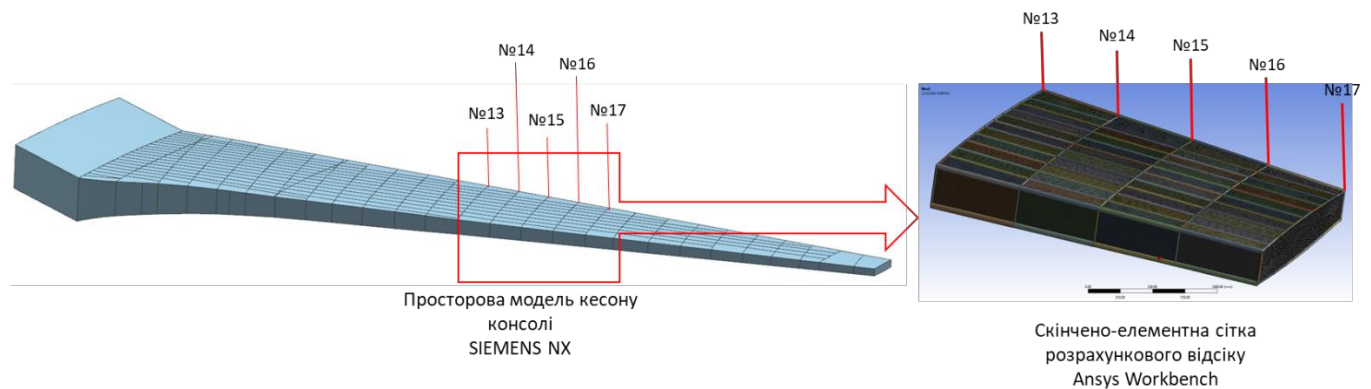


Рис. 59 Геометрія аналізованої секції і скінчено-елементна сітка відсіку крила

Розрахункова схема моделі крила представляє собою консольно-затиснуту балку. Така розрахункова схема в системі ANSYS реалізується шляхом обмеження всіх ступенів свободи кореневої нервюри консолі крила (або відсіку консолі). На аналізовану частину крила діють такі сили: розподілене аеродинамічне навантаження (дається у вигляді тиску на верхню і нижню поверхні); масові навантаження від палива, розташованого в кесонних баках (задаються на нижній поверхні у вигляді розподіленого навантаження); в деяких розрахункових випадках дія сил від засобів механізації у вигляді зосереджених сил в місцях їх кріплення. Так як це відсічна частина консолі крила, то в секції відсічення прикладається перерізувальна сила, згинальний і крутний момент відсічної частини.

Сили від засобів механізації задавалися за допомогою вбудованої функції Remote Force, що дає можливість задати зусилля в певній точці конструкції (вузли кріплення механізації) і на заданій відстані від конструкції (реакція опори від засобів механізації, зосереджена сила).

Розрахункова модель відсіку консолі крила показана на рис. 60.

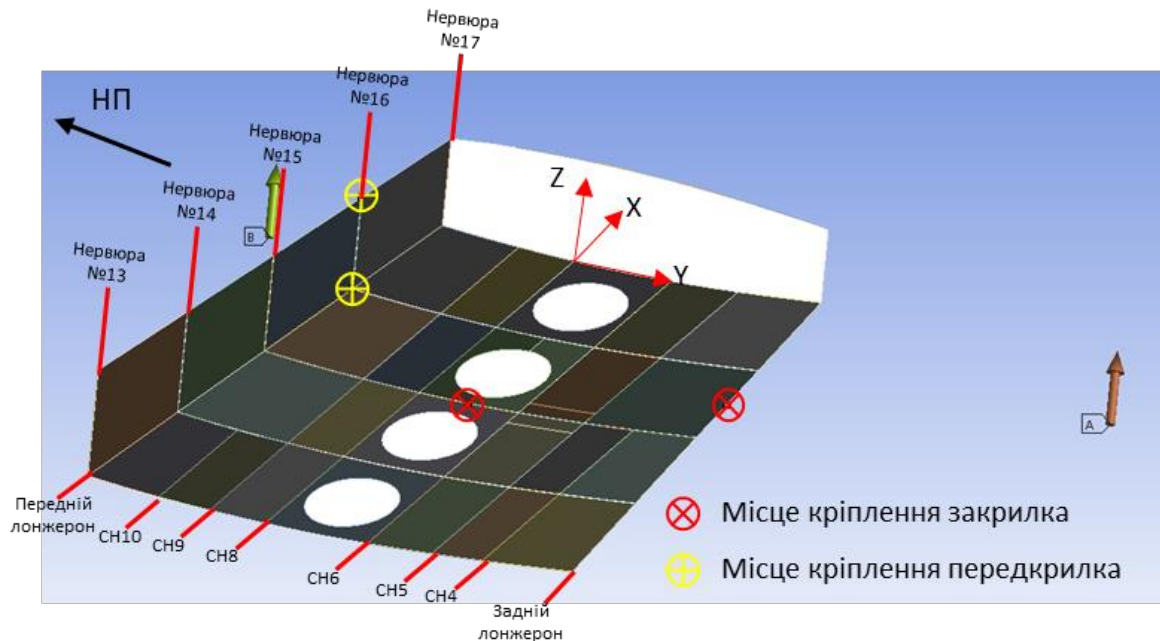
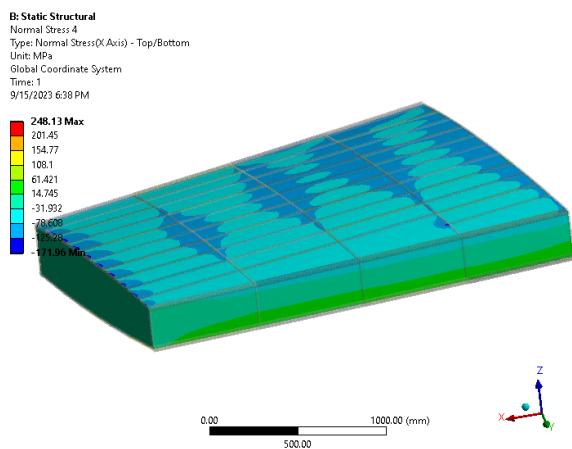


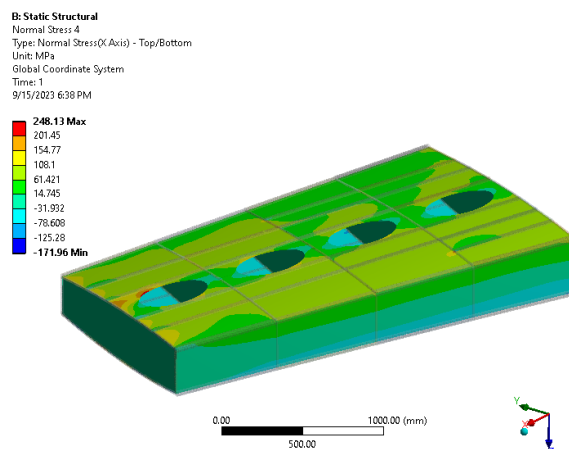
Рис. 60 Розрахункова модель відсіку консолі крила

Для перевірки моделі проведено порівняння перерізувальної сили, згинального і крутного моментів, які були розраховані аналітичним методом та отримані шляхом чисельного аналізу на нервюрі №13 (місце жорсткого затиснення розрахункової моделі). Похибка розрахунку склала менше 10%.

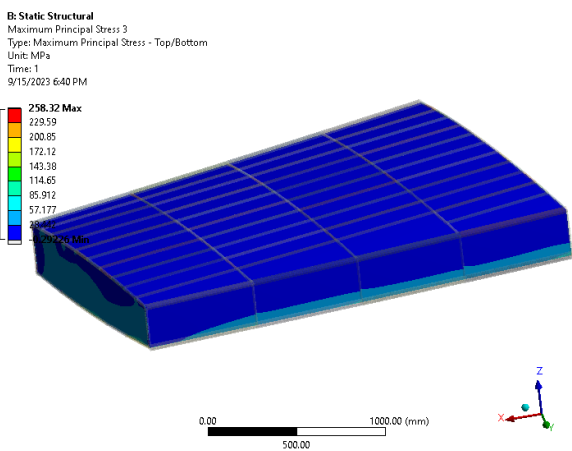
На рис. 61, рис. 62 і рис. 63 показано характер загального НДС відсіку консолі крила при режимах польоту: крейсерський, зліт та посадка відповідно. Як видно з отриманих результатів, засоби механізації впливають не тільки на зміну значень напружень в кесонній частині, але і на зміну характеру розподілу напружень в місцях кріплення засобів механізації.



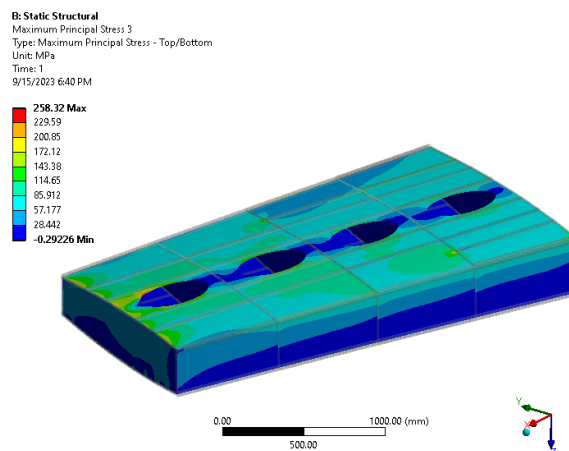
а)



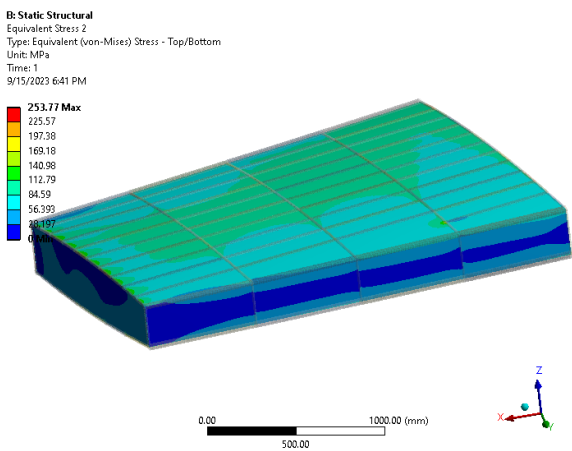
б)



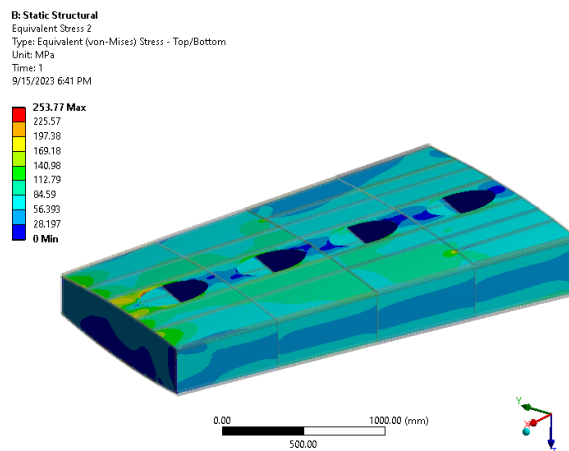
в)



г)



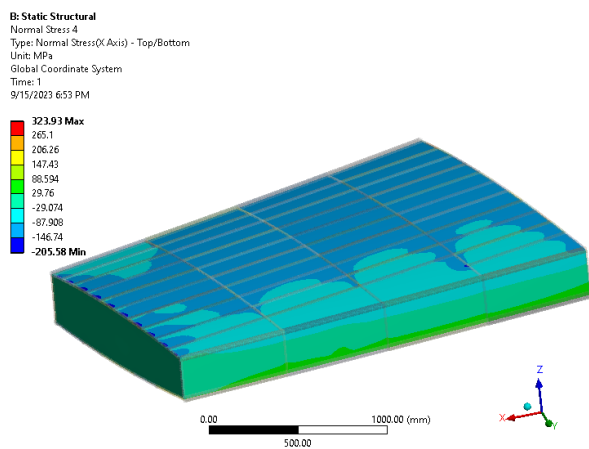
д)



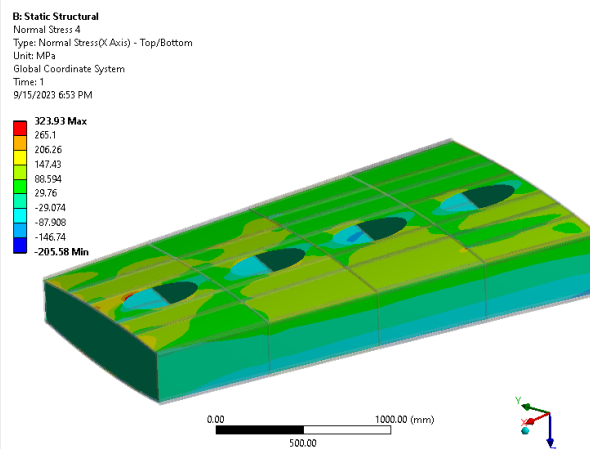
е)

Рис. 61 Характер загального НДС відсіку консолі крила (крейсерський режим)  
а) – нормальні напруги вздовж розмаху консолі, вид зверху; б) – нормальні напруги вздовж розмаху консолі, вид знизу; в) – максимальні головні напруги, вид зверху г) – максимальні головні напруги, вид знизу; д) – еквівалентні напруги, вид зверху; е) – еквівалентні напруги, вид знизу

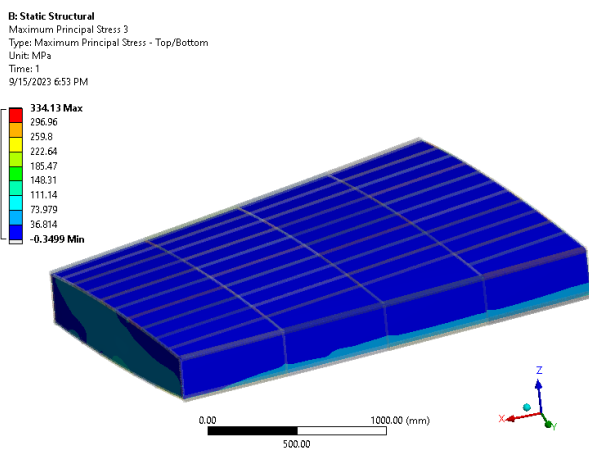




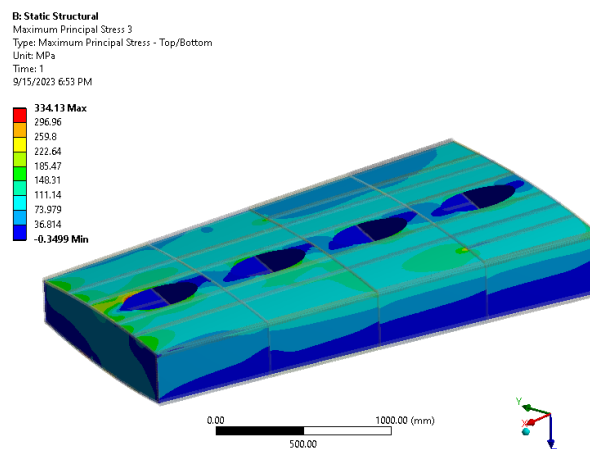
а)



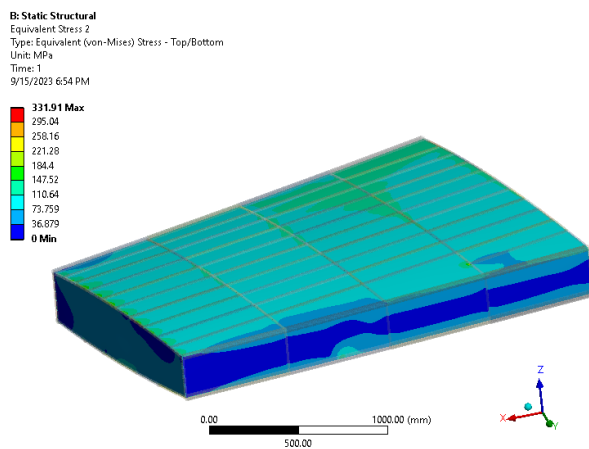
б)



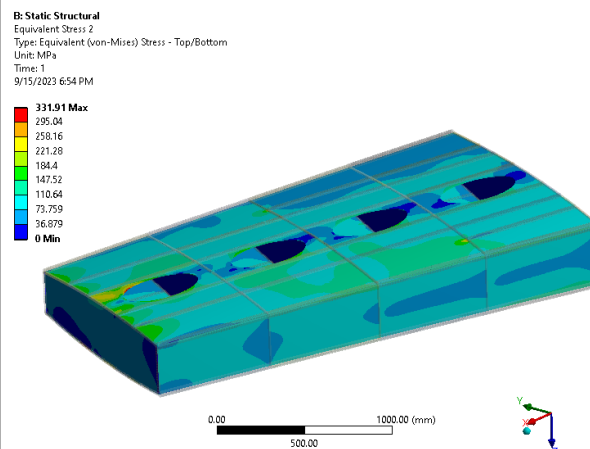
в)



г)



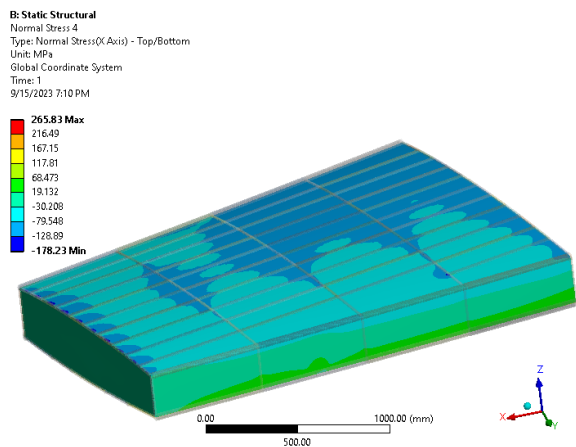
д)



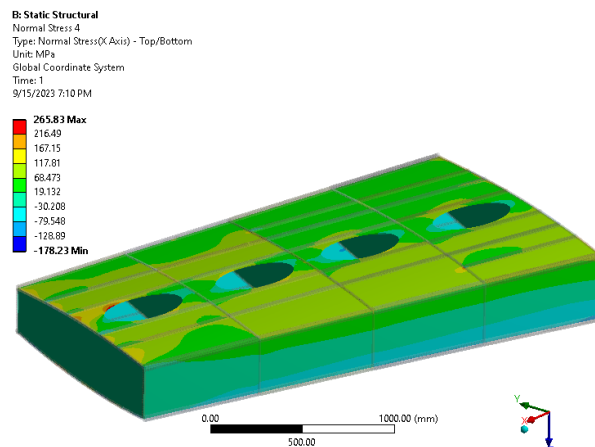
е)

Рис. 62 Характер загального НДС відсіку консолі крила (злітний режим)  
а) – нормальні напруги вздовж розмаху консолі, вид зверху; б) – нормальні напруги вздовж розмаху консолі, вид знизу; в) – максимальні головні напруги, вид зверху г) – максимальні головні напруги, вид знизу; д) – еквівалентні напруги, вид зверху; е) – еквівалентні напруги, вид знизу

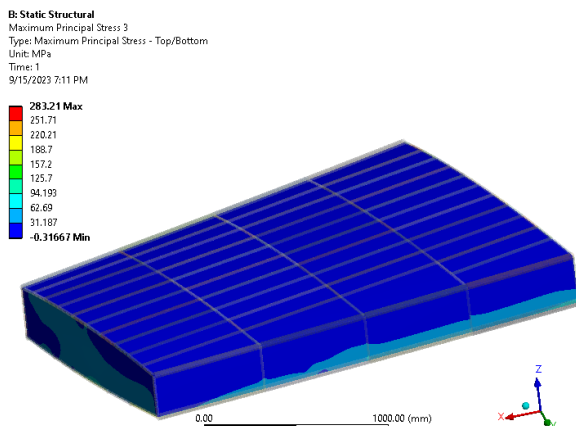




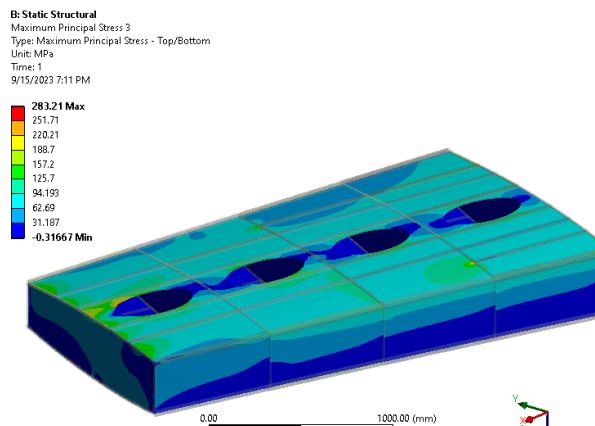
а)



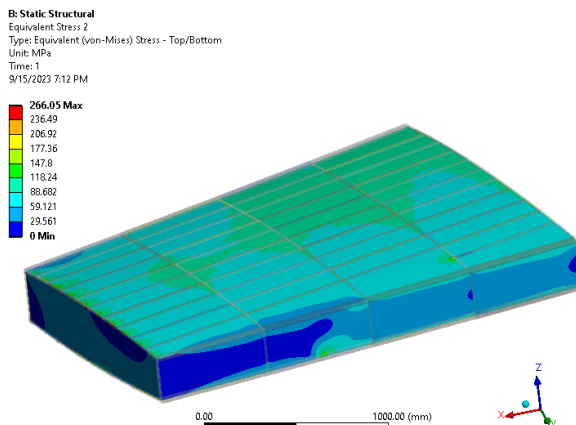
б)



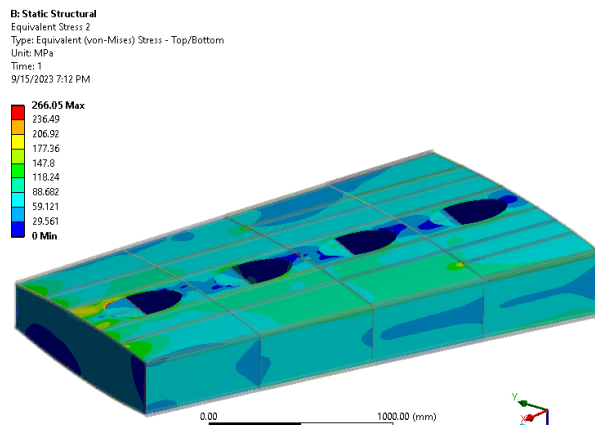
в)



г)



д)



е)

Рис. 63 Характер загального НДС відсіку консолі крила (посадковий режим)  
а) – нормальні напруги вздовж розмаху консолі, вид зверху; б) – нормальні напруги вздовж розмаху консолі, вид знизу; в) – максимальні головні напруги, вид зверху г) – максимальні головні напруги, вид знизу; д) – еквівалентні напруги, вид зверху; е) – еквівалентні напруги, вид знизу

Аеродинамічні характеристики механізованого крила мають істотний вплив на НДС крила в цілому і конкретно на конструктивні нерегулярні зони, такі як з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила. Визначення достовірних напружень істотно впливають на втомну довговічність цих з'єднань. Для підвищення точності прогнозування втомної довговічності з'єднань силової нервюри з монолітною панеллю крила запропоновано метод, який показаний на рис. 64.

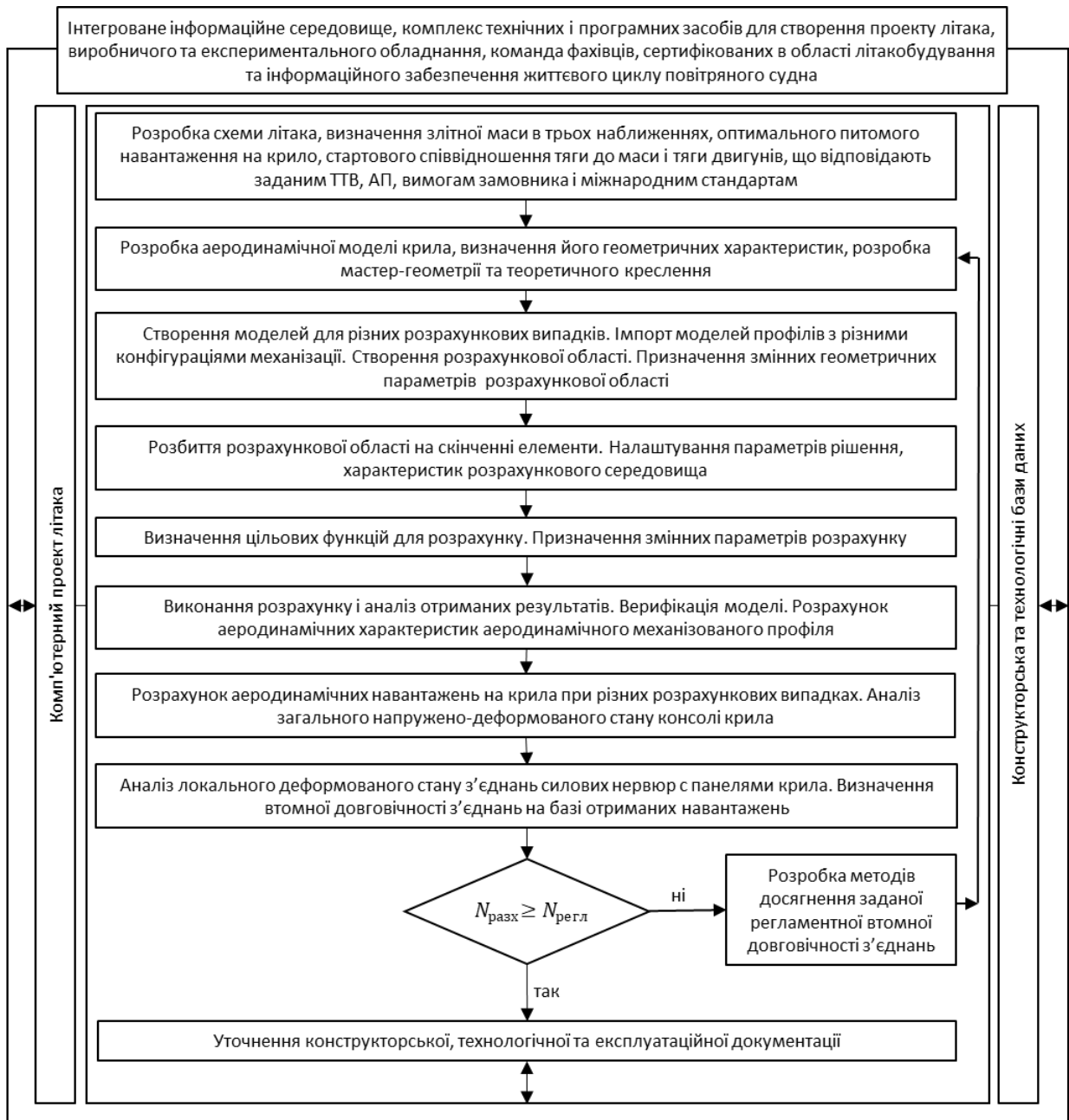


Рис. 64 Метод проектування з'єднань силової нервюри з монолітною панеллю крила з урахуванням заданої регламентної довговічності

### 3.3. Висновки до розділу 3

У даному розділі був запропонований спосіб проектування з'єднання силової нервюри з монолітною панеллю крила (див. рис. 64) з урахуванням заданої регламентної довговічності. Цей метод базується на визначенні спектрів втомної напруги за допомогою сучасних комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE.

Використання механізації значно змінює потік навколо крила, що в свою чергу призводить до перерозподілу загального НДС. Цей спосіб дозволяє врахувати зміну аеродинамічних характеристик механізованого крила на загальний НДС відсіку крила в зоні, з'єднання силової нервюри і монолітної панелі.

1. Запропоновано метод визначення аеродинамічних характеристик механізованого профілю з використанням розрахункової системи Fluent fluid flow в ANSYS Workbench.

2. Наглядно показана залежність зміни положення відносного центру тиску при режимах польоту: крейсерського, злітного і посадкового.

3. Наглядно показано зміну характеру розподілу тиску і швидкості потоку навколо профілю при крейсерському, злітному і посадковому режимах.

4. Удосконалено метод визначення загального НДС в зоні силової нервюри з урахуванням дії зусиль від засобів механізації, що дозволяє при різних режимах польоту отримувати більш точні результати напружень, і тим самим сформувані спектри втомного навантаження для зони з'єднання силової нервюри з монолітною панеллю крила.

5. Наглядно показано вплив режиму польоту на загальний НДС відсіку крила в зоні силової нервюри.

## **РОЗДІЛ 4 ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЛОКАЛЬНОГО НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ В ЗОНІ З'ЄДНАНЬ СИЛОВОЇ НЕРВІЮРИ ТА ПАНЕЛІ КРИЛА**

Однією з головних задач сучасної авіаційної науки є досягнення розрахункового рівня руйнівних навантажень і заданого ресурсу служби конструкції при мінімальній масі агрегату. Ця науково-технічна проблема вирішується шляхом вивчення НДС (напружено-деформованого стану) елементів конструкції аналітичним, експериментальним або чисельним методом.

Застосування аналітичних методів ускладнено з точки зору важкості і великих обсягів обчислень, що практично неможливо застосувати до деталей складної форми. Застосування експериментальних методів ускладнено з точки зору дороговизни цих експериментів. Тому для аналізу локального НДС широко використовуються чисельні методи. Основним чисельним методом, який широко використовується в інженерних завданнях, є метод скінчених елементів (МСЕ), реалізований в системах CAD/CAE Ansys Workbench.

### **4.1. Аналіз характеристик локального напружено-деформованого стану в зоні потовщення панелі для з'єднання силової нервюри**

Місця з'єднання силових нервюр та панелей крила мають посилення - локальне потовщення. Цей конструктивний елемент дозволяє знизити локальні напруги в панелі через ослаблення цих місць отворами під кріплення, що в свою чергу збільшує втомну довговічність з'єднання.

При цьому локальне потовщення є концентратором напружень (місцем, де змінюється товщина). Для зниження напружень в зоні зміни товщини панелі використовується заокруглення. Величина цього заокруглення (рис. 44) впливає як на рівень напруги, так і на масу панелі.

В роботі [71], автором проаналізовано вплив величини одностороннього потовщення в зоні отвору на характеристики локального НДС полоси з отвором при

розтягуванні, та акцент був на визначенні НДС в околиці отвору. У цьому розділі розглянуто вплив радіуса заокруглення полоси з одностороннім потовщенням в зоні кривизни радіуса на характеристики локальних НДС, а також визначено оптимальний радіус заокруглення з урахуванням мінімальної напруги в критичному місці та мінімальної маси полоси.

Товщина полоси – 5 мм. Величина потовщення – 4 мм. Величина заокруглення (параметр  $R_{pad}$ ) на місці локального потовщення змінюється в діапазоні від 5 до 100 мм. Матеріал полоси – алюмінієвий сплав 2324-T39 за класифікацією ISO 209-1 (вітчизняний аналог 1163-ТН, ТН - низькотемпературна термохімічна обробка [72]), який використовується для виготовлення деталей, які схильні до повторних навантажень (нижні панелі крила), які можуть викликати втомне руйнування. Застосування цього матеріалу зумовлено тим, що він має високу руйнівну в'язкість. Механічні властивості цього матеріалу: модуль пружності  $E = 72000$  МПа, коефіцієнт Пуансона  $\mu = 0,33$ , межа текучості  $\sigma_T = 370$  МПа [73]. Модель поведінки матеріалу – білінійне кінематичне зміцнення.

Геометричні параметри полоси показані на рис. 65. З урахуванням геометричної симетрії моделі і характеру навантаження, розрахункову модель можна представити у вигляді 1/2 конструкції з відповідними умовами симетрії (рис. 66). Умови симетрії були задані таким чином, щоб досягти чистого розтягнення в полосі, так як наявний ексцентриситет (за рахунок зміни товщини полоси) знизить напругу в зацікавленій нас радіусного переходу (що не є консервативним аналізом).

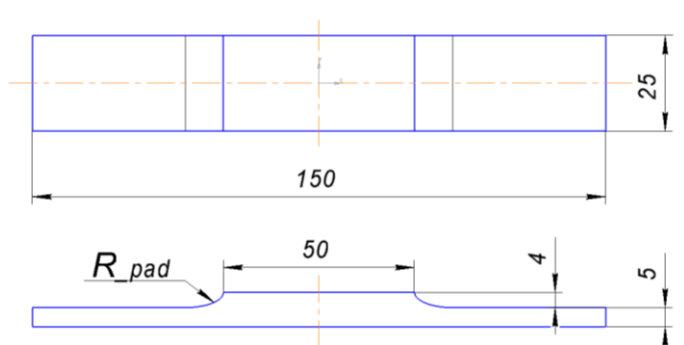


Рис. 65 Геометричні розміри полоси

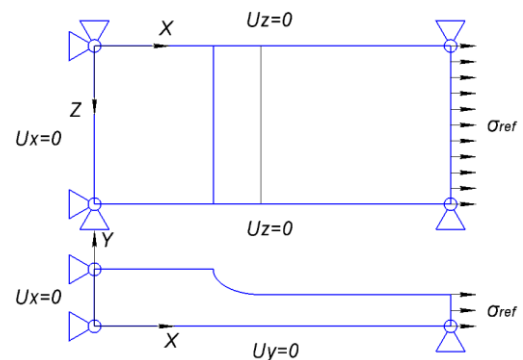


Рис. 66 Розрахункова модель полоси

Дослідження проводилося з використанням МСЕ, реалізованої в системі інженерного аналізу Ansys Workbench [74–76].

Скінчено-елементна модель полоси показана на рис. 67. Element Size складає 1 мм. Метод побудови СЕС - MultiZone. За допомогою функцій Edge Sizing, зона заокруглення була розділена на 30 елементів для досягнення більш точних результатів у цій області.

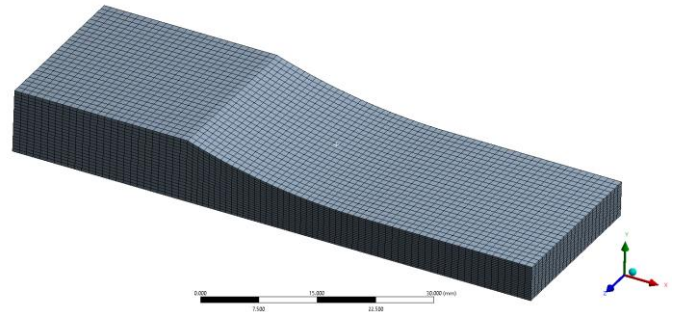
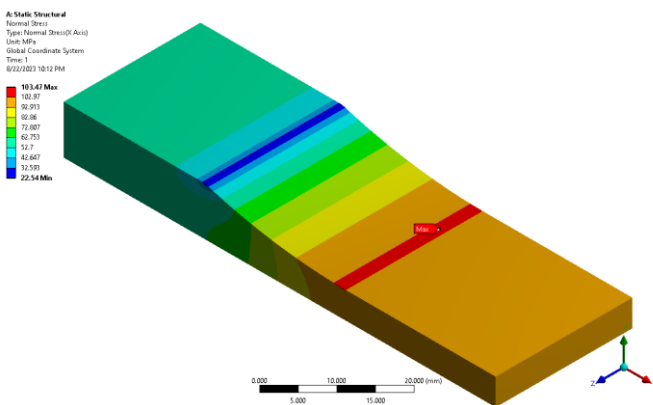
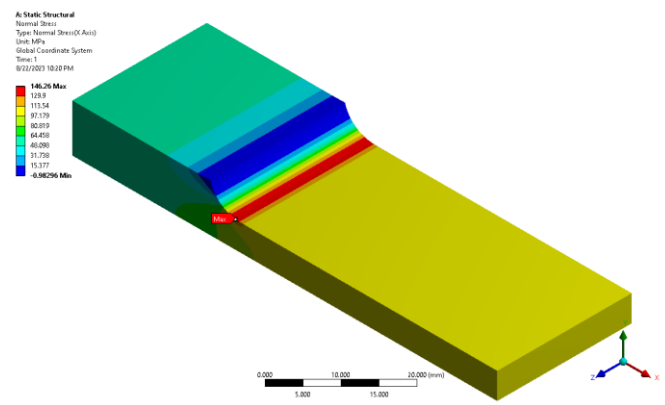


Рис. 67 Скінчено-елементна модель полоси

На рис. 68 показано характер розподілу нормальних напружень (вздовж осі X) в полосі з потовщенням і радіусним переходом (для  $R_{pad} = 80$  мм та  $R_{pad} = 5$  мм) при рівні розтягуючих напруг 100 МПа. Як видно з характеру розподілу напруги, критичним місцем є місце радіусного переходу.



а)



б)

Рис. 68 Характер розподілу нормальних напружень в полосі при рівні розтягуючих напруг 100 МПа:

а)  $R_{pad} = 80$  мм; б)  $R_{pad} = 5$  мм

Аналіз НДС в зоні радіусного переходу проводився по траєкторії L1, яку створено за допомогою функції Construction Geometry, від верхнього краю заокруглення до нижнього краю заокруглення і вздовж деталі (рис. 69, відрізок L1 от точки 1 до точки 2).

На рис. 70 показано характер розподілу нормальних напружень вздовж траєкторії L1 (рис. 69) в залежності від радіуса заокруглення: 5, 10, 40, 80 та 100 мм. Рівень розтягуючих напруг  $\sigma_{ref} = 100$  МПа. Як видно з рис. 70, зі збільшенням радіуса відбувається зміщення критичного місця, а також зниження нормальних напружень. Радіуси 80 мм та 100 мм мають практично однакову пікову напругу.

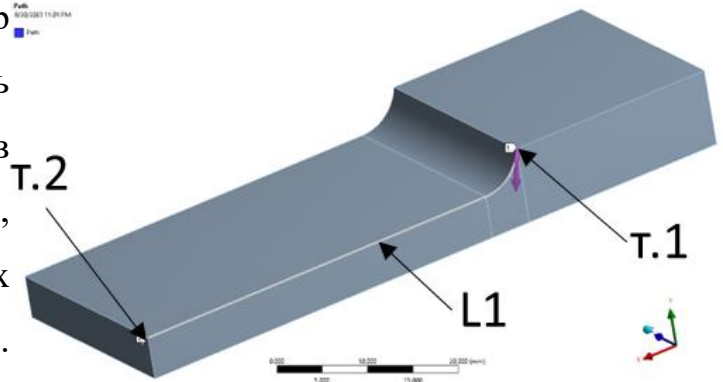


Рис. 69 Траєкторія L1 для аналізу НДС в зоні радіусного переходу

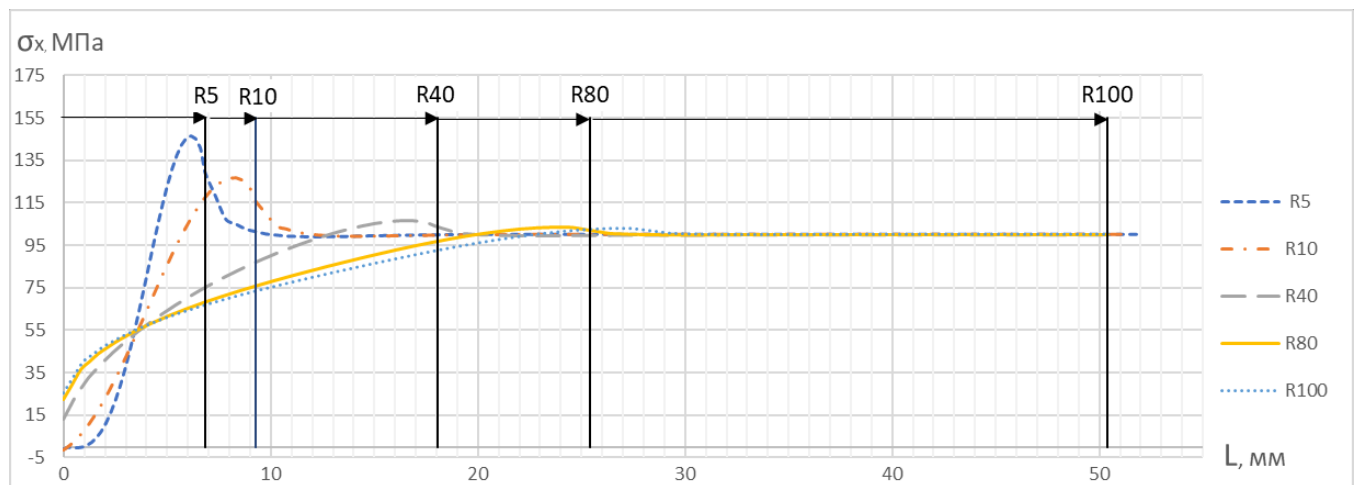


Рис. 70 Характер розподілу нормальних напружень по траєкторії L1 в зоні радіусного переходу при рівні розтягуючих напруг  $\sigma_{ref} = 100$  МПа

На рис. 71 показано вплив рівня розтягуючих напруг на максимальні нормальні напруги (вздовж осі X) в критичному місці при різних радіусах заокруглення. Рівні розтягуючих напруг: 50, 100, 150, 250, 250 та 300 МПа.

При рівні розтягуючих напруг 300 МПа та радіусах заокруглення 5 і 10 мм спостерігаються максимальні нормальні напруги, що незначно перевищують межу текучості. Інші рівні навантаження не викликають напруги вище межі текучості.

Залежність коефіцієнта концентрації нормальних напружень від рівня навантаження  $K_{\sigma X} = \sigma_X / \sigma_{ref}$ , для різних радіусів заокруглення, показано на рис. 72.

На рис. 73 показана залежність коефіцієнта концентрації нормальних напружень від радіуса заокруглення (значення після межі текучості не враховувалися).

На рис. 74 показано вплив радіуса заокруглення на масу тривимірної моделі полоси. При збільшенні радіуса маса моделі збільшується.

Для визначення оптимального напруг на максимальні нормальні напруги в критичному місці при різних радіусах заокруглення мінімальної маси та мінімального рівня нормальних напружень в критичній зоні заокруглення, дослідження проводилися з наступними параметрами:

- радіус заокруглення: 5, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100 мм;
- рівень розтягуючих напруг: 100, 150, 200 МПа.

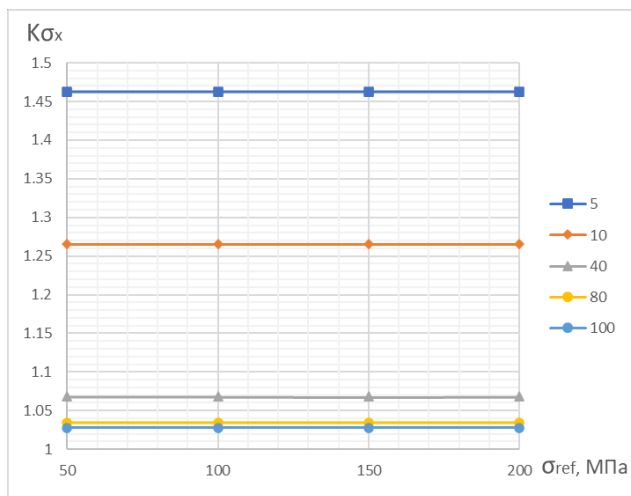


Рис. 72 Залежність коефіцієнта концентрації нормальних напружень від рівня навантаження для різних радіусів заокруглення

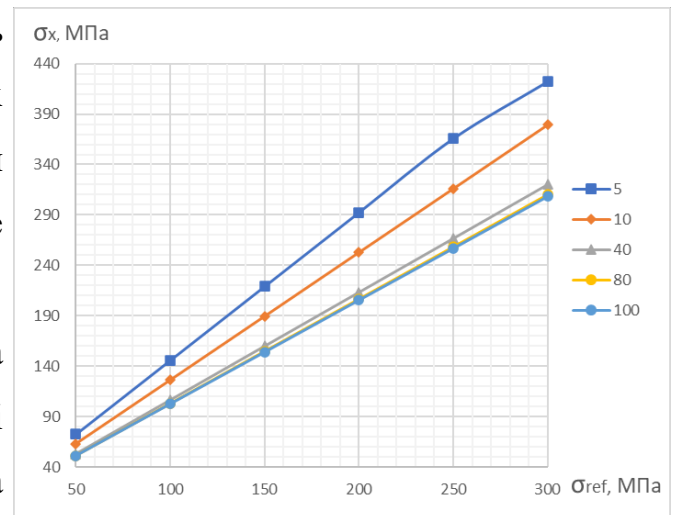


Рис. 71 Вплив рівня розтягуючих напруг на максимальні нормальні напруги в критичному місці при різних радіусах заокруглення

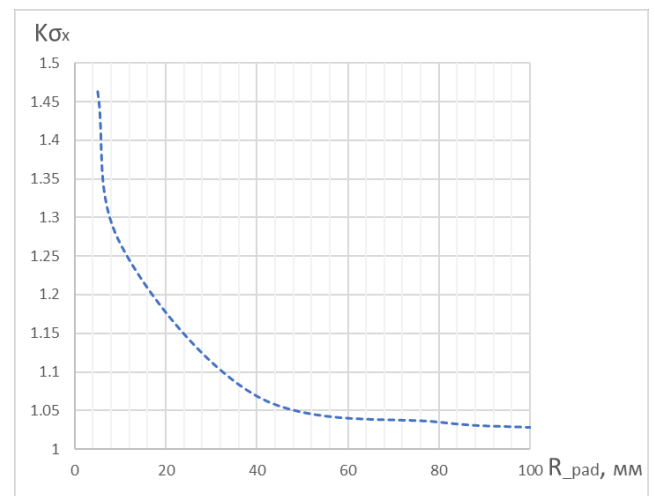


Рис. 73 Залежність коефіцієнта концентрації максимальних нормальних напружень від радіуса заокруглення



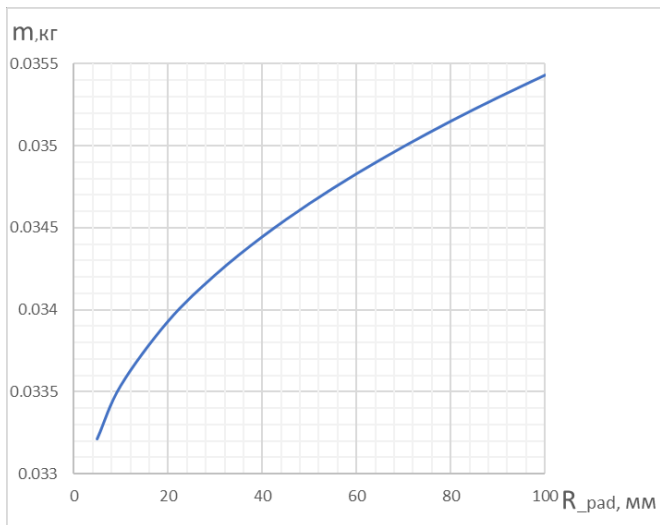


Рис. 74 Вплив радіуса заокруглення на масу тривимірної моделі полоси

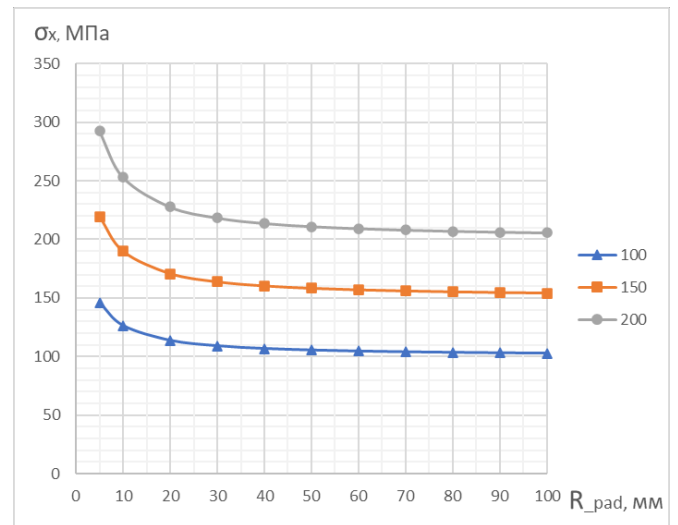


Рис. 75 Вплив радіуса заокруглення на максимальні нормальні напруження в полосі в залежності від рівня навантаження

Як показано на рис. 75, в діапазоні радіусів від 5 мм до 40 мм, спостерігається значне падіння напруги. Починаючи з радіуса 50 мм, падіння напруги практично на одному рівні. Аналогічна картина спостерігається для різних рівнів навантаження.

Для визначення оптимального радіуса заокруглення була задана цільова функція, яка залежить від маси тривимірної моделі полоси і максимальних нормальних напружень в критичній зоні заокруглення:

$$f(R_{pad}) = \min(m * \sigma_x).$$

На рис. 76 показано залежність цільової функції - мінімальної маси і мінімальних нормальних напружень в залежності від радіуса заокруглення і рівня навантаження. Згідно отриманих результатів, оптимальний радіус кривизни дорівнює  $R_{pad} = 80$  мм (мінімальне значення  $m * \sigma_x$ ). Така закономірність спостерігається на різних рівнях навантаження. Варто відзначити, що починаючи з радіуса в 50 мм, цільова функція змінюється незначно.

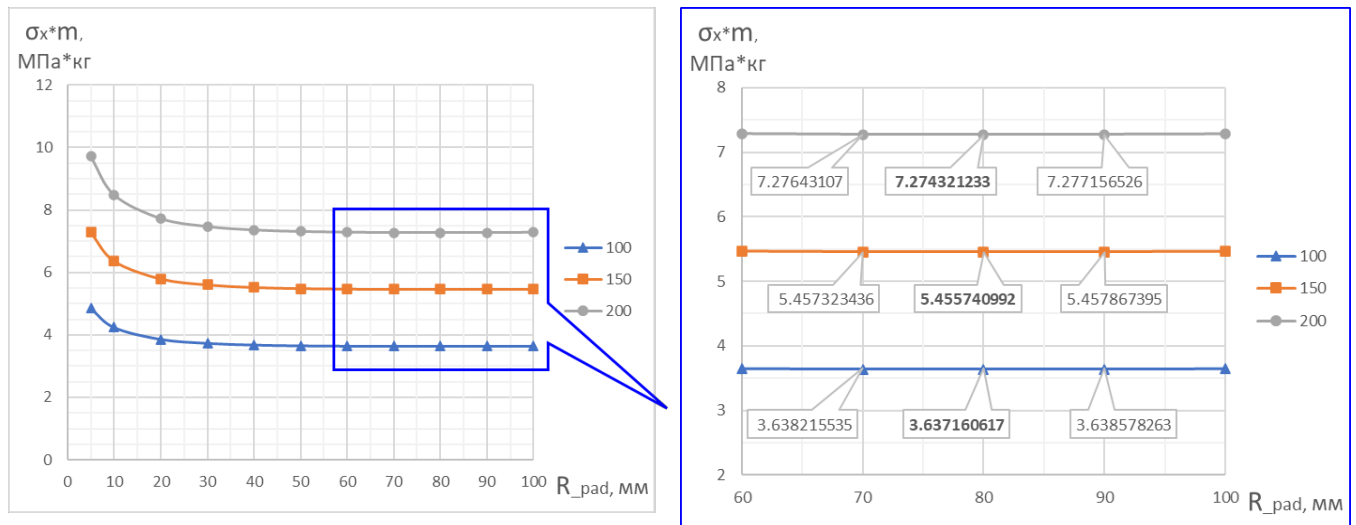


Рис. 76 Вплив радіуса заокруглення на цільову функцію мінімальної маси і мінімальних нормальних напружень

В результаті проведених досліджень можна зробити наступні висновки:

- використання радіуса заокруглення більше 50 мм значно знижує нормальні напруги в критичній точці заокруглення.
- максимальні напруги в зоні заокруглення трохи вище дотичної лінії заокруглення і плоскої поверхні полоси.
- оптимальний радіус заокруглення з урахуванням мінімальної ваги твердотільної моделі полоси і мінімальних нормальних напружень становить 80 мм.
- коефіцієнт концентрації не залежить від рівня навантаження в полосі, а залежить тільки від значення радіуса заокруглення і зменшується зі збільшенням радіуса.
- базуючись на отриманих результатах, можна припустити, що для досягнення мінімального діаметра фрези (технологічний фактор), мінімальної ваги панелі (економічний фактор) і мінімального рівня напружень (експлуатаційний фактор) необхідно розробити спеціальну фрезу з подвійною кривизною, яка буде мати більший радіус в зоні горизонтального сполучення заокруглення, в той же час невеликий радіус в зоні вертикального сполучення заокруглення.

Також слід зазначити, що в процесі механічного фрезерування панелі при обробці в місці потовщення, на поверхні заокруглення залишаються сліди інструменту

у вигляді рисок, які підвищують ступінь концентрації напружень в радіусній зоні. Глибина рисок може досягати декількох десятих міліметра [52]. Концентрація напружень зумовлена геометричними параметрами переходу, в поєднанні зі слідами механічної обробки, може збільшити коефіцієнт концентрації. Це явище слід враховувати при проектуванні даного місця або технологічними методами домогтися чистоти поверхні після механічної обробки.

#### **4.2. Аналіз характеристик локального НДС полоси двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в з'єднанні**

Одним з найбільш навантажених місць в конструкції крила є з'єднання силової нервюри з монолітною панеллю (рис. 21). У цьому місці, панель працює у складному напруженому стані. На додаток до двовісного навантаження в даному місці діє навантаження, що передається між панеллю і нервюрою через зсувний елемент кницю безпосередньо через елементі кріплення.

Навантаження в даному місці змінюються з часом як значення так і знак, які залежать від режиму польоту.

Таке навантаження створює труднощі при визначенні втомної довговічності цього з'єднання. Визначення втомної довговічності при складному напруженому стані в даний час є область дослідження [49]. Наприклад, в роботі [67] автор розглянув питання прогнозування втомної довговічності елементів конструкції літака з концентраторами напружень (отворами) при двовісному непропорційному навантаженні. Особливістю розрахунку є необхідність визначення накопиченого втомного ушкодження для кожної точки по контуру концентратора напруг.

Однією з вимог, що пред'являються до кесонної частини крила, є забезпечення герметичності з'єднань, так як на сучасних літаках розміщують практично весь запас палива в кесонної частини крила. Це досягається застосуванням герметиків і встановленням кріплень з'єднання з радіальним натягом.

Також слід зазначити, що установка кріплень з радіальними натягами являється одним з найбільш ефективних способів збільшення втомної довговічності [6,35,57,78–84].

Для визначення критеріїв вибору розрахункових напружень використовується СЕ моделювання з використанням 3D елементів [5,35,85,86].

Метою даного розділу є дослідження впливу рівня навантаження, що імітує силу, що діє в полосі, яка двовісно навантажена.

Товщина полоси – 9 мм (товщина бралась з урахуванням потовщення в місці з'єднання). Матеріал полоси - алюмінієвий сплав 2324-T39. Механічні властивості цього матеріалу: модуль пружності  $E = 72000$  МПа, коефіцієнт Пуансона  $\mu = 0,33$ , межа текучості  $\sigma_T = 370$  МПа [73]. Модель поведінки матеріалу – білінійне кінематичне зміцнення.

Для з'єднання силових нервюр та монолітних панелей крила використовується болт-заклепка (нероз'ємне кріплення, що самоконтрується). Останнім часом все частіше використовуються такі кріплення, як Hi-Lok (рис. 77) та Lock-Bolt (рис. 78) завдяки своїм перевагам, таким як: великі допустимі зусилля на зріз; значне затискаюче зусилля пакета, що з'єднується; висока швидкість збирання. Матеріалом для цього типу кріплення служить титановий сплав середньої міцності BT6 [72].

Для імітації заповнення отвору кріпленням, був змодельований циліндричний твердотільний елемент (що імітує болт), матеріалом якого є титан.



Рис. 77 Кріплення Hi-Lok



Рис. 78 Кріплення Lock-Bolt

При моделюванні контактної взаємодії була обрана контактна модель Frictional [74] з коефіцієнтом тертя 0,2. Радіальний натяг –  $1.2\% d_{\text{кріпл.}}$ .

Геометричні параметри полоси з отвором заповненим кріпленням показано на рис. 79. З урахуванням геометричної симетрії моделі і характеру навантаження, розрахункова модель була представлена у вигляді 1/8 конструкції з заданням відповідних умов симетрії (рис. 80).

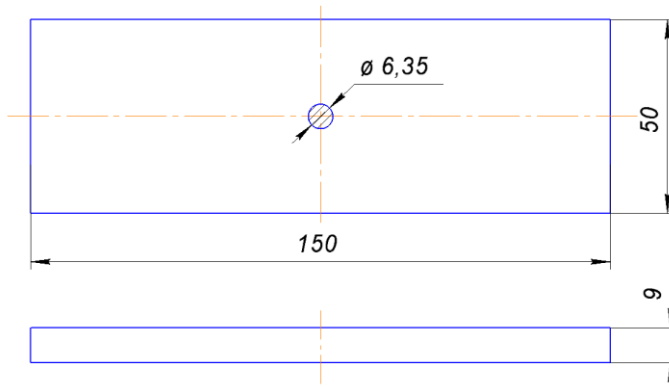


Рис. 79 Геометричні параметри полоси з отвором заповненим кріпленням

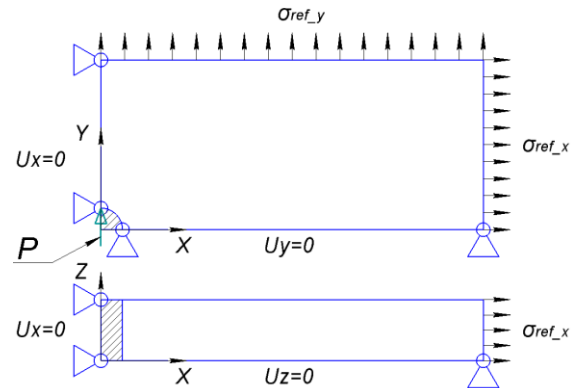


Рис. 80 Розрахункова модель полоси з отвором заповненим кріпленням

Дослідження проводилося з використанням МСЕ, реалізованої в системі інженерного аналізу Ansys Workbench [74–76].

Скінчено-елементна модель полоси з отвором заповненим кріпленням показана на рис. 81. Для досягнення гарної якості СЕ в області отвору, модель полоси була розділена на сектори, в яких за допомогою Edge Sizing, поступово зменшувались розміри елементів. Кількість вузлів – 272506, кількість елементів – 63720.

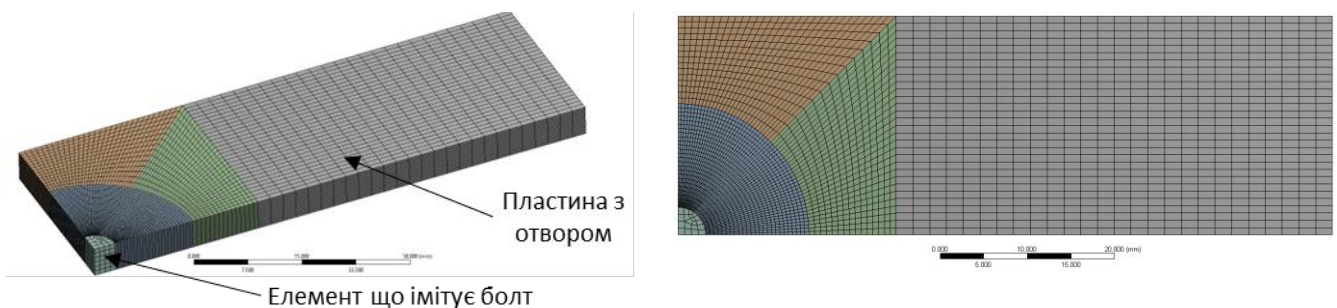


Рис. 81 Скінчено-елементна модель полоси з отвором заповненим кріпленням

У зв'язку з метою мінімізації кількості деталей в розрахунковій моделі, і складністю реалізації передачі сили  $P$  між елементом, що імітує болт і половою, була використана вбудована функція Ansys Workbench Bearing Load [74]. Сила  $P$  була прикладена до поверхні отвору. Саме тіло, що імітує болт, служить для імітації заповнення отвору.

Для валідації розрахункової моделі (полоса з отвором, без елемента, що імітує кріплення, навантажена тільки  $\sigma_{ref\_x} = 100$  МПа), був порівняний коефіцієнт концентрації напруги у критичному місці ( $K_{\sigma_1} = \sigma_1 / \sigma_{ref\_x}$ ) з теоретичним коефіцієнтом концентрації напруги  $K_{tg}$ , розрахованого за допомогою формули Хейвуда для полоси скінченної ширина [87]:

$$K_{tg} = \frac{2 + (1 - \frac{a}{w})^3}{1 - \frac{a}{w}} = \frac{2 + (1 - \frac{6.35}{50})^3}{1 - \frac{6.35}{50}} = 3,053,$$

де  $a$  – діаметр отвору (рис. 79);  $w$  – ширина полоси (рис. 79).

Максимальне значення нормальної напруги в критичній точці (т.1, рис. 82 та рис. 83) дорівнюють:  $\sigma_1 = 316,52$  МПа. Тоді коефіцієнт концентрації напруги буде дорівнювати:

$$K_{\sigma_1} = \frac{\sigma_1}{\sigma_{ref\_x}} = \frac{316,52}{100} = 3,165.$$

Похибка розрахунків становить:

$$\varepsilon = \frac{K_{\sigma_1} - K_{tg}}{K_{tg}} \cdot 100\% = \frac{3,165 - 3,053}{3,053} \cdot 100\% = 3,66\%.$$

Похибка при аналізі коефіцієнта концентрації напруги в критичній локації отриманого чисельним методом в порівнянні з теоретичним коефіцієнтом концентрації незначна і знаходиться в межах допустимого значення.

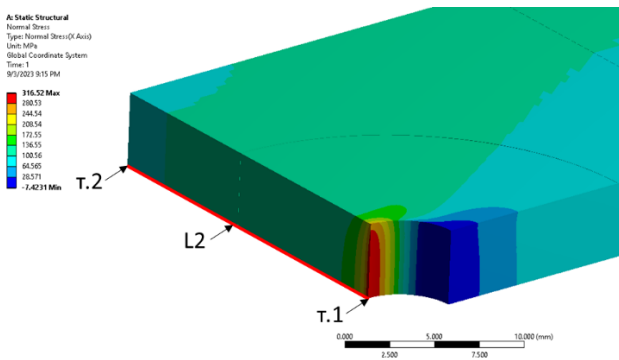


Рис. 82 Характер розподілу нормальних напруг (вздовж осі X) в полосі з отвором навантаженої  
 $\sigma_{ref\_X} = 100$  МПа

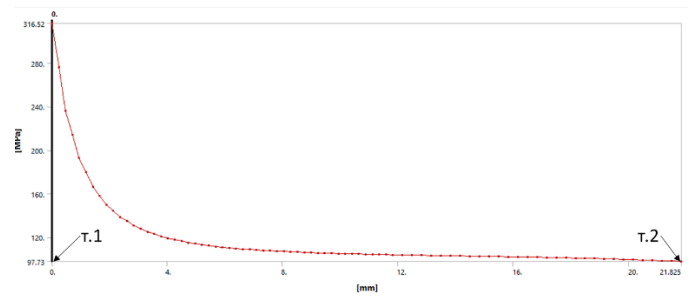


Рис. 83 Характер розподілу нормальних напружень по шляху L2 (від точки 1 до точки 2)

Прогнозування втомної довговічності елементів конструкції в нерегулярних зонах конструкції крила визначається характеристиками локального напружено-деформованого стану в зонах ймовірного втомного руйнування.

Для оцінки НДС і виявлення зон ймовірного втомного руйнування були використані наступні значення:

- максимальна головна напруга  $\sigma_1$ ;
- максимальні головні відносні деформації  $\varepsilon_1$ ;
- коефіцієнт концентрації напруги  $K_{\sigma_1} = \sigma_1 / \sigma_{ref\_X}$ .

Рівень навантаження ( $\sigma_{ref\_X}$  та  $\sigma_{ref\_Y}$ ) моделі полоси був обраний з попереднього аналізу загального напружено-деформованого стану відсіку крила літака, в зоні силової нервюри [88]. Для аналізу були використані наступні рівні навантаження:

$$\sigma_{ref\_X} = 100 \text{ МПа};$$

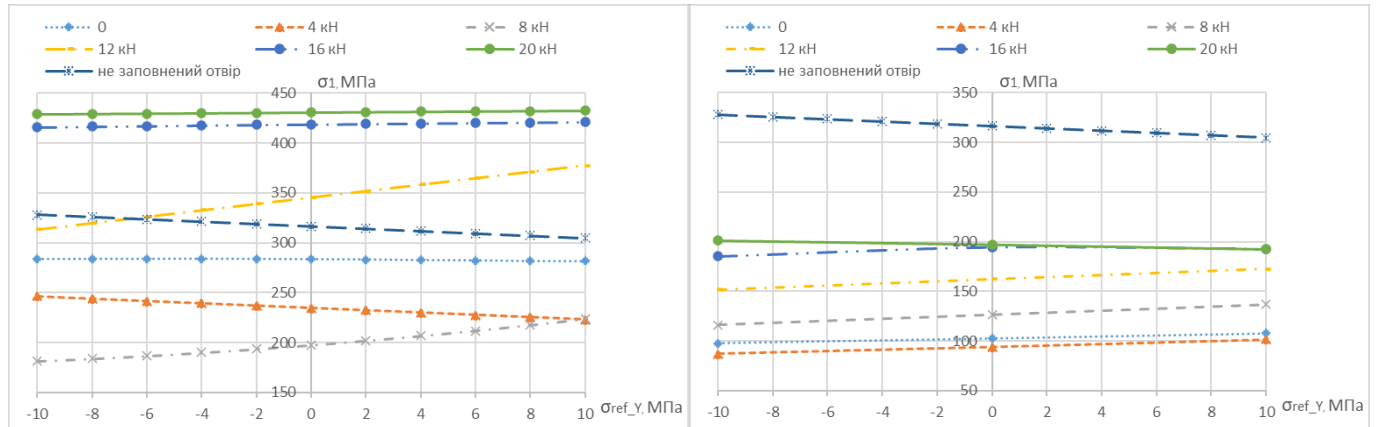
$$\sigma_{ref\_Y} = -10, 0, 10 \text{ МПа};$$

$$P = 0, 4, 8, 12, 16, 20 \text{ кН}.$$

Проаналізовано зміну максимальних головних напружень для полоси з кріпленням без радіального натягу (рис. 84, а) та з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл}$  (рис. 84, б), також проаналізовано зміну максимальних головних відносних

деформацій для полоси з кріпленням без радіального натягу (рис. 85, а) та з радіальним натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$  (рис. 85, б) в полосі з отвором, який заповнено елементом, що імітує кріплення, в залежності від дії навантажень;  $\sigma_{ref\_Y}$  та сили  $P$  при  $\sigma_{ref\_X} = 100$  МПа. Данні аналізувалися по траєкторії L3 (рис. 92).

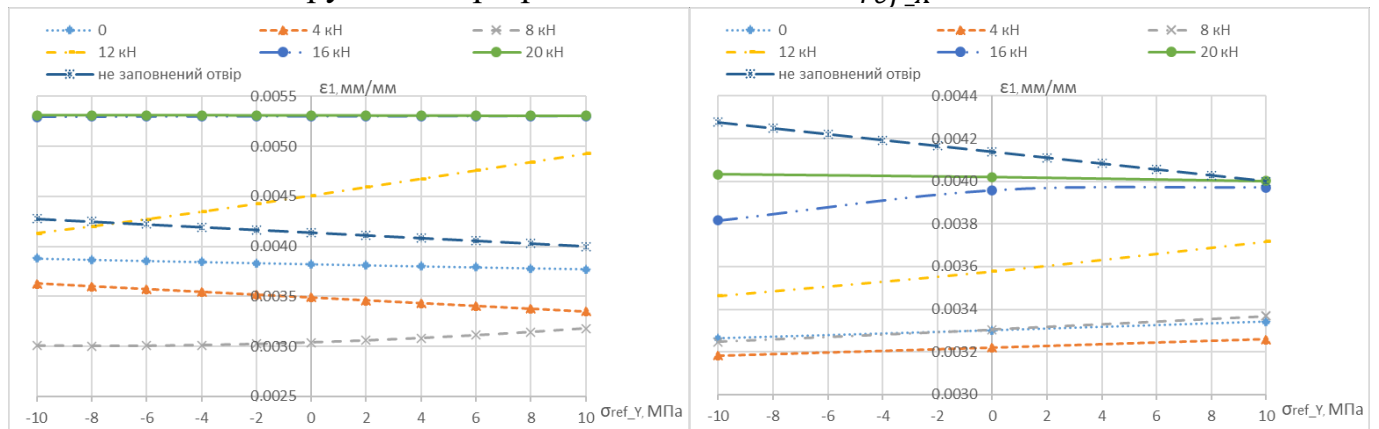
Для порівняння, значення  $\sigma_1$  та  $\epsilon_1$  полоси з вільним отвором та не навантаженою силою  $P$  були додані в графіки для порівняння (не заповнений отвір).



а) без радіального натягу

б) радіальний натяг  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$ 

Рис. 84 Вплив рівня навантаження  $\sigma_{ref\_Y}$  та сили  $P$  на максимальні головні напруження при рівні навантаження  $\sigma_{ref\_X} = 100$  МПа



а) без радіального натягу

б) ) радіальний натяг  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$ 

Рис. 85 Вплив рівня навантаження  $\sigma_{ref\_Y}$  та сили  $P$  на максимальні головні деформації при рівні навантаження  $\sigma_{ref\_X} = 100$  МПа

На рис. 86 та рис. 87 показані залежності максимальних головних напружень та максимальних головних відносних деформацій відповідно в залежності від дії сили  $P$ , для  $\sigma_{ref\_Y} = 0, 10$  и  $-10$  МПа для полоси з кріпленням без радіального натягу та з радіальним натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$ .



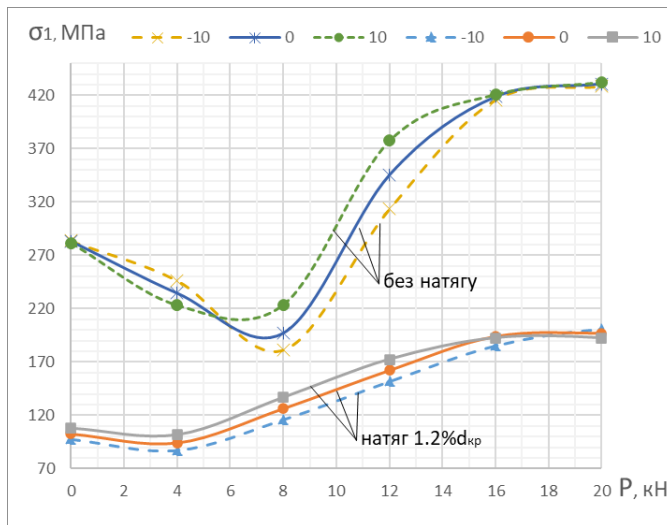


Рис. 86 Вплив рівня навантаження  $\sigma_{ref\_y}$  та сили  $P$  на максимальні головні напруження при рівні навантаження  $\sigma_{ref\_x} = 100$  МПа

На рис. 88 показана залежність коефіцієнта концентрації напруги в залежності від дії сили  $P$ , для  $\sigma_{ref\_y} = 0, 10$  и  $-10$  МПа для полоси з кріпленням без радіального натягу та з радіальним натягом  $1.2\% d_{крпл}$ .

В якості номінальних напружень використовувалися напруги, якими була навантажена модель уздовж осі  $X$  -  $\sigma_{ref\_x} = 100$  МПа, а в якості пікових напружень були використані - максимальні головні напруги в критичному місці.

На рис. 89, рис. 90 та рис. 91 показано характер розподілу головних напружень в полосі, двовісно навантаженою з одночасною дією сили, що імітує передачу навантаження через кріплення (з радіальним натягом  $1.2\% d_{крпл}$ ) з наступними

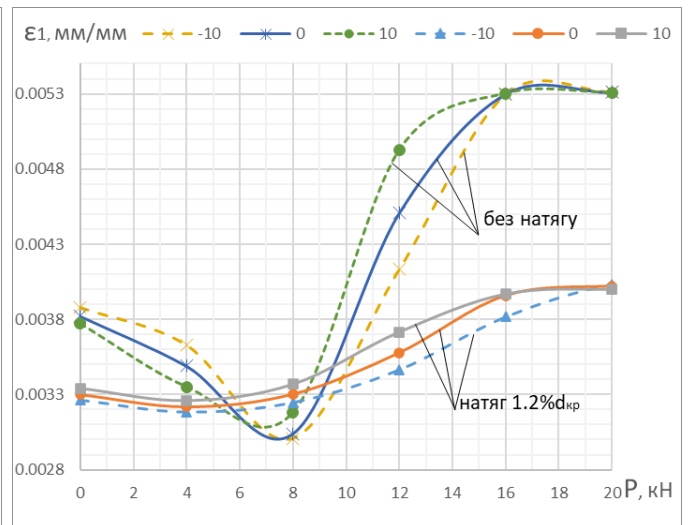


Рис. 87 Вплив рівня навантаження  $\sigma_{ref\_y}$  та сили  $P$  на максимальні головні деформації при рівні навантаження  $\sigma_{ref\_x} = 100$  МПа

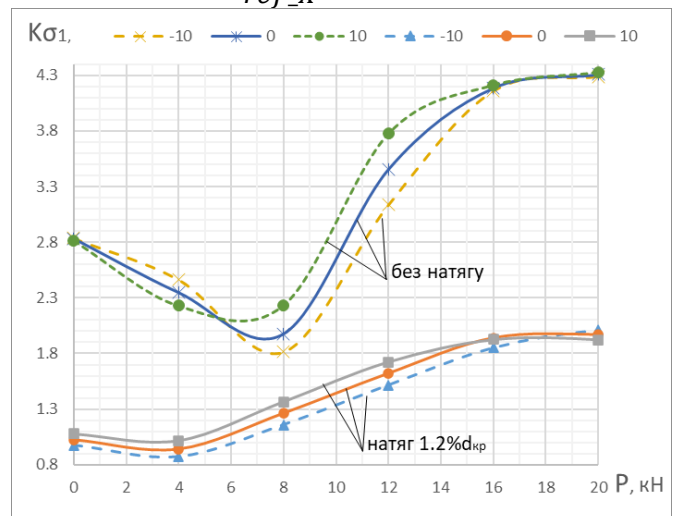


Рис. 88 Вплив рівня навантаження  $\sigma_{ref\_y}$  та сили  $P$  на коефіцієнт концентрації напруження при рівні навантаження  $\sigma_{ref\_x} = 100$  МПа

значеннями навантаження:  $\sigma_{ref\_X} = 100$  МПа;  $\sigma_{ref\_Y} = -10, 0, 10$  МПа;  $P = 0, 4, 8, 12, 16, 20$  кН.

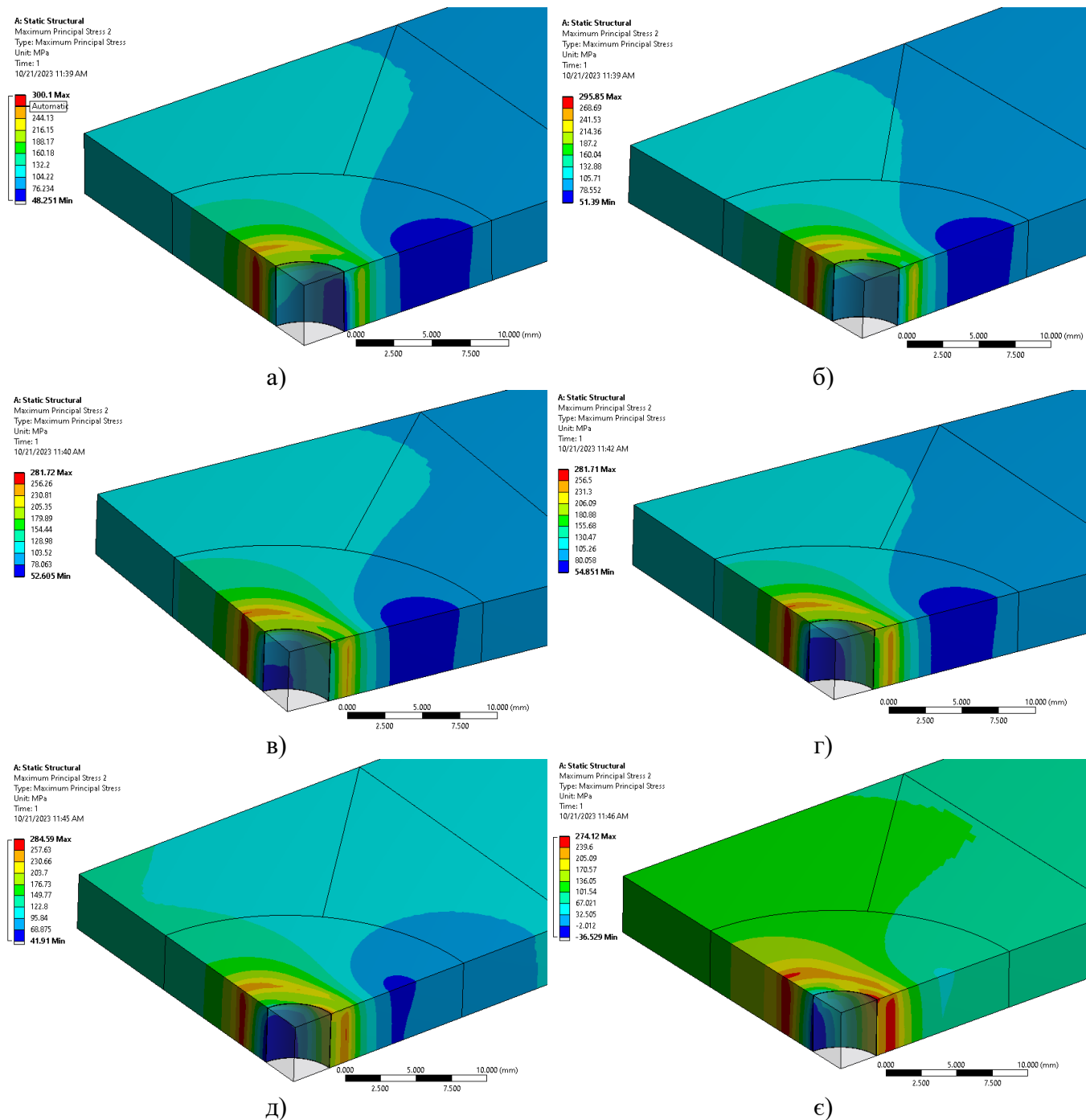


Рис. 89 Характер розподілу головних напружень в полісі двовісно навантаженою  $\sigma_{ref\_Y} = 0$  МПа,  $\sigma_{ref\_X} = 100$  МПа з одночасною дією сили  $P$  що імітуємо передачу навантаження через кріплення з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл}$ :

а)  $P = 0$  кН; б)  $P = 4$  кН; в)  $P = 8$  кН; г)  $P = 12$  кН; д)  $P = 16$  кН; е)  $P = 20$  кН

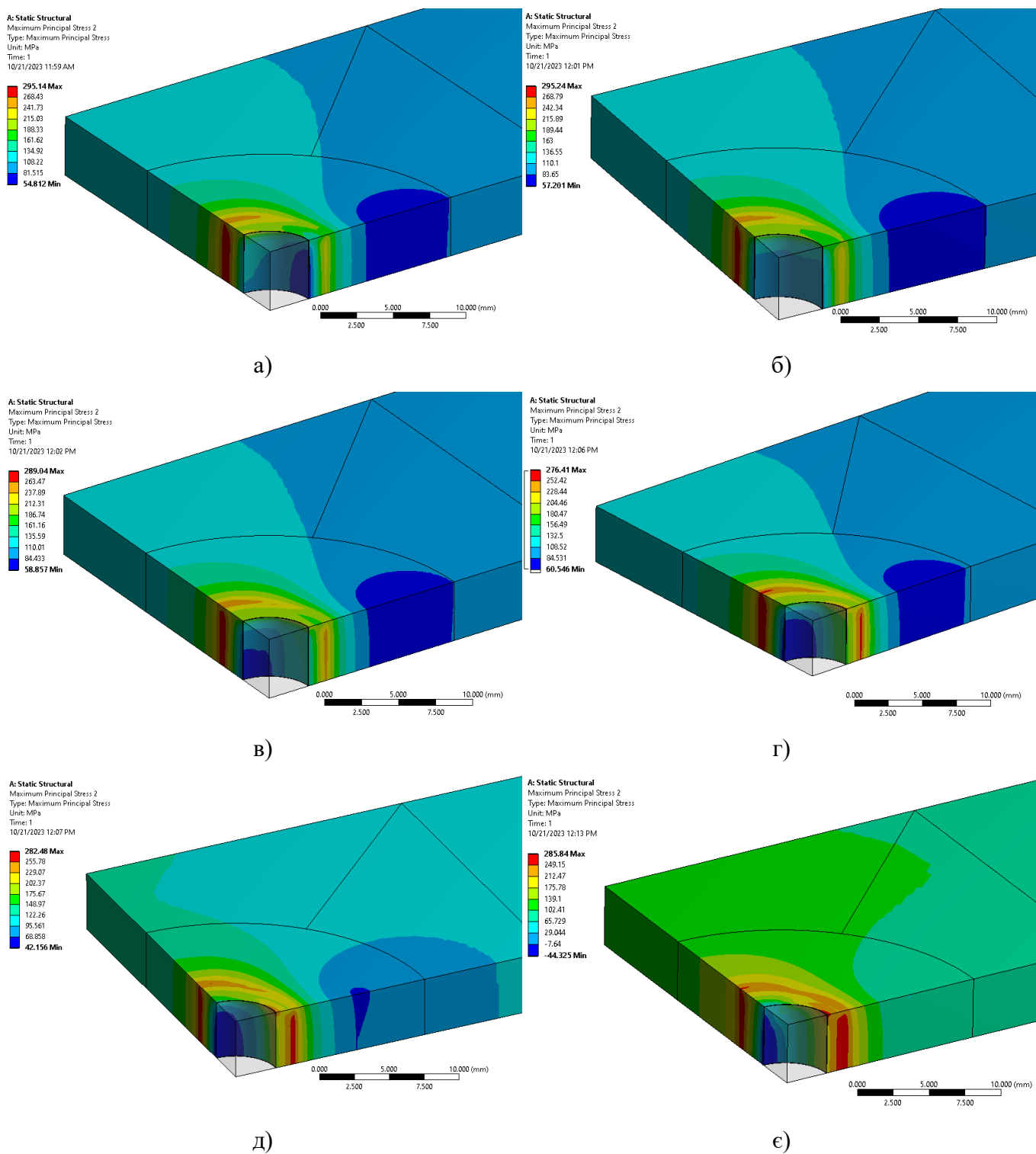


Рис. 90 Характер розподілу головних напружень в полісі двовісно навантаженою  $\sigma_{ref\_Y} = 10$  МПа,  $\sigma_{ref\_X} = 100$  МПа з одночасною дією сили  $P$  що імітуємо передачу навантаження через кріплення з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл}$ :

а)  $P = 0$  кН; б)  $P = 4$  кН; в)  $P = 8$  кН; г)  $P = 12$  кН; д)  $P = 16$  кН; е)  $P = 20$  кН

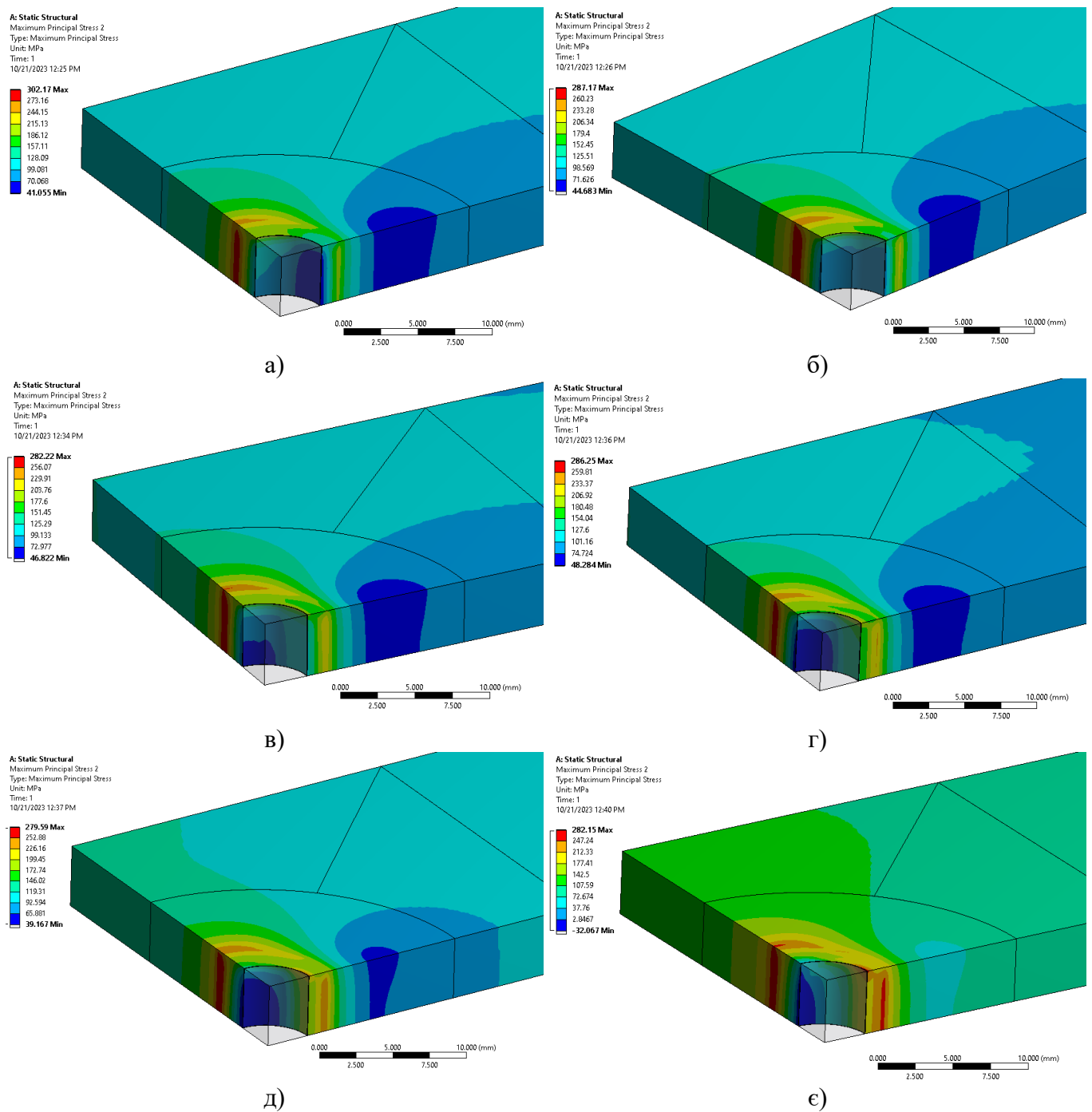


Рис. 91 Характер розподілу головних напружень в полісі двовісно навантаженою  $\sigma_{ref\_y} = -10$  МПа,  $\sigma_{ref\_x} = 100$  МПа з одночасною дією сили  $P$  що імітуємо передачу навантаження через кріплення з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл}$ :  
 а)  $P = 0$  кН; б)  $P = 4$  кН; в)  $P = 8$  кН; г)  $P = 12$  кН; д)  $P = 16$  кН; е)  $P = 20$  кН

Сучасні літаки транспортної категорії проектується з урахуванням принципів експлуатаційної живучості, що в свою чергу допускає появу втомних тріщин в силовій

конструкції планера або руйнування окремих елементів в експлуатації, але для цього попередньо необхідно забезпечити в конструкції [5]:

- заздалегідь знати, де вони можуть з'явитися (встановити критичні локації);
- забезпечити повільне зростання тріщин від початкового розміру до критичного, щоб вони були своєчасно і надійно виявлені;
- визначити та назначити, яким методом тріщини будуть виявлятися (візуально або інструментально);
- визначити розміри критичних пошкоджень для конкретної конструкції.

Для досягнення перерахованих вище вимог до експлуатаційної живучості конструкції слід мати уявлення про місце виникнення тріщини та її подальшого напрямку зростання.

Для оцінки місця ймовірного втомного руйнування двовісно навантаженої пластини при одночасній дії сили, що імітує передачу навантаження через кріплення в отворі, використовувались значення максимальних головних напружень  $\sigma_1$ , відносної деформації  $\varepsilon_1$ .

Значення  $\sigma_1, \varepsilon_1$  по чверті отвору в залежності від радіального кута, відлік починається від точки 1, по траєкторії L3 (рис. 92), були проаналізовані для полоси без радіального натягу та з натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$ .

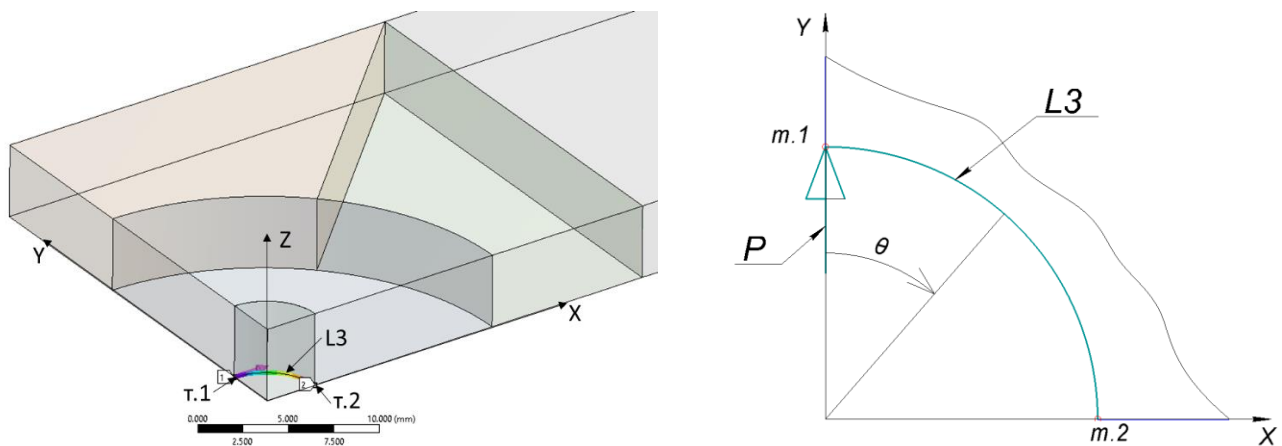
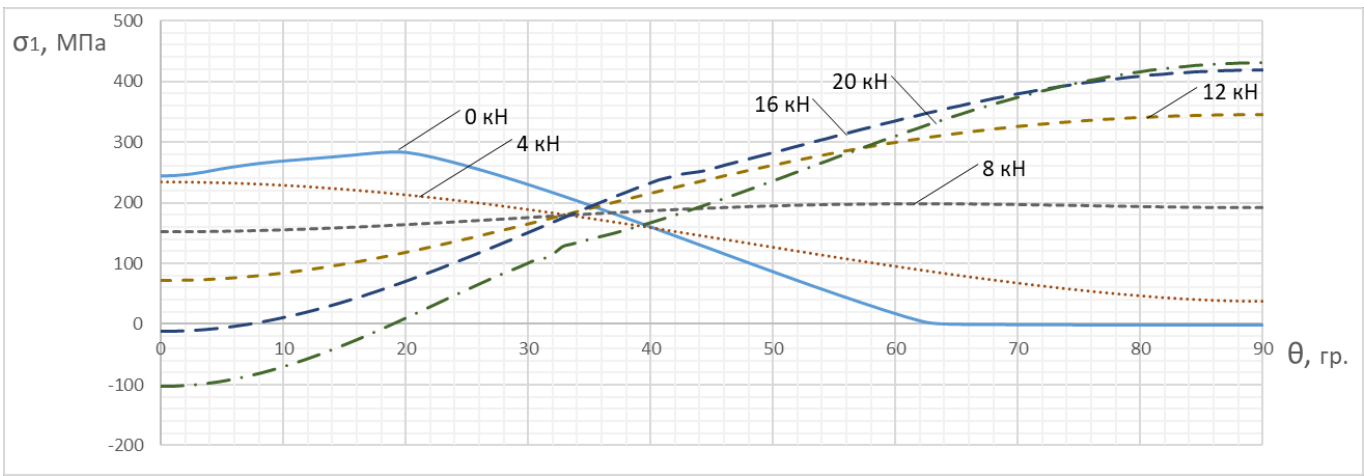


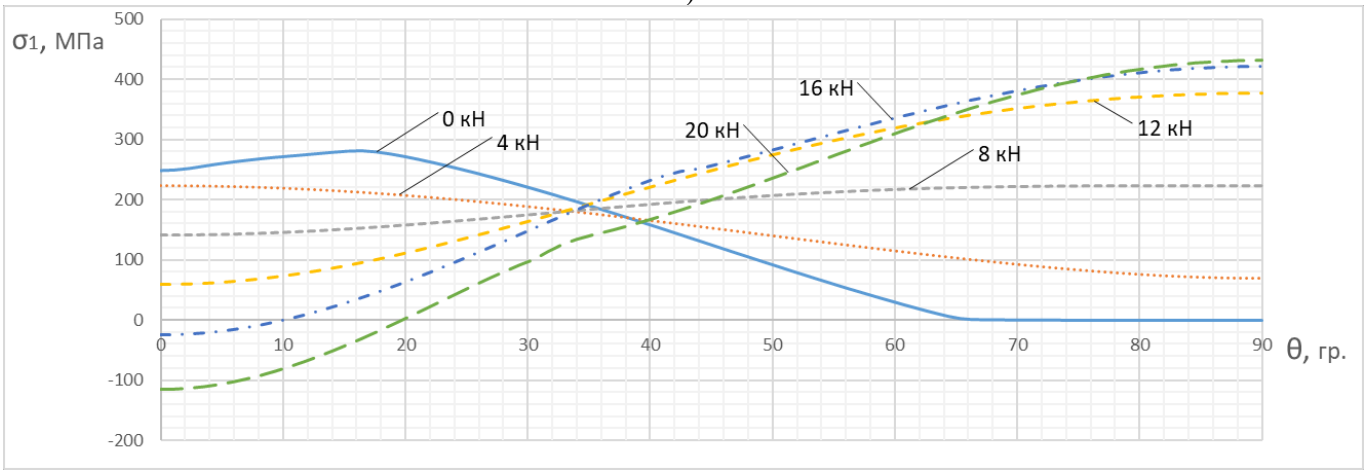
Рис. 92 Напрямок відліку радіального кута по траєкторії L3

На рис. 93, рис. 94 показані значення при рівні навантаженні вздовж осі X -  $\sigma_{ref\_X} = 100$  МПа, вздовж осі Y -  $\sigma_{ref\_Y} = -10, 0, 10$  МПа, а також сили, що імітує

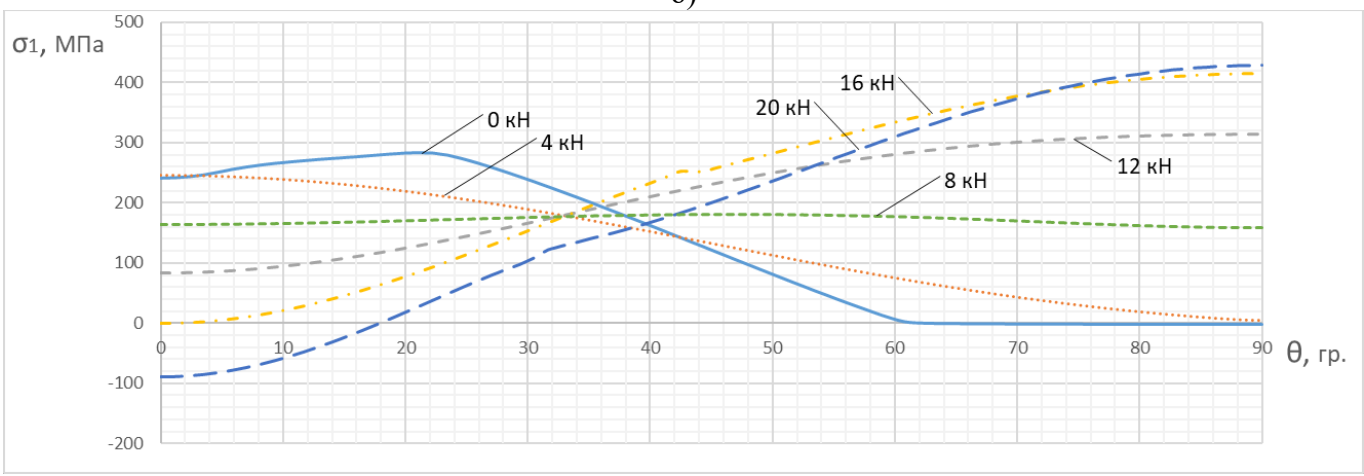
передачу навантаження через кріплення в з'єднанні  $P = 0, 4, 8, 12, 16, 20$  кН для полоси без радіального натягу.



а)



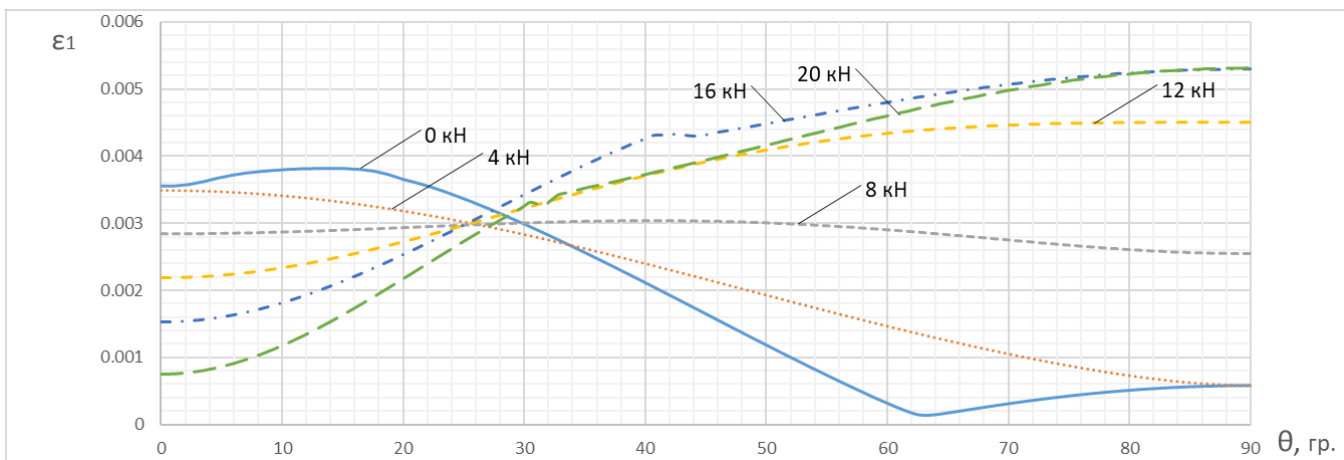
б)



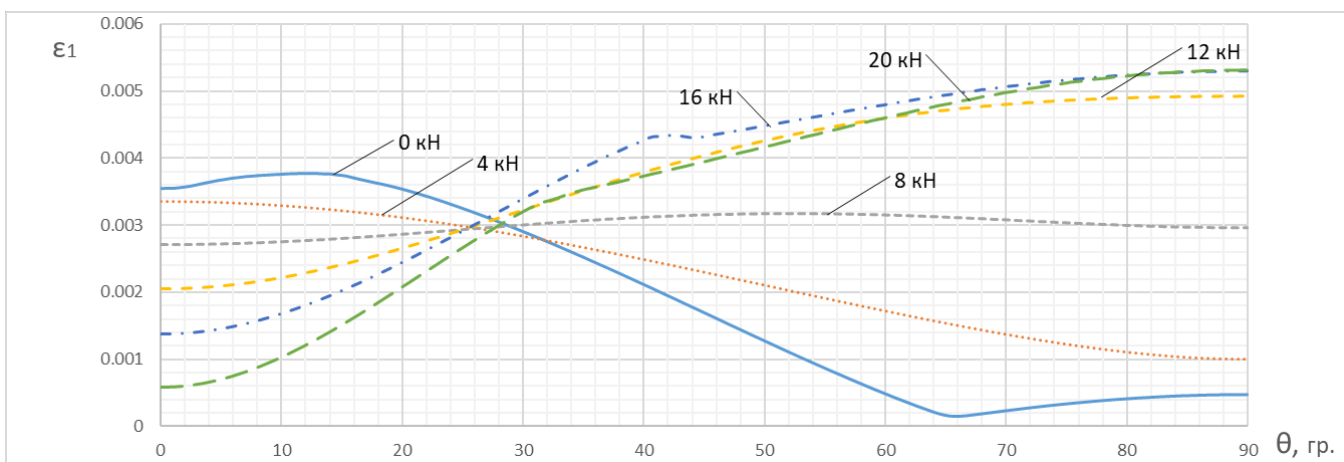
в)

Рис. 93 Характер розподілу головних напружень по траєкторії L3, без радіального натягу

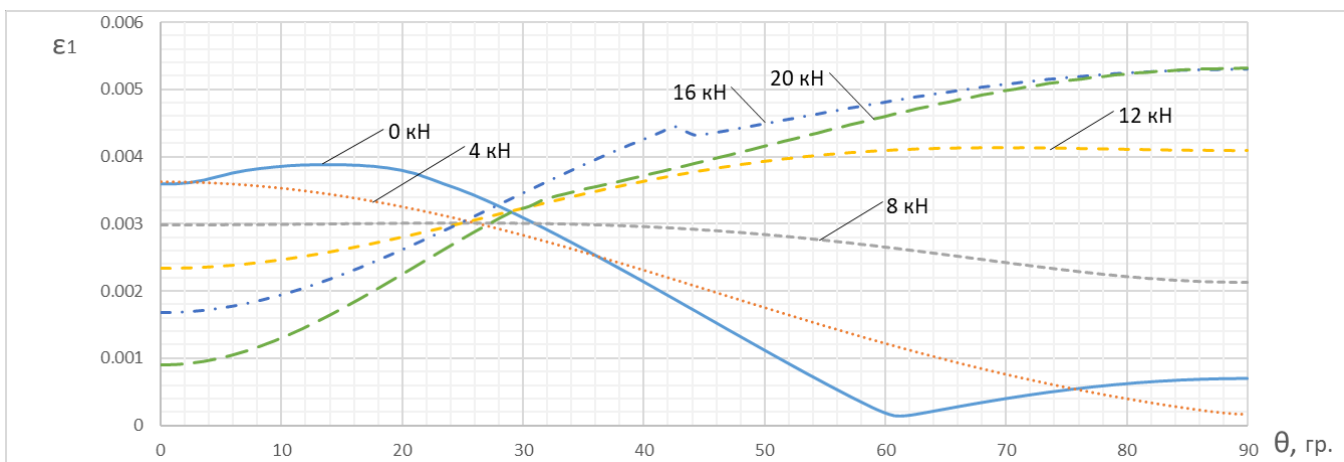
а)  $\sigma_{ref\_Y} = 0$  МПа; б)  $\sigma_{ref\_Y} = 10$  МПа; в)  $\sigma_{ref\_Y} = -10$  МПа



а)



б)



в)

Рис. 94 Характер розподілу відносної деформації по траєкторії L3, без радіального натягу

а)  $\sigma_{ref\_Y} = 0$  МПа; б)  $\sigma_{ref\_Y} = 10$  МПа; в)  $\sigma_{ref\_Y} = -10$  МПа

На рис. 95, рис. 96 показані значення при рівні навантаженні вздовж осі X -  $\sigma_{ref\_X} = 100$  МПа, вздовж осі Y -  $\sigma_{ref\_Y} = -10, 0, 10$  МПа, а також сили, що імітує передачу навантаження через кріплення в з'єднанні  $P = 0, 4, 8, 12, 16, 20$  кН для полоси з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл.}$

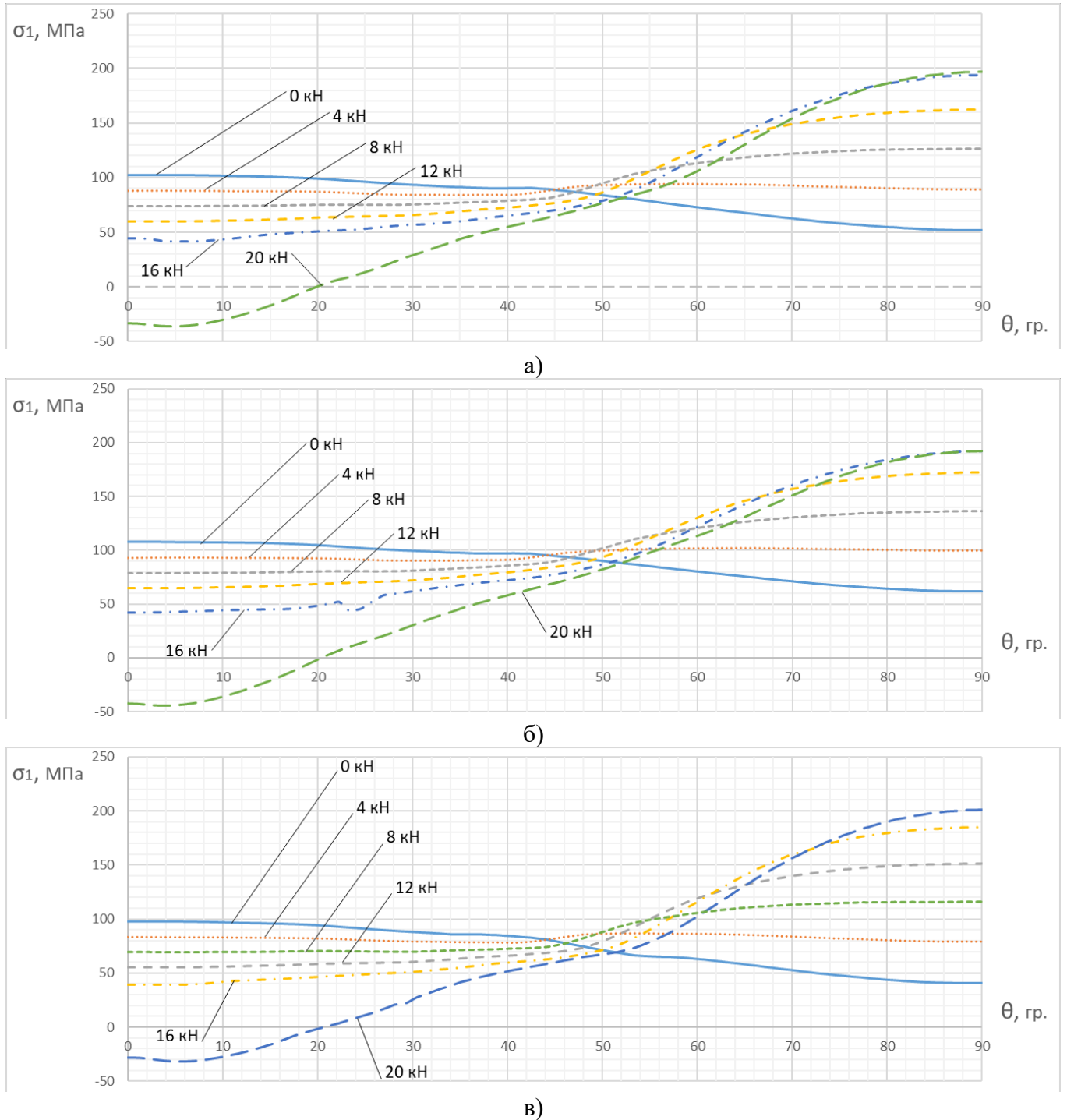
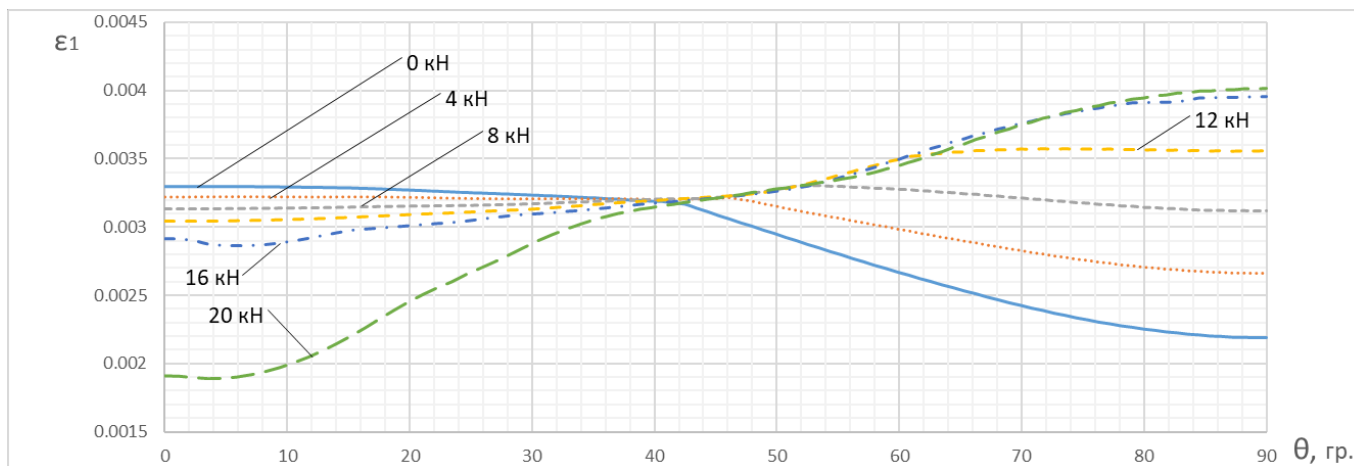
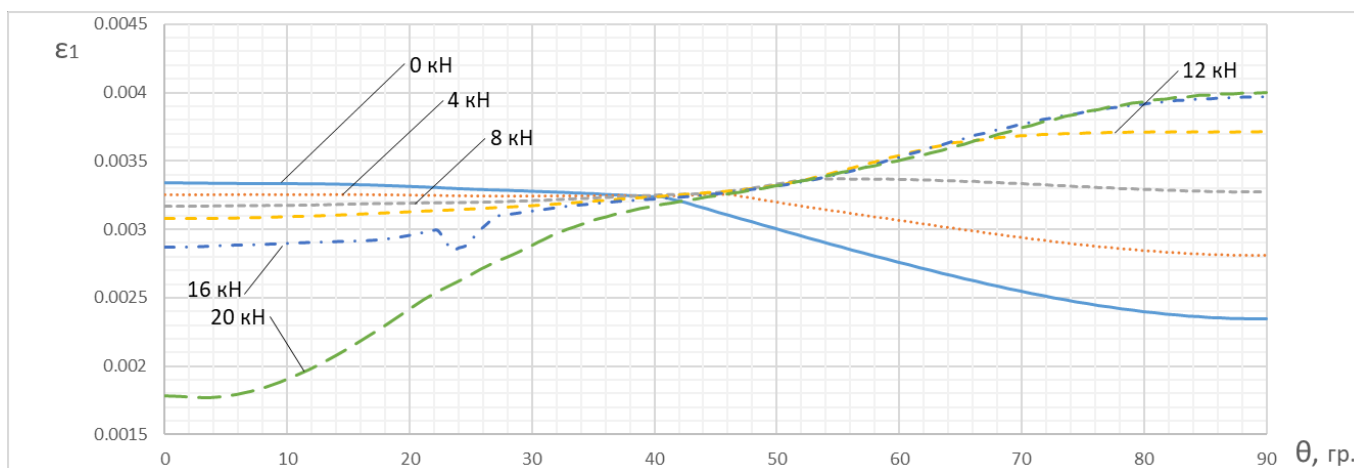


Рис. 95 Характер розподілу головних напружень по траєкторії L3, натяг  $1.2\% d_{кріпл.}$   
а)  $\sigma_{ref\_Y} = 0$  МПа; б)  $\sigma_{ref\_Y} = 10$  МПа; в)  $\sigma_{ref\_Y} = -10$  МПа

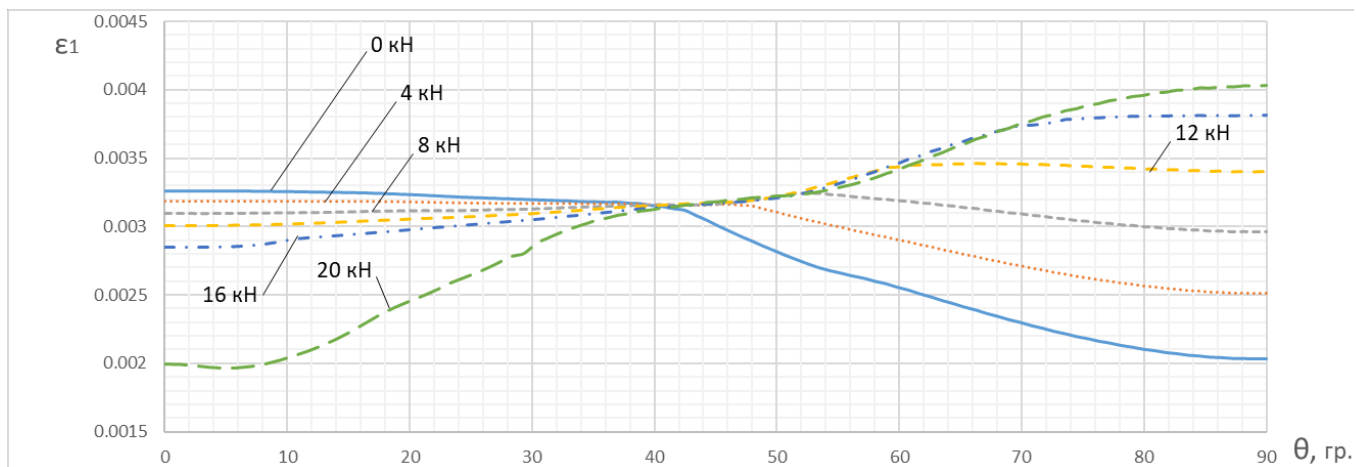




а)



б)



в)

Рис. 96 Характер розподілу відносної деформації по траєкторії L3, натяг 1.2%  $d_{кріпл}$

а)  $\sigma_{ref\_Y} = 0$  МПа; б)  $\sigma_{ref\_Y} = 10$  МПа; в)  $\sigma_{ref\_Y} = -10$  МПа

З отриманих результатів можна зробити наступні висновки. Для полоси без радіального натягу:

- при дії сили  $P = 0$  кН і до рівня значення сили  $P = 8$  кН (що еквівалентно  $\sigma_{зМ} = 140$  МПа), коефіцієнт концентрації напруги не перевищує теоретичного значення коефіцієнта концентрації для полоси скінченої ширини з отвором, одночасно навантаженої і розрахованої за формулою Хейвуда [87]

$K_{tg} = 3,053$ . Мінімальний коефіцієнт концентрації напруги досягається при рівні значення сили  $P = 8$  кН. Подальше збільшення значення сили  $P$  призводить до значного збільшення коефіцієнта концентрації напруги, який перевищує теоретичний коефіцієнт концентрації напруги для полоси з вільним отвором.

- мінімальне значення максимальних головних напружень спостерігається при значенні сили  $P = 8$  кН (що еквівалентно  $\sigma_{зМ} = 140$  МПа) незалежно від значення навантаження  $\sigma_{ref\_Y}$  вздовж осі Y;

- кут положення максимальних головних напружень при дії сили  $P = 0$  кН, дорівнює:  $\sigma_{ref\_Y} = 0$  МПа – 18.6 градусів;  $\sigma_{ref\_Y} = 10$  МПа – 16.42 градусів;  $\sigma_{ref\_Y} = -10$  МПа – 21.11 градусів (рис. 97);

- кут положення максимальних головних напружень при дії сили  $P = 4$  кН (що еквівалентно  $\sigma_{зМ} = 70$  МПа), дорівнює: 0 градусів для всіх значень  $\sigma_{ref\_Y}$  (рис. 97);

- кут положення максимальних головних напружень при дії сили  $P = 8$  кН (що еквівалентно  $\sigma_{зМ} = 140$  МПа), дорівнює:  $\sigma_{ref\_Y} = 0$  МПа – 62.59 градусів;  $\sigma_{ref\_Y} = 10$  МПа – 83.6 градусів;  $\sigma_{ref\_Y} = -10$  МПа – 46.14 градусів (рис. 97);

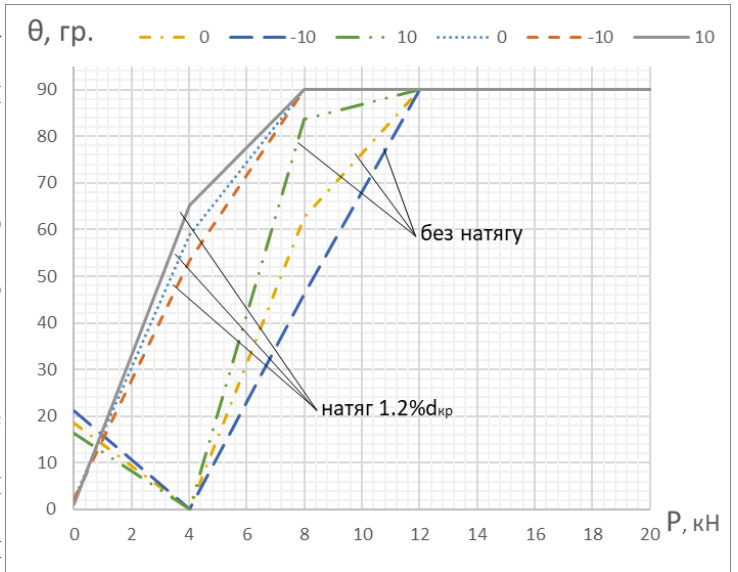


Рис. 97 Кут положення максимальних головних напружень в залежності від рівня навантаження  $\sigma_{ref\_Y}$  та сили  $P$  на положення при  $\sigma_{ref\_X} = 100$  МПа

- кут положення максимальних головних напружень при дії сили  $P = 12, 16, 20$  кН (що еквівалентно  $\sigma_{зм} = 210, 280$  та  $350$  МПа відповідно), дорівнює:  $90$  градусів для  $\sigma_{ref\_Y} = 0, 10$  та  $-10$  МПа (рис. 97).

Для полоси з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл}$ :

- при дії сили  $P = 0, 4, 8, 12, 16, 20$  кН, коефіцієнт концентрації напруги полоси з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл}$  не перевищує теоретичного значення коефіцієнта концентрації для полоси скінченої ширини з отвором одновісно навантаженої і розрахованої за формулою Хейвуда [87]  $K_{tg} = 3,053$ . Мінімальний коефіцієнт концентрації напруги досягається при рівні значення сили  $P = 4$  кН (що еквівалентно  $\sigma_{зм} = 70$  МПа). Подальше збільшення значення сили  $P$  призводить до збільшення коефіцієнта концентрації напруги;

- постановка кріплення з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл}$  призводить до зниження коефіцієнта концентрації головних напружень в  $1,56 - 2,9$  рази в полосі двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в з'єднанні в порівнянні з отвором без натягу;

- мінімальне значення максимальних головних напружень спостерігається при значенні сили  $P = 4$  кН (що еквівалентно  $\sigma_{зм} = 70$  МПа) незалежно від значення навантаження  $\sigma_{ref\_Y}$  вздовж осі Y;

- кут положення максимальних головних напружень при дії сили  $P = 0$  кН, дорівнює:  $\sigma_{ref\_Y} = 0$  МПа –  $2.34$  градусів;  $\sigma_{ref\_Y} = 10$  МПа –  $1,17$  градусів;  $\sigma_{ref\_Y} = -10$  МПа –  $2,34$  градусів (рис. 97);

- кут положення максимальних головних напружень при дії сили  $P = 4$  кН (що еквівалентно  $\sigma_{см} = 70$  МПа), дорівнює:  $\sigma_{ref\_Y} = 0$  МПа –  $58.93$  градусів;  $\sigma_{ref\_Y} = 10$  МПа –  $65.32$  градусів;  $\sigma_{ref\_Y} = -10$  МПа –  $53.45$  градусів (рис. 97);

- кут положення максимальних головних напружень при дії сили  $P = 8, 12, 16, 20$  кН (що еквівалентно  $\sigma_{зм} = 140, 210, 280$  та  $350$  МПа відповідно), дорівнює:  $90$  градусів для  $\sigma_{ref\_Y} = 0, 10$  та  $-10$  МПа (рис. 97).

### 4.3. Висновки до розділу 4

1. Проведено аналіз локального НДС полоси з заокругленням в зоні місцевого одностороннього потовщення. За допомогою чисельних методів показано характер розподілу нормальних напружень розтягування в полосі з заокругленням в зоні локального одностороннього потовщення. Була показана залежність коефіцієнта концентрації максимальних нормальних напружень від значення радіуса заокруглення. Застосування радіуса заокруглення  $R_{pad} = 80$  мм, знижує коефіцієнт концентрації напруження майже в 1,5 рази в порівнянні з радіусом заокруглення, рівним  $R_{pad} = 5$  мм. Оптимальний радіус заокруглення з точки зору мінімальної маси і мінімальних напружень дорівнює  $R_{pad} = 80$  мм.

2. На підставі отриманих результатів запропоновано розробити спеціальну фрезу, яка буде мати подвійну кривизну (з різними радіусами). Ця фреза повинна допомагати досягти мінімальних напружень в критичному місці при максимальній масовій ефективності монолітної панелі.

3. Розглянуто локальний НДС полоси, двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітують зсувне навантаження в з'єднанні. Встановлено, що для досягнення мінімального коефіцієнта концентрації напруги в безпосередній близькості від отвору полоси, двовісно навантаженого при одночасній дії сили, що імітує зсувне навантаження в з'єднанні, слід підбирати таку кількість кріплень в з'єднанні, щоб рівень навантаження на критичному кріпленні з'єднання, при експлуатаційних навантаженнях, не перевищував 8 кН (що еквівалентно  $\sigma_{зм} = 140$  МПа) для полоси без натягу та 4 кН (що еквівалентно  $\sigma_{зм} = 70$  МПа) для полоси з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл}$ .

4. Постанова кріплення з радіальним натягом  $1.2\% d_{кріпл}$  приводить до зниження коефіцієнта концентрації головних напружень в 1,56 – 2,9 рази в полосі двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в з'єднанні в порівнянні з отвором без натягу. Слід зазначити, що коефіцієнт

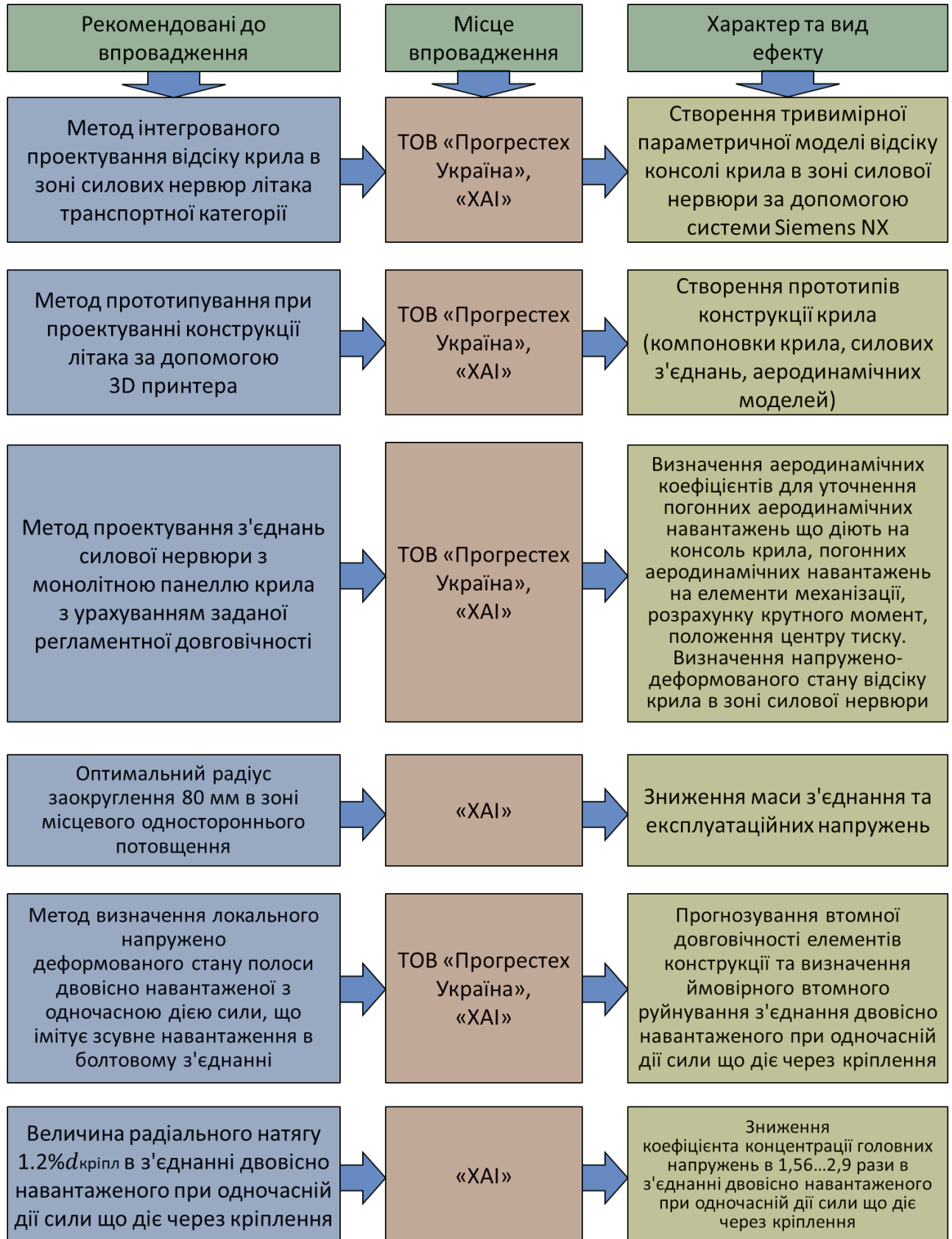
концентрації напруги полоси з радіальним натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$  не перевищує теоретичного значення коефіцієнта концентрації для полоси скінченої ширини з отвором, одночасно навантаженої і розрахованої за формулою Хейвуда.

5. Результати аналізу показують, що при збільшенні сили  $P$ , що імітує зсувне навантаження в з'єднанні, критична точка зміщується від 0 градусів до 90 градусів, що важливо враховувати при аналізі конструкції на допустиме руйнування та визначення програми інспектування конструкції.

6. Запропоновано метод визначення локального НДС двовісно навантаженої полоси з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в з'єднанні для досягнення високого рівня втомної довговічності.

7. Застосування запропонованого методу доцільно використовувати при проектуванні з'єднання силової нервюри з монолітною панеллю з метою отримання оптимального з'єднання з точки зору вагової ефективності і втомної довговічності.

## СХЕМА ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ РОБОТИ



## ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Мета дисертаційної роботи досягнута в повному обсязі: вирішено важливе науково-технічне завдання розроблення методу інтегрованого проектування та конструювання з'єднань силових нервюр з монолітними панелями крила для підвищення ефективності вітчизняного літакобудування. Відповідно до поставленої мети і завдань у дисертації отримано такі результати:

1. Проведено аналіз методів проектування крила літака транспортної категорії з урахуванням допустимого руйнування. Проаналізовано методи проектування силової нервюри крила та розглянуто особливості проектування з'єднань силових елементів нервюри та монолітної панелі. Проаналізовано вплив механізації крила на його аеродинамічні характеристики.

2. Наведено метод проектування з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE. Розроблено параметричну модель відсіку консолі крила літака транспортної категорії в зоні з'єднання силової нервюри (до якої кріпляться вузли навішування закрилків та передкрилків) та монолітної панелі.

3. Для реалізації запропонованого методу прототипування конструкції крила, розроблено 3D принтер та надруковані моделі прототип аеродинамічної компоновки консолі крила та силового з'єднання нервюри з панеллю крила.

4. Удосконалено метод проектування з'єднання силових нервюр з монолітною панеллю крила з урахуванням зазначеної довговічності. У методиці запропоновано використовувати чисельні методи для визначення аеродинамічних характеристик та навантажень при різних режимах польоту, які в подальшому будуть використовуватися для визначення спектру втомних напружень методом скінчених елементів.

5. Для апробації методу, отримано загальний НДС відсіку крила в зоні силової нервюри (до якої приєднуються вузли навішування закрилків та передкрилків) для крейсерського, злітного та посадкового розрахункових випадків, з використанням аеродинамічних характеристик отриманих численним методом. За допомогою

численних методів отримано аеродинамічні коефіцієнти, положення центру тиску для крейсерського, злітного та посадкового розрахункових випадків та використовувались для знаходження навантаження на консоль крила.

6. За результатами аналізу, отримано оптимальний радіус заокруглення в зоні потовщення монолітної панелі з урахуванням мінімальної маси і мінімального коефіцієнта концентрації напруги. При аналізі встановлено, що застосування радіуса заокруглення 80 мм знижує коефіцієнт концентрації напруження майже в 1,5 рази в порівнянні з радіусом заокруглення рівним 5 мм. Встановлено оптимальний радіус заокруглення з точки зору мінімальної маси і мінімального коефіцієнта концентрації напруги, який дорівнює 80 мм. Отримані результати запропоновано використовувати для розробки спеціального фрези для механічної обробки радіусного переходу.

7. Вперше запропоновано метод визначення локального напружено-деформованого стану полоси двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в болтовому з'єднанні. При апробації методу встановлено, що постановка кріплення з радіальним натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$  приводить до зниження коефіцієнта концентрації головних напружень в 1,56 – 2,9 рази в полосі двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в з'єднанні в порівнянні з встановленням кріплення без натягу. Для досягнення мінімального коефіцієнта концентрації напруги в безпосередній близькості від отвору, полоси двовісно навантаженої при одночасній дії сили, що імітує зсувне навантаження в болтовому з'єднанні, слід підбирати таку кількість кріплень в з'єднанні, щоб рівень навантаження на критичному кріпленні з'єднання, при експлуатаційних навантаженнях, не перевищував 8 кН (що еквівалентно  $\sigma_{\text{зм}} = 140$  МПа) для кріплення без натягу та 4 кН (що еквівалентно  $\sigma_{\text{зм}} = 70$  МПа) з радіальним натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$ . Встановлено, що коефіцієнт концентрації напруги полоси з радіальним натягом  $1.2\% d_{\text{кріпл}}$  не перевищує теоретичного значення коефіцієнта концентрації для полоси скінченої ширини з отвором, одновісно навантаженої і розрахованої за формулою Хейвуда.



## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

- [1] Principles of Designing of Airplanes with Gas Turbine Engines : study guide for students / P. V. Balabuyev [et al.]. Kharkiv : KhAI, 2013. 731 p.
- [2] Concept of Development of Up-to-date Jet Regional Passenger Aircraft : monograph / V. A. Boguslayev [et al.]. Kharkiv : KhAI, 2020. 250 p.
- [3] Niu Michael C. Y. Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures. 2nd ed. [S. l.] : Adaso Adastra Engineering Center, 1999. 612 p.
- [4] Bruhn E. F. Analysis and design of flight vehicle structures. [S. l.] : S. R. Jacobs, 1973. 650 p.
- [5] Научные основы конструктивно-технологических методов обеспечения ресурса авиационной техники : монография / А. Г. Гребеников [и др.]. Харьков : ХАИ, 2017. 292 с.
- [6] Интегрированное проектирование и моделирование высокоресурсных растянутых панелей крыла транспортного самолета : монография / А. Г. Гребеников. Харьков : ХАИ, 2011. 192 с.
- [7] Кива Д., Гребеников А. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории : монография. Ч. 1. Харьков : ХАИ, 2014. 439 с.
- [8] Кива Д., Гребеников А. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории : монография. Ч. 2. Харьков : ХАИ, 2014. 326 с.
- [9] Ресурс и долговечность авиационной техники : учеб. пособие / С. Р. Игнатович, М. В. Карускевич, Т. П. Маслак, С. С. Юцкевич. Киев : НАУ, 2015. 164 с.

[10] Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. С Поправкой 7 [Электронный ресурс] / Межгос. авиац. ком. 2014. 278 с. URL: [https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila\\_25.pdf](https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_25.pdf) (18.12.2023).

[11] Goranson U. G. Damage Tolerance Facts and Fiction, International Conference on Damage Tolerance of Aircraft Structures // 1st Intern. conf. on damage tolerance of aircraft structures, DTAS 2007. Sept. 25–28 2007, Delft, Netherland.

[12] Fatigue life prediction of multiple site damage based on probabilistic equivalent initial flaw model / J. Kim [et al.] // Structural Engineering and Mechanics. 2011. Vol. 38, no. 4. P. 443–457.

[13] Damage Tolerance Assessment Handbook. Volume I: Introduction Fracture Mechanics Fatigue Crack Propagation. Research and Special Programs. Final Report. October 1993 [Electronic resource] / Administration John A. Volpe National Transportation Systems Center Cambridge, MA. URL: <https://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ct93-69-1.pdf> (18.12.2023).

[14] Guide to damage tolerance analysis of marine structures [Electronic resource] / SNIP structure committee. 2000. 283 p. URL: <http://www.shipstructure.org/pdf/409.pdf> (18.12.2023).

[15] Pilarczyk R., Allred T., Clark P. Damage Tolerance Analysis Ground Rules for A-10A Reconfigured Post Desert Storm, Revision W, OO-ALC/GHAEJ Document for DTA/FSMP Update, 22 September, 2010.

[16] Brooks C., Honeycutt K., Domasky S. P. Crack growth and stress intensity prediction techniques Delivery Order 0004: Implementing Models and Libraries. AFRL-VA-WP-TR-2006-3043. Final Report for 01 Oct. 2002 – 20 Mar. 2006 [Electronic resource]. URL: <https://www.afgrow.net/downloads/documents/afrl-va-wp-tr-2006-3043.pdf> (18.12.2023).

[17] Broek D. Elementary engineering fracture mechanics. Boston : Martinus Nijhoff Publisher, 1982. 240 p.

[18] Разработка аванпроекта самолета учеб. пособие / А. К. Мялица [и др.]. Харьков : ХАИ, 2010. 233 с.

[19] Проектирование самолетов : лаб. практикум / А. Г. Гребеников [и др.]. Харьков : ХАИ, 2002. 176 с.

[20] Фомичев П. А., Заруцкий А. В., Мандзюк С. Ф. Расчет на прочность самолета : конспект лекций. Ч. 1. Харьков : ХАИ, 2017. 165 с.

[21] Фомичев П. А., Мандзюк С. Ф. Метод расчета интегральных силовых факторов вдоль размаха крыла большого удлинения на режимах полета самолета // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2016. Вып. 3. С. 74–82.

[22] Gudmundsson S. General aviation aircraft design : applied methods and procedures. Oxford ; Waltham : Butterworth-Heinemann, 2013. 1048 p

[23] Евсеев Л. А. Расчет на прочность крыла большого удлинения : учеб. пособие. Харьков : ХАИ, 1985. 106 с.

[24] Зайцев В. Н., Рудаков В. Л. Конструкция и прочность самолетов : учеб. пособие. Киев : Вища шк., 1978. 488 с.

[25] Основи загального проектування літаків з газотурбінними двигунами : навч. посіб. / П. В. Балабуєв. Харків : ХАІ, 2015. 815 с.

[26] Концепція створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків : монографія / П. В. Балабуєв. Харків : ХАІ, 2020. 254 с.

[27] Rudolph P. K. C. High-Lift High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners [Electronic resource] / NTRS – NASA Technical Reports Server. 1996. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19960052267> (18.12.23).

[28] John P. Fielding. Introduction to aircraft design. 2nd ed. New York : Cambridge University Press, 2017. 290 p.

[29] Метод трехмерного параметрического моделирования пояса сборной нервюры крыла самолета транспортной категории с помощью компьютерной интегрированной системы Siemens NX / Л. Ю. Буйвал, А. В. Каламбет, Р. В. Гостудим, А. М. Гуменный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2013. Вып. 60. С. 5–18.

[30] Гребеніков О. Г., Жиряков Д. Ю. Аналіз сил функціонування від'ємної частини крила літака транспортної категорії // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАИ». Харків, 2021. Вип. 89. С. 4–20.

[31] Residual Fatigue Properties of a 2024-T351 Aluminium Alloy from the Teardown of AIRBUS A320 Wing Panels after Service [Electronic resource] / G. Hénaff, F. Billy, G. Benoit, S. Veen // Advanced Materials Research. 2014. Vols. 891/892. URL: <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.891-892.621> (18.12.23).

[32] Гребеников В. А. Обеспечение усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне разъемных болтовых соединений : монография. Харьков : ХАИ, 2010. 180 с.

[33] Concept of Development of Up-to-date Jet Regional Passenger Aircraft : [monograph] / V. A. Boguslayev [et al.]. Kharkiv : KhAI, 2021. 250 p.

[34] Бычков С. А., Гребеников А. Г. Концепция развития компьютерных технологий в процессе создания авиационной техники // Технологические системы. 1999. № 1. С. 60–66.

[35] Гребеников А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций. Харьков : ХАИ, 2006. 532 с.

[36] Гребеніков О. Г., Гуменний А. М. Впровадження комп'ютерних технологій в навчальний процес // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. трудов. Харьков, 2005. Вып. 40 (1). С. 15–21.

[37] Информационные технологии в наукоемком машиностроении : компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / под ред. А. Г. Братухина. Киев : Техніка, 2001. 728 с.

[38] Torenbeek E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance. Dordrecht : Springer, 1982. 618 p.

[39] Кращаница Ю. А., Жиряков Д. Ю. Аэродинамический профиль в трансзвуковом потоке газа // Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2021. № 2. С. 20–27.

[40] Küchemann D. The aerodynamic design of aircraft. Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012. 564 p.

[41] Донець О. Д., Кудрявцев В. О. Особливості забезпечення аеродинамічних характеристик регіонального пасажирського літака // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2019. Вып. 83. С. 106–133.

[42] Brady C. The Boeing 737 Winglets, The Boeing 737. Technical Site [Electronic resource]. URL: <http://www.b737.org.uk/winglets.htm> (18.12.2023).

[43] Бычков С. А., Гребеников А. Г. Методы создания мастер-геометрии, моделей распределения пространства и аналитических эталонов самолетных конструкций, // Авиационно-космическая техника и технология. 2005. № 7. С. 182–199.

[44] Моделирование элементов авиационной техники с помощью компьютерной интегрированной системы CAD/CAM/CAE/PLM SIEMENS NX : учеб. пособие по лаб. практикуму / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, Р. В. Гостудым, А. В. Каламбет. Харьков, 2014. 104 с.

[45] Siemens, NX 7.5.0.32, Computer Modeling Software, 2009

[46] Jaecheol K. Siemens NX 10 Surface Design : A Step by Step Guide. North Charleston : Createspace Independent Publishing Platform, 2016. 458 p.

[47] Additive manufacturing technologies: Industrial and medical applications / R. Saquib [et al.] // Sustainable Operations and Computers. 2022. Vol. 3. P. 258–274.

[48] Gibson I., Rosen D., Stucker B. Additive Manufacturing Technologies: 3D Printing, Rapid Prototyping, and Direct Digital Manufacturing. New York : Springer, 2014. 498 p.

[49] Load Spectra // Fatigue of Structures and Materials / ed. J. Schijve. Dordrecht : Springer, 2009. P. 259–293.

[50] Василевский Е. Т. Проектирование с учетом усталостной долговечности соединений силовых элементов планера самолета с втулками : дис. ... канд. техн. наук : 05.07.02 / Харьков. авиац. ин-т им. Н. Е. Жуковского. Харьков, 1986. 200 с.

[51] Василевский Е. Т., Гребеников А. Г. Методика назначения допускаемых напряжений для обеспечения заданного ресурса крыла // Вопросы проектирования и

производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2001. Вып. 25 (2). С. 116–122.

[52] Turner F. Aspects of Fatigue Design of Aircraft Structures // Fatigue in Aircraft Structures : proc. Intern. conf. at Columbia University. Academic Press Inc., 1955.

[53] Ajoy Kumar Kundu. Aircraft desig. Cambridge ; New York : Cambridge University Press, 2010. 606 p.

[54] Семенцов В. Ф. Конструктивно-технологические методы обеспечения ресурса планера самолета в зонах функциональных отверстий: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02 / Гос. концерн «УКРОБОРОНПРОМ», Гос. предприятие «АНТОНОВ». Киев, 2016. 176 с.

[55] Analytical Determination of Residual Strength and Linkup Strength for Flat Panels, with Multiple Site Damage / R. Elangovan, T. S. Ramamurthy, B. Dattaguru, V. Selladurai // Arabian Journal for Science and Engineering. 2014. Vol. 39, iss. 3. P. 2271–2276.

[56] Cavallini G., Lazzeri R. A probabilistic approach to fatigue risk assessment in aerospace components // Engineering Fracture Mechanics. 2007. Vol. 74, iss. 18. P 2964–2970.

[57] Parker A. P. The Mechanics of Fracture and Fatigue, An Introduction. [S. l.] : E. & F. N. Spon, 1981. 167 p.

[58] Forrest P. G. Fatigue of Metals. Oxford : Pergamon press, 1962. 425 p.

[59] Galdi G. P. An Introduction to the Mathematical Theory of the Navier-Stokes Equations: Steady-State Problems. New York : Springer, 2011. 1018 p. (Springer Monographs in Mathematics).

[60] Гребеников А. Г., Жиряков Д. Ю. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния в силовых элементах консоли

крыла в зависимости от нагрузок функционирования // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». Харків, 2021. Вип. 92. С. 26–40.

[61] Aerodynamic characteristics of co-flow jet wing with simple high-lift devices / Zhu Zh. // Chinese Journal of Aeronautics. 2022. Vol. 35, iss. 10. P. 67–83.

[62] Aerodynamic optimization of a high-lift system with adaptive dropped hinge flap / Q. Ji, Y. Zhang, H. Chen, J. Ye // Chinese Journal of Aeronautics. 2022. Vol. 35, iss. 11. P. 191–208.

[63] Reckzeh D. AERODYNAMIC DESIGN OF THE HIGH-LIFT WING FOR A MEGALINER AIRCRAFT. Aerospace Science and Technology 7, p.107–119, 2003

[64] Boeing 737 Midspan Airfoil (b737c-il) [Electronic resource]. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=b737c-il> (18.12.2023).

[65] ANSYS FLUENT 12.0 Theory Guide. 4.4.3 Realizable  $k - \epsilon$  Model [Electronic resource]. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node60.htm> (18.12.2023).

[66] ANSYS FLUENT 12.0 Theory Guide. 4.7 Transition SST Model [Electronic resource]. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node72.htm> (18.12.2023).

[67] Blake W. Jet Transport Performance Methods. Walt Blake and the Performance Training Group Flight Operations Engineering Boeing Commercial Airplanes [Electronic resource]. 2009. URL: [https://studylib.net/doc/26059477/jet-transport-performance-methods#google\\_vignette](https://studylib.net/doc/26059477/jet-transport-performance-methods#google_vignette) (18.12.2023).

[68] Конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне функциональных отверстий / Д. С. Кива [и др.]. Киев : КВИЦ, 2015. С.188.



[69] Проектирование с учётом усталости конструктивно-силовых элементов самолётов и вертолётотв : учеб. пособие по лаб. практикуму / Е. Т. Василевский [и др.]. Харьков : ХАИ, 2014. С. 82.

[70] Малашенко Л. А. Проектирование подвижных частей крыла и оперения : учеб. пособие. Харьков : ХАИ, 2004. С. 48.

[71] Василевский Е. Т., Семенцов В. Ф. Влияние величины одностороннего утолщения в зоне отверстия на характеристики локального НДС полосы с отверстием при ее растяжении // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2115. Вып. 69. С. 158–164.

[72] Конструкционные материалы в самолетостроении / А. Г. Моляр, А. А. Коцюба, А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко. Киев : КВИЦ, 2015. 400 с.

[73] Aluminum 2324-T39 [Electronic resource] / MatWeb. Material property data <https://www.matweb.com/search/datasheettext.aspx?matguid=4f69ae41e6a74640b2bbe4d010e8faa0> (18.12.2023).

[74] Stolarski T., Nakasone Y., Yoshimoto Sh. Engineering Analysis with ANSYS Software. 2nd ed. [S. l.] : Butterworth-Heinemann, 2018. 562 p.

[75] Анализ напряженно-деформированного состояния авиационных конструкций с помощью системы ANSYS : учеб. пособие. Ч. 1 / А. Г. Гребеников, С. П. Светличный, В. Н. Король, В. Н. Анпилов. Харьков : ХАИ : CADFEM GmbH : АНТО «КНК», 2002. 310 с.

[76] Анализ напряженно-деформированного состояния авиационных конструкций с помощью системы ANSYS : учеб. пособие / В. Н. Анпилов [и др.]. Харьков : ХАИ, 2008. 410 с.

[77] Мандзюк С. Ф. Прогнозирование усталостной долговечности элементов авиационных конструкций при двухосном непропорциональном нагружении // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2015. Вып. 2 (82). С. 73–83.

[78] Timoshenko S. Theory of Elasticity, Engineering Societies : monograph. [S. 1.] : McGraw-Hill Book Company, Inc., 1934. 416 p.

[79] De Rijck J. J. M. Stress Analysis of Fatigue Cracks in Mechanically Fastened Joints[S. 1.] : Technical University Delft, 2005. 316 p.

[80] Long-Life Design and Test Technology of Typical Aircraft Structures / J. Liu [et al.]. Singapore : Springer, 2018. 168 p.

[81] Конструкционно-технологические способы повышения усталостной долговечности поперечных срезных болтовых соединений самолетных конструкций / В. Н. Стебенев [и др.] // Сопротивление усталости и трещиностойкости сплавов, элементов и агрегатов авиационных конструкций : рук. техн. материалы / Центр. аэрогидродинам. ин-т им. Н. Е. Жуковского. М., 1990. Вып. 6. 81 с.

[82] Гребеников А. Г., Дубров И. Н. Методика расчета распределения усилий между рядами в срезных болтовых соединениях авиационных конструкций с помощью системы инженерного анализа ANSYS // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2003. Вып. 17. С. 31–41.

[83] Гребенников А. Г. Методология интегрированного проектирования сборных самолетных конструкций регламентируемой долговечности // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2004. Вып. 23. С. 191–200.

[84] Pilarczyk R., Allred T., Clark P. Damage Tolerance Analysis Ground Rules for A-10A Reconfigured Post Desert Storm, Revision W, OO-ALC/GHAEJ Document for DTA/FSMP Update, 22 Sept., 2010.

[85] Метод исследования характеристик локального НДС при растяжении пластины с отверстием, заполненным втулкой с радиальным натягом / Д. С. Кива, А. Г. Василевский, А. Г. Гребеников, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2007. Вып. 34. С. 5–19.

[86] Конструктивно-технологические методы обеспечения высокоресурсных характеристик стрингеров баков-кессонов крыла в зоне отверстий для перетекания топлива / Г. А. Кривов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2009. Вып. 44. С. 51–66.

[87] Walter D. Pilkey. Peterson's Stress Concentration Factors. 2nd ed. New York ; Chichester ; Weinheim ; Brisbane ; Singapore ; Toronto : A Wiley-Interscience Publication, 1974. 457 p.

[88] Гребеников А. Г., Жиряков Д. Ю. Анализ общего напряженно-деформированного состояния в зоне соединения силовой нервюры и панели крыла // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». Харків, 2022. Вип. 95. С. 56–70.

**ДОДАТОК А**  
**АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ**

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

Проректор з НІР  
Національного аерокосмічного  
університету ім. М. С. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»  
к.т.н., доцент

Андрій ГУМЕННИЙ  
« 21 листопада 2023р.

**АКТ**

впровадження результатів дисертаційної роботи  
здобувача наукового ступеня доктора філософії  
Дмитра ЖИРЯКОВА

**«Метод інтегрованого проектування та конструювання  
з'єднань силових нервюр з монолітними панелями крила літака  
транспортної категорії»**

в навчальний процес Національного аерокосмічного університету  
ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»

Комісія у складі:

- завідуючого кафедри №103, к.т.н., доцента Сергія ТРУБАЄВА;
- професора кафедри №103, д.т.н, професора Олександра ГРЕБЕНІКОВА.

встановила, що наукові положення дисертаційної роботи «Метод інтегрованого проектування та конструювання з'єднань силових нервюр з монолітними панелями крила літака транспортної категорії», які Жиряков Д. Ю. розробив особисто, використовуються в навчальному процесі при навчанні за дисциплінами «Моделювання об'єктів авіаційної техніки за допомогою системи SIEMENS NX», «Інтегроване проектування літаків та вертольотів».

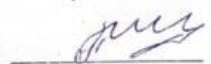
Результати дисертаційної роботи Жирякова Д. Ю. використовуються в навчальному процесі, в практичних заняттях, дипломному і курсовому проектуванні студентів які навчаються за спеціальностями 134 «Авіаційна та ракетно техніка», навчальними програмами «Літаки і вертольоти», «Проектування, виробництво і сертифікація авіаційної техніки».

к.т.н., доцент, зав. кафедри №103



Сергій ТРУБАЄВ

д.т.н., професор, проф. кафедри №103



Олександр ГРЕБЕНІКОВ

ЗАТВЕРДЖУЮ

Заступник директора  
ТОВ «Прогрестех-Україна»

Максим ГЛАДСЬКИЙ

« 06 » грудня 2023р.



АКТ

впровадження результатів дисертаційної роботи  
здобувача наукового ступеня доктора філософії

Дмитра ЖИРЯКОВА

***«Метод інтегрованого проектування та конструювання  
з'єднань силових нервюр з монолітними панелями крила літака  
транспортної категорії»***

Крило є одним з найбільш навантажених елементів літака, схильних до численних навантажень в польоті, таких як: аеродинамічні, інерційні, зосереджені сили (тяга двигуна, кріплення шасі, місця кріплення механізації).

Одне з інтенсивно навантажених зон крила є місце з'єднання силової нервюри з монолітною панеллю. Силові нервюри поряд з виконанням типових функцій є елементами місцевого посилення конструкції, що сприймають зосереджені навантаження від шасі, силових установок, навішування закрилків, передкрилків, елеронів та ін. В польоті, навантаження від механізації змінюються з часом, що в свою чергу впливає на напружено-деформований стан даного з'єднання.

В роботі розроблено оптимізоване з'єднання, що зберігає безпеку польотів та підвищує масову ефективність планера з урахуванням відповідних параметрів довговічності.

Результати дисертаційної роботи було впроваджено в базову програму підготовки молодих фахівців для роботи в ТОВ «Прогрестех-Україна», а саме, метод проектування з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD\CAM\CAE.

Головний інженер

Олександр ЛОЗОВИЙ