

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

**Навчально-науковий механіко-машинобудівний інститут  
кафедра Технології виробництва літальних апаратів**

«На правах рукопису»  
УДК 629.735

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Антон ЛАВРІНЕНКОВ

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2025 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**за освітньо-професійною програмою «Технології виробництва літальних апаратів»**

**зі спеціальності 131 Прикладна механіка**

**на тему: «Технологія виготовлення нервюри БПЛА із композитного матеріалу»**

Виконав (-ла):

студент (-ка) б курсу, групи МД-41мп

\_\_\_\_\_ Сокол Віталій Олександрович

(прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: доцент к.т.н. Лавріненко Антон Дмитрович

(посада, науковий ступінь, вчене звання)

\_\_\_\_\_ (прізвище, ініціали)

Рецензент: \_\_\_\_\_

(посада, науковий ступінь, вчене звання)

\_\_\_\_\_ (прізвище, ініціали)

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

Студент (-ка) \_\_\_\_\_

Київ – 2025 року

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Інститут Навчально-науковий механіко-машинобудівний  
кафедра Технології виробництва літальних апаратів  
Рівень вищої освіти – другий (магістерський)  
Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»  
Освітньо-професійна програма «Технології виробництва літальних апаратів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри ТВЛА

\_\_\_\_\_ Антон ЛАВРІНЕНКОВ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2025 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на магістерську дисертацію студенту**

\_\_\_\_\_ Соколу Віталію Олександровичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації

«Технологія виготовлення нервюри БПЛА із композитного матеріалу»

науковий керівник дисертації Лавріненко Антон Дмитрович, доцент к.т.н

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

затверджені наказом по університету від «06» листопада 2025 р. №4844-с

2. Термін подання студентом дисертації 17.12.2025

3. Об'єкт дослідження Технології виготовлення композитної нервюри

4. Вихідні дані Креслення нервюри

5. Перелік завдань, які потрібно розробити: а) провести літ. огляд джерел (до 30-50) щодо технології виготовлення елементів нервюри/нервюр із композитних матеріалів, розрахунок, режими виготовлення, оснастка і т.д.; б) згідно геометрії виробу, розробити технологію виготовлення її (кількість шарів викладки, напрямлення, наповнювачі); в) провести розрахунок методомскінчених елементів/теоретичний розрахунок елементу нервюри/нервюри на навантаження в залежності від викладки/параметрів

смоли-армуючого волокна; г) виготовити елемент нервюри/нервюру; д) провести відповідні механічні випробування

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу: конструкторська документація оснастки для виготовлення нервюри; результати моделювання методом скінчених елементів; результати механічних випробувань.

7. Орієнтовний перелік публікацій: -

8. Консультанти розділів дисертації<sup>1\*</sup>

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

9. Дата видачі завдання 01.09.2025

#### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Проведення літературного огляду інформаційних джерел	20.09.2025	Виконано частково
2	Розробка технології виготовлення нервюри методом формовки у матрицях	01.10.2025	Виконано
3	Технологія виготовлення композитного листа для подальшого фрезерування нервюр	15.10.2025	Виконано
4	Розробка оснастки для виготовлення нервюри методом формування	01.11.2025	Виконано
5	Розробка технології виготовлення нервюри методом фрезерування із композитного листа	15.11.2025	Виконано
6	Виготовлення зразків матеріалу нервюри	15.11.2025	Виконано частково
7	Проведення механічних випробувань підготовлених зразків матеріалу нервюри	01.12.2025	Виконано
8	Проведення моделювання композитного матеріалу нервюри методом скінчених елементів	01.12.2025	Виконано
9	Складання розділів дисертації	10.12.2025	Виконано

Студент

Науковий керівник дисертації

\_\_\_\_\_  
(Віталій, СОКОЛ)

\_\_\_\_\_  
(Антон, ЛАВРІНЕНКОВ)

## **Анотація**

В магістерській роботі було розглянуто елементи силової конструкції крила літака та розглянуто методи виготовлення цих елементів, а також матеріали з яких вони виготовляються. Також було спроектовано прес-форму для виготовлення нервюри крила БПЛА, що виготовляється з композитного матеріалу, а також було прописано технологію виготовлення нервюри в прес-формі. Було ще розглянуто метод виготовлення нервюри крила БПЛА метод фрезерування композитної панелі, та було прописано технологію виготовлення даної панелі. Також були проведені механічні випробування композитів на розрив на випробувальній машині. Отримані дані були опрацьовані та перенесені до САЕ програми ANSYS і були виконані перевірочні моделювання композитів.

## **Annotation**

The master's thesis examined the elements of the aircraft wing's structural design and discussed the methods of manufacturing these elements, as well as the materials from which they are made. A mold was also designed for manufacturing the wing ribs of a UAV, which are made of composite material, and the technology for manufacturing the ribs in the mold was described. The method of manufacturing UAV wing ribs by milling a composite panel was also considered, and the technology for manufacturing this panel was described. Mechanical tests of composites for tensile strength were also carried out on a testing machine. The data obtained was processed and transferred to the ANSYS CAE program, and verification simulations of composites were performed.

# Зміст

<b>Анотація</b> .....	4
<b>Annotation</b> .....	5
<b>1. Силова конструкція крила сучасного літака</b> .....	8
1.1. Призначення крила літака.....	8
1.2. Основні елементи силової конструкції крила.....	8
1.2.1. Лонжерони крила.....	9
1.2.2. Стрингери крила.....	10
1.2.3. Обшивка крила.....	11
1.2.4. Нервюри крила.....	14
1.2.4.1. Технології виготовлення нервюр з металів.....	15
1.2.4.2. Технології виготовлення нервюр з дерева.....	18
1.2.4.3. Технології виготовлення композитних нервюр.....	22
<b>2. Конструкторський розділ</b> .....	31
2.1. Деталь «Нервюра».....	31
2.2. Аналіз технологічності деталі «Нервюра».....	32
2.3. Проектування матриці в CAD програмі SolidWorks.....	33
2.3.1. Нижня плита прес-форми.....	36
2.3.2. Верхня плита прес-форми.....	37
2.3.3. Виштовхувачі.....	38
2.3.4. Направляюча втулка D8.....	39
2.3.5. Направляючий штифт D8.....	40
2.3.6. Різьбова втулка M8.....	41
2.3.7. Збірка прес-форми.....	42
2.4. Виготовлення деталі «Нервюра» шляхом фрезерування композитного листа.....	43
2.4.1. Вибір оптимальної кількості деталей для розкрою.....	43
2.4.2. Розкрій деталей на композитному листі.....	43
2.4.3. Розрахунок коефіцієнта використання матеріалу.....	44
2.5. Висновки до розділу.....	45
<b>3. Технологічний розділ</b> .....	46
3.1. Вибір матеріалів для виготовлення деталі «Нервюра».....	46
3.1.1. Вибір склотканини.....	46
3.1.2. Вибір вуглецевої тканини.....	47
3.1.3. Вибір наповнювача.....	48
3.1.4. Вибір смоли та затверджувача.....	49
3.2. Технологія виготовлення деталі «Нервюра» в прес-формі.....	51
3.3. Технологія виготовлення композитного листа.....	53
3.4. Висновки до розділу.....	56
<b>4. Розрахунок механічних характеристик тканин</b> .....	56

4.1.	Випробувальна машина.....	56
4.2.	Визначення механічних характеристик склотканини 48.....	57
4.2.1.	Механічні випробування.....	57
4.2.2.	Комп'ютерне моделювання в ANSYS.....	59
4.3.	Визначення механічних характеристик вуглецевої тканини 80.....	67
4.3.1.	Механічні випробування.....	67
4.3.2.	Комп'ютерне моделювання в ANSYS.....	68
4.4.	Висновки до розділу.....	76
	<b>Охорона праці.....</b>	<b>77</b>
	<b>Література.....</b>	<b>80</b>
	<b>Додаток А.....</b>	<b>81</b>

# 1. Силова конструкція крила сучасного літака

## 1.1. Призначення крила літака.

Крило літака – це основна несуча поверхня, яка за рахунок своєї спеціальної геометрії створює підймальну силу, що дозволяє літаку злітати та триматися в повітрі, долаючи силу земного тяжіння.

Силова конструкція крила – це внутрішній каркас (нервюри, лонжерони стрингери) та обшивка, які разом сприймають аеродинамічні та злітно-посадкові навантаження (згин, кручення, розтяг, стиск та інші комбіновані навантаження), забезпечуючи міцність та форму крила, де найпоширеніша кесонна схема об'єднує лонжерони та обшивку в єдину конструкцію для ефективного сприйняття та розподілу зовнішніх сил.

## 1.2. Основні елементи силової конструкції крила.

До основних елементів силової конструкції крила входять:

- Лонжерони (spars);
- Стрингери (stringers);
- Обшивка (skin);
- Нервюри (ribs).

На рис. 1.1. [1] показано силову конструкцію крила літака.

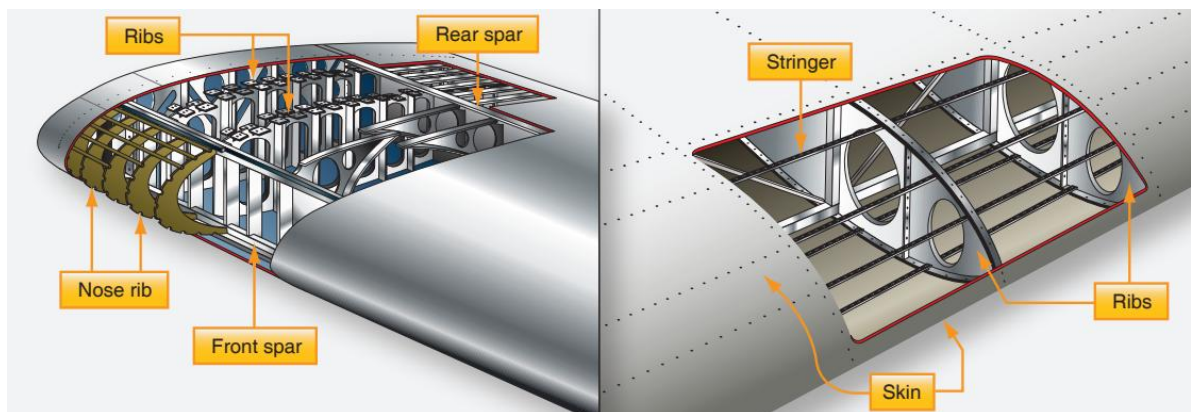


Рис. 1.1. Силова конструкція крила літака. [1]

### 1.2.1. Лонжерони крила.

Лонжерони крила – це основні структурні елементи конструкції крила. Вони з'єднуються з лонжеронами фюзеляжу, для передачі навантажень на фюзеляж. Лонжерони розташовуються паралельно до поперечної осі літака, простягаючись від фюзеляжу до кінця крила, і зазвичай кріпляться до фюзеляжу за допомогою фітінгів, балок простої форми або ж фермових конструкцій.

Лонжерони можуть бути виготовлені з металу, дерева або композитних матеріалів, залежно від критеріїв проектування конкретного літака. Дерев'яні нервюри зазвичай виготовляються з ялини. За своєю конфігурацією поперечного перерізу їх можна загалом класифікувати на чотири різні типи. Як показано на рис. 1.2. [1], вони можуть бути (A) суцільними, (B) коробчастої форми, (C) частково порожнистими або (D) мають вигляд двотаврової балки.

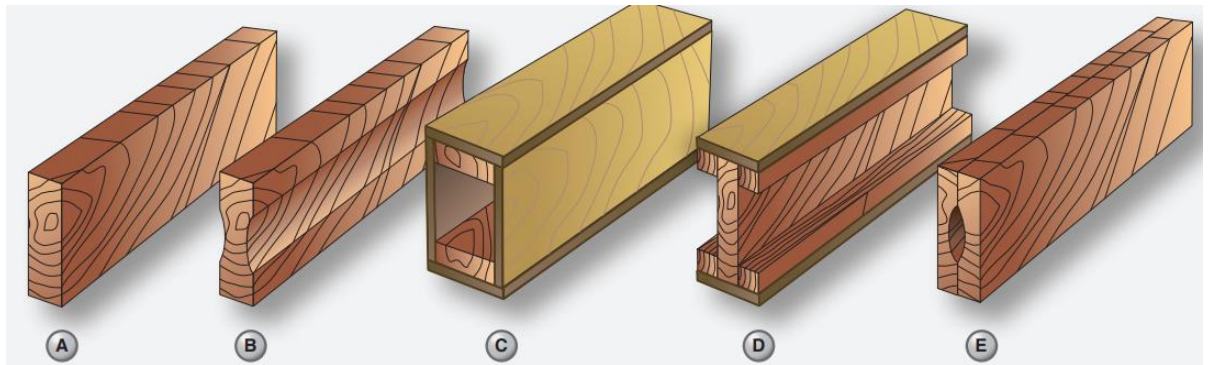


Рис. 1.2. Типові поперечні перерізи дерев'яних лонжеронів крила. [1]

Ламінування масивних дерев'яних лонжеронів часто використовується для підвищення міцності. Ламіноване дерево також може бути використане в лонжеронах коробчастої форми. З лонжерона на малюнку рис. 1.2. (E) було видалено матеріал для зменшення ваги, але він зберігає міцність прямокутного лонжерона. Як можна побачити, більшість лонжеронів крила мають в основному прямокутну форму, причому довга сторона поперечного перерізу орієнтована вгору і вниз у крилі. В даний час більшість виготовлених літаків мають лонжерони крила, виготовлені з твердого екструдованого алюмінію або алюмінієвих профілів, з'єднаних між собою заклепками для формування лонжерона.

На рис. 1.3. [1] показано приклади поперечних перерізів металевих лонжеронів крила. У лонжероні типу двотаврової балки верхня і нижня частини двотавру називаються полицями, а вертикальна частина називається стінкою. Весь лонжерон може бути екструдований з одного шматка металу, але часто він складається з декількох екструзій або формованих кутиків. Стінка утворює основну глибину

лонжерона, а накладки (екструзії, формовані кутники або фрезеровані секції) кріпляться до неї. Разом ці елементи несуть навантаження, спричинені згинанням крила, причому полиці лонжерона служать основою для кріплення обшивки. Хоча форми лонжеронів на рис. 1.3. [1] є типовими, фактичні конфігурації лонжеронів крила можуть бути дуже різними.

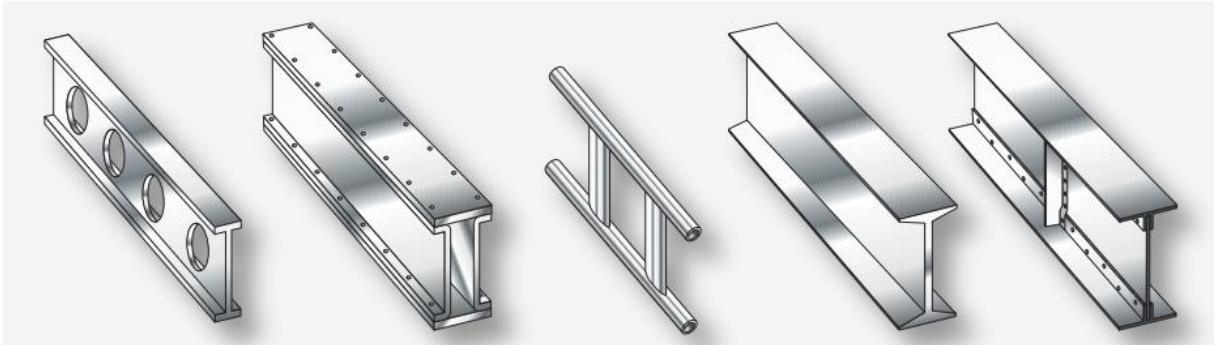


Рис. 1.3. Типові поперечні перерізи металевих лонжеронів крила. [1]

#### 1.2.2. Стрингери крила

Стрингери крила – це поздовжні елементи силового набору конструкції крила, що підсилюють обшивку крила. Вони навантажуються осьовими зусиллями від згинаючого моменту крила і поперечними силами від місцевого аеродинамічного навантаження. Основні функції стрингерів:

- **Посилення обшивки** Стрингери розташовані паралельно до лонжеронів та з'єднані з обшивкою і нервюрами (поперечними елементами). Їхнє головне завдання — зміцнити обшивку та запобігти її викривленню або втраті стійкості під дією стискаючих навантажень, які виникають при згині крила (наприклад, підймальна сила).
- **Сприйняття навантажень** Вони разом з обшивкою і лонжеронами створюють єдину конструкцію, що сприймає згинальний та крутильний моменти, які діють на крило. У багатьох сучасних схемах стрингери відіграють значну роль у перенесенні осьових (поздовжніх) навантажень.

Стрингери зазвичай мають менший поперечний переріз, ніж лонжерони, але їхня кількість набагато більша. По формі поперечного перерізу стрингери бувають відкритого та закритого П-подібного перерізу, по способу виготовлення – гнуті (рис. 1.4., а, поз. 1-7 [6]) та пресовані (рис. 1.4., б, поз. 8-17 [6]). На рис. 1.4., [6] (в) показані форми стрингерів для додання жорсткості задній кромці крила.

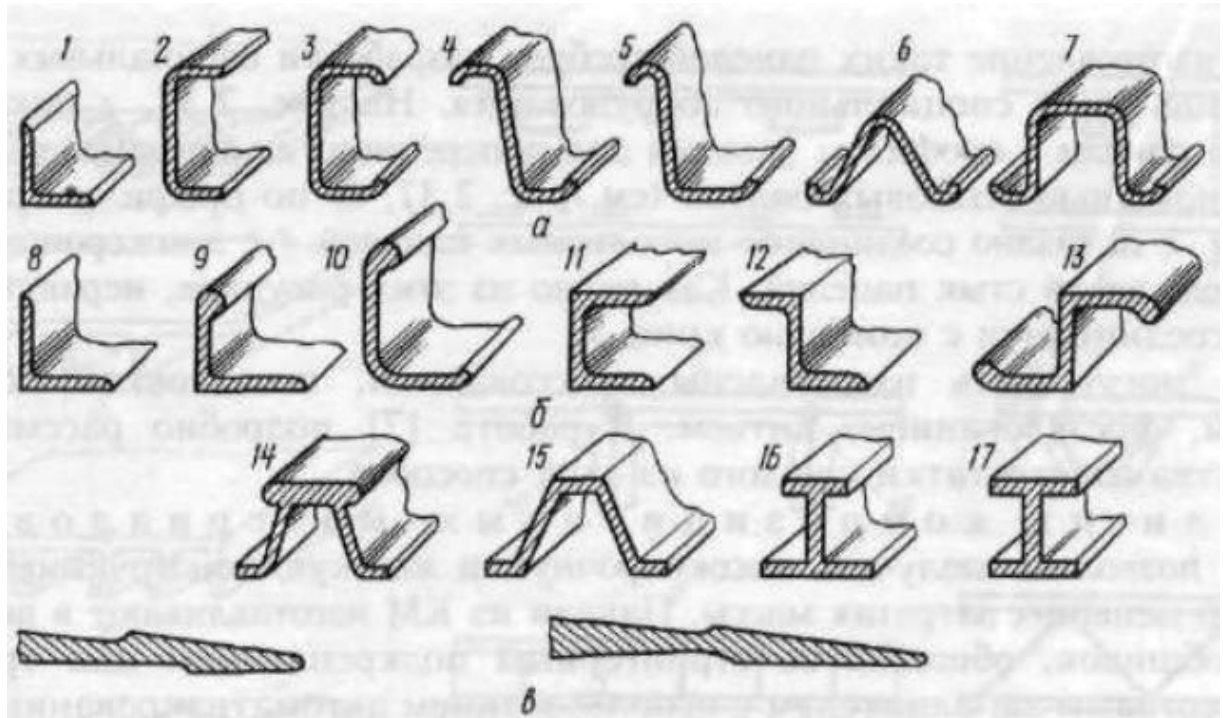


Рис. 1.4. Типові поперечні перерізи стрингерів. [6]

### 1.2.3. Обшивка крила.

Обшивка крила – це оболонка, що утворює зовнішню обтічну поверхню та надає крилу правильної аеродинамічної форми, забезпечує міцність та гладкість поверхні.

Часто обшивка крила призначена для перенесення частини аеродинамічних і наземних навантажень у поєднанні з лонжеронами та нервюрами. Це називається конструкцією з навантаженою обшивкою. Повністю металева, повністю консольна секція крила, зображена на рис. 1.5. [1], показує конструкцію такої секції. Відсутність додаткових внутрішніх або зовнішніх кріплень вимагає, щоб обшивка розділяла частину навантаження. Зверніть увагу, що обшивка підкріплена для сприяння цій функції.

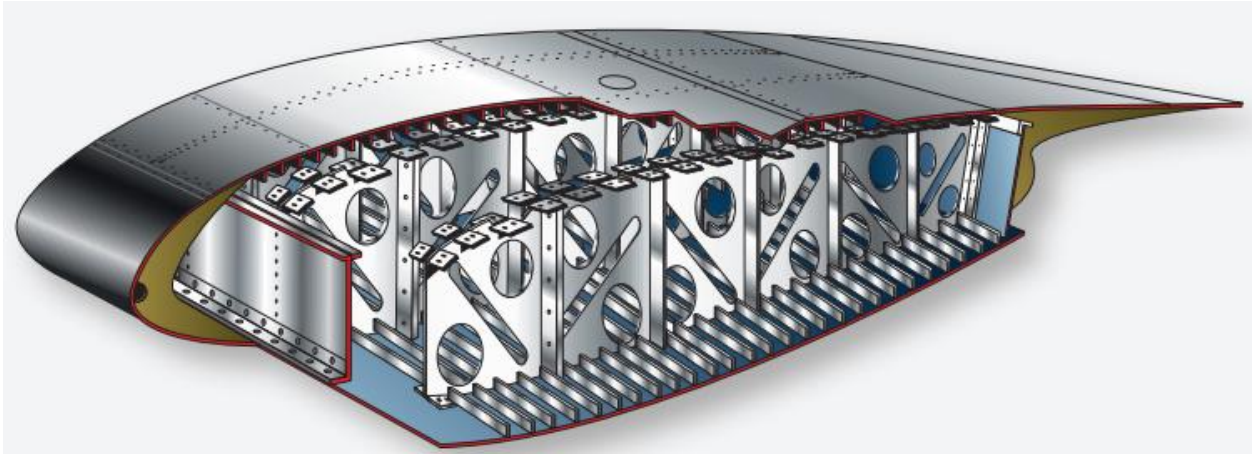


Рис. 1.5. Металева секція крила. [1]

Обшивка крила літака може бути виготовлена з найрізноманітніших матеріалів, таких як тканина, дерево або алюміній. Але не завжди використовується єдиний тонкий лист матеріалу. Хімічно фрезерована алюмінієва обшивка може забезпечувати обшивку змінної товщини. На літаках з конструкцією крила типу «напружена обшивка» як обшивка часто використовуються панелі крила стільникової структури.

Стільникова структура складається з основного матеріалу, що нагадує бджолині стільники, який ламінується або поміщається між тонкими зовнішніми листами обшивки. Рис. 1.6. [1] ілюструє стільникові панелі та їхні компоненти. Панелі, сформовані таким чином, є легкими та дуже міцними. Вони мають різноманітне застосування на літаку, наприклад, для панелей підлоги, перегородок і поверхонь управління, а також для панелей обшивки крила.

Стільникова панель може бути виготовлена з широкого спектру матеріалів. Поширеною є стільникова конструкція з алюмінієвим осердям та зовнішньою алюмінієвою обшивкою. Але стільник, у якому осердя це волокно арамід, а зовнішні листи покриті феноліком, також є поширеним. Насправді існує безліч інших комбінацій матеріалів, таких як ті, що використовують скловолокно, пластик, кевлар та вуглецеве волокно. Кожна стільникова структура має унікальні характеристики, що залежать від використаних матеріалів, розмірів і технологій виробництва. Рис. 1.7. [1] показує усю передню кромку крила, сформовану зі стільникової структури.

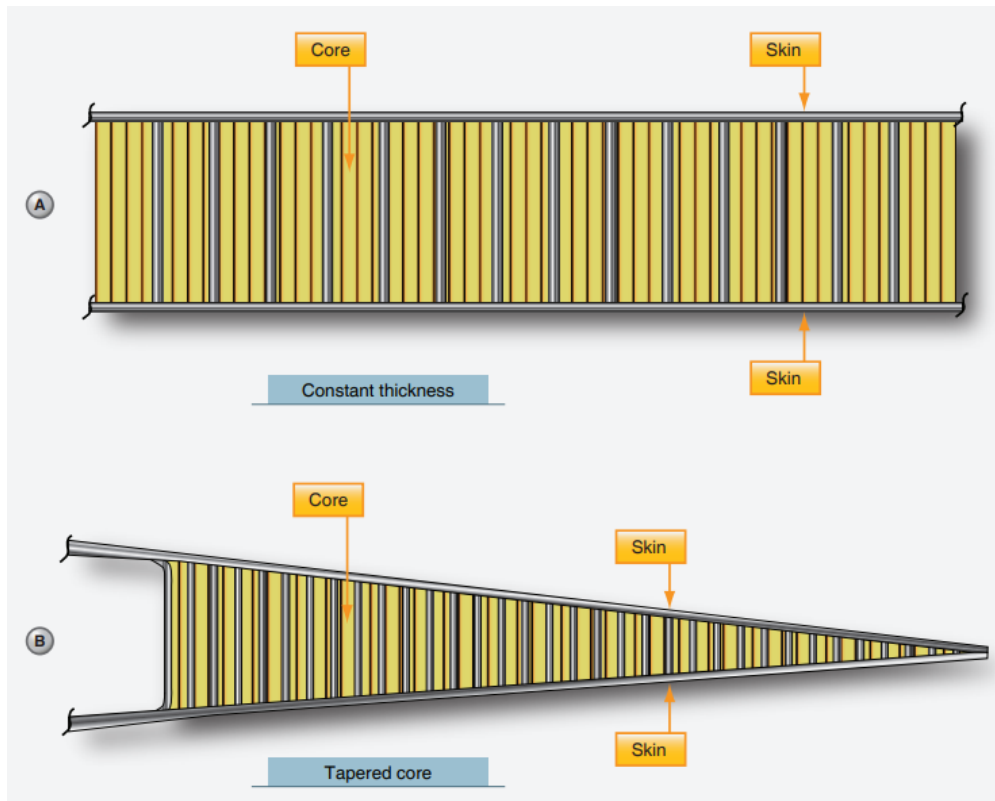


Рис. 1.6. Стільникова панель (а – з постійною товщиною, в – змінною товщиною).

[1]

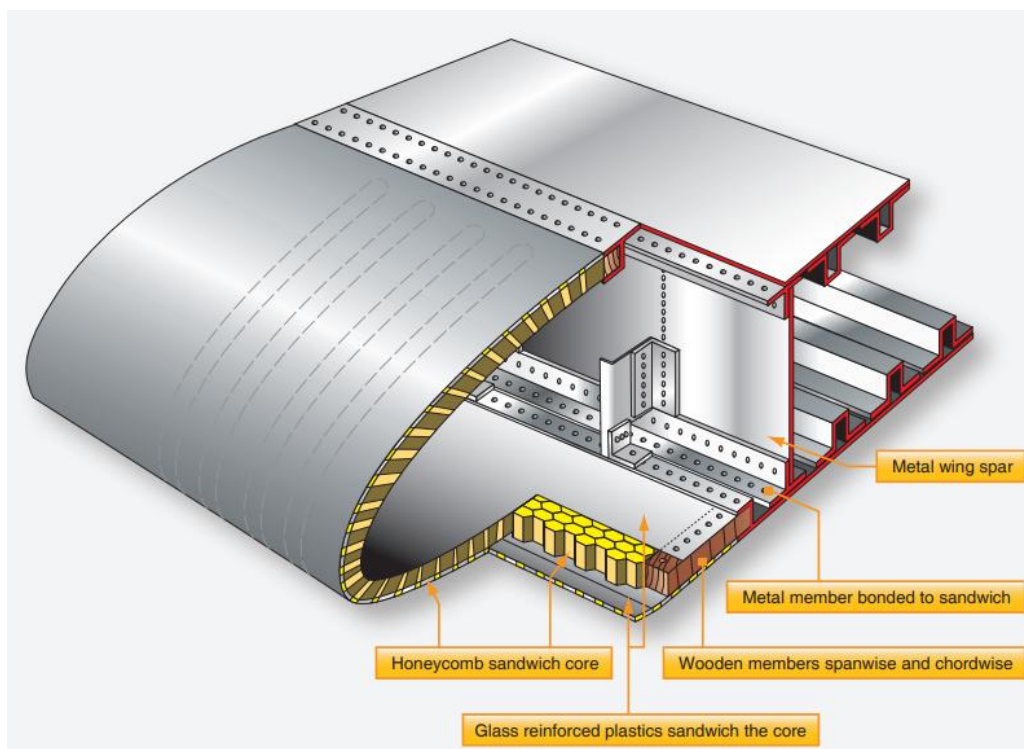


Рис. 1.7. Передня кромка крила, сформована з стільникового матеріалу, прикріпленого до алюмінієвої лонжеронної конструкції. [1]

#### 1.2.4. Нервюри крила.

Нервюри – це структурні поперечини, які в поєднанні з лонжеронами і стрингерами утворюють каркас крила. Зазвичай вони простягаються від передньої кромки крила до заднього лонжерона або до задньої кромки крила. Нервюри надають крилу вигнутої форми і передають навантаження від обшивки і стрингерів на лонжерони. Подібні нервюри також використовуються в елеронах, елеваторах, рулях і стабілізаторах.

Нервюри крила зазвичай виготовляються з дерева або металу. Літаки з дерев'яними лонжеронами крила можуть мати дерев'яні або металеві нервюри, тоді як більшість літаків з металевими лонжеронами мають металеві нервюри. Дерев'яні нервюри зазвичай виготовляються з ялини. Три найпоширеніші типи дерев'яних нервюр — це фанерні нервюри, полегшені фанерні нервюри та нервюри фермового типу. З цих трьох типів найефективнішими є нервюри фермового типу, оскільки вони міцні та легкі, але їх також найскладніше виготовляти.

На рис. 1.8. [1] показані дерев'яні нервюри, що мають фермову конструкцію та полегшена нервюра з фанери. Дерев'яні нервюри мають накладку або смугу, прикріплену по всьому периметру нервюри. Зазвичай вона виготовляється з того ж матеріалу, що й сама нервюра. Накладка нервюри жорстко фіксує та зміцнює нервюру, а також забезпечує поверхню для кріплення крила. На рис. 1.8. (А) [1] показано поперечний переріз нервюри крила з фермо-подібною стінкою. Темні прямокутні секції — це передній і задній лонжерони крила. Варто звернути увагу, що для зміцнення ферми використовуються косинки.

На рис. 1.8.(В) [1] показано фермо-подібну нервюру стінки з суцільною косинкою. Вона забезпечує більшу підтримку по всій довжині нервюри з мінімальною додатковою вагою.

На рис. 1.8. (С) [1] показано нервюру з полегшеною фанерною стінкою. Вона також містить косокутник для підтримки з'єднання перетинки/капсульної смуги. Капсульна смуга зазвичай ламінується до перетинки, особливо на передньому краї.

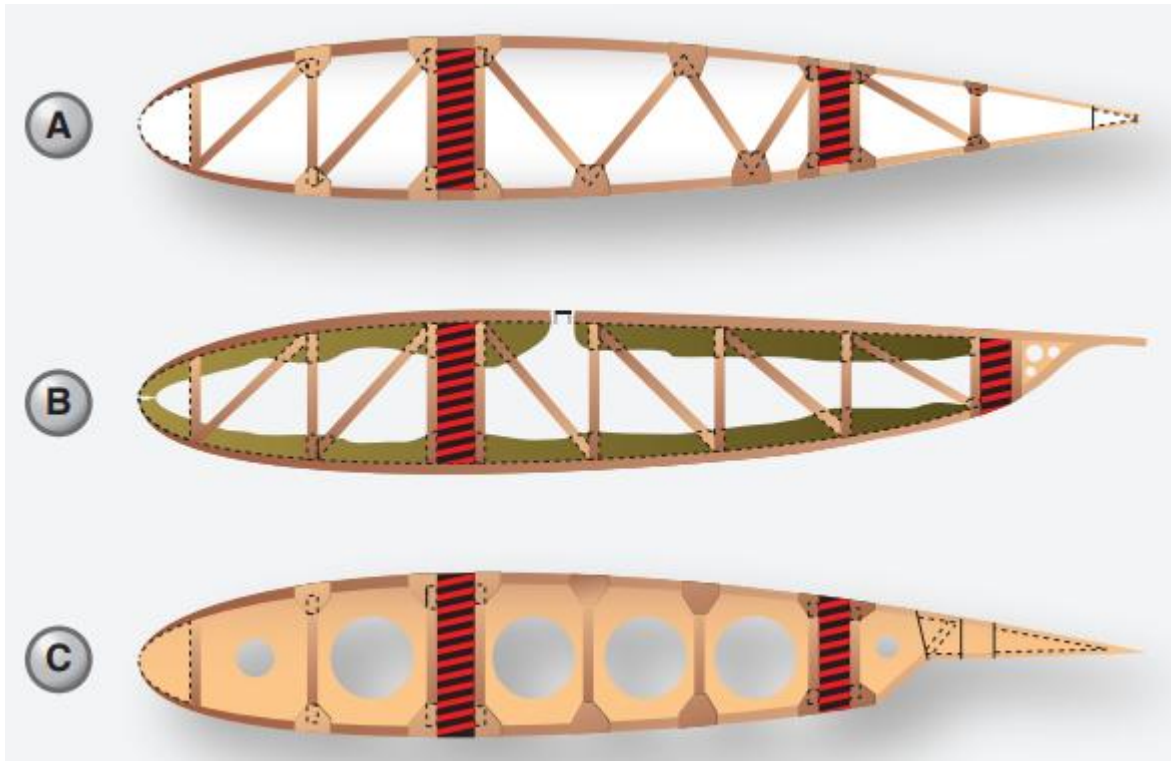


Рис. 1.8. Приклади дерев'яних нервюр. [1]

#### 1.2.4.1. Технології виготовлення нервюр з металів.

Основним металом з якого виготовляються нервюри крила літака є алюміній та його сплави. Це найбільш поширений і універсальний матеріал для виготовлення більшості елементів конструкції крила, включаючи нервюри, через його оптимальне співвідношення міцності до ваги.

Основними алюмінієвими сплавами з яких виготовляються нервюри крила є:

- **Сплави серії 2000 (2024, 2124)** Ці сплави містять мідь як основний легуючий елемент. Вони відомі своєю високою міцністю та хорошою втомною довговічністю, що критично важливо для силових конструкцій крила, які зазнають циклічних навантажень.
- **Сплави серії 6000 (6061)** Ці сплави містять магній та кремній. Мають гарну зварюваність і корозійну стійкість.
- **Сплави серії 7000 (7075, 7475)** Ці сплави містять цинк як основний легуючий елемент. Ці сплави мають найвищу міцність серед комерційно доступних алюмінієвих сплавів.

Також в якості металу для виготовлення нервюр використовується титан. Титан використовується у критично важливих зонах, де необхідна виняткова міцність, жорсткість та стійкість до високих температур. Основним титановим сплавом з якого виготовляють нервюри є сплав Ti-6Al-4V (титан з 6% алюмінію та 4% ванадію). Даний сплав має високу міцність, корозійну стійкість та жароміцність. Виготовлення нервюр з металів здійснюється за допомогою кількох основних технологій вибір яких залежить від необхідної міцності, складності форми та економічної доцільності.

Основними технологіями виготовлення нервюр є:

- Фрезерування. Це найточніший метод, який використовується для виготовлення високо навантажених і відповідальних нервюр. Заготовка з металу обробляється на верстатах з ЧПК. В результаті отримується цілісна, монолітна деталь зі складним контуром. На рис. 1.9. [8] показано креслення на нервюру, що виготовляється методом фрезерування.

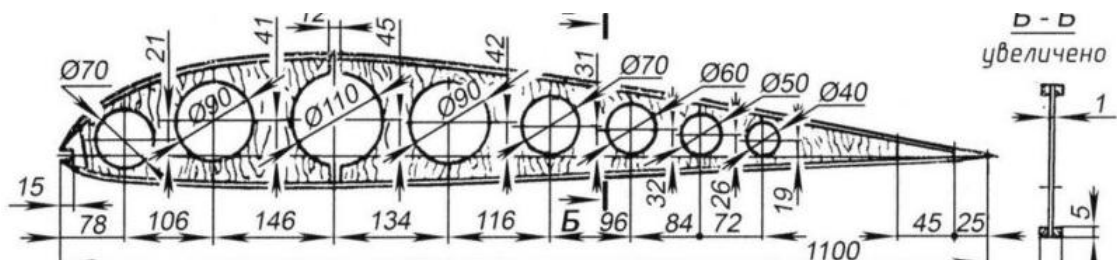


Рис. 1.9. Фрезерована нервюра крила. [8]

- Штампування. Цей метод застосовується для серійного (масового) виробництва. Листова заготовка швидко формується між пуансоном та матрицею під високим тиском. В результаті отримується легка, тонкостінна деталь з численними полегшувальними (конструкційними) отворами. На рис. 1. 10. [8] показано нервюру, що виготовляється методом штампування.

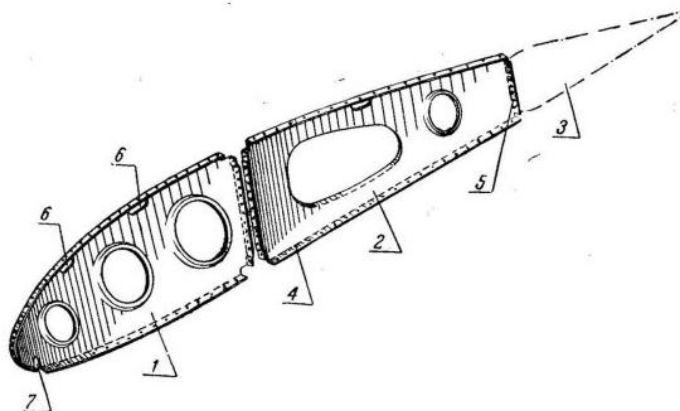


Рис. 1.10. Штампована нервюра крила. [8]

Технології фрезерування та штампування нервюр є життєво важливими для виготовлення крила сучасного літака, доповнюючи одна одну для досягнення оптимального балансу між міцністю, вагою та вартістю. В таблиці 1 представлено детальне порівняння двох методів отримання нервюр.

Таблиця 1.

<b>Параметр порівняння</b>	<b>Метод фрезерування</b>	<b>Метод штампування</b>
<b>Вихідний матеріал</b>	Велика, товста заготовка або плита з високоміцного алюмінієвого/титанового сплаву.	Тонкий листовий метал (алюмінієві сплави).
<b>Принцип</b>	Послідовне видалення матеріалу за допомогою ріжучих інструментів на верстаті з ЧПК.	Деформація (формування) матеріалу між двома матрицями (пуансоном і матрицею).
<b>Структура деталі</b>	Монолітна (цілісна), що забезпечує найвищу структурну цілісність та міцність.	Тонкостінна, зазвичай збірні елементи.
<b>Точність та складність</b>	Надзвичайно висока точність, можливість створювати дуже складні внутрішні форми та кишені.	Висока точність, але обмежена складність профілю (переважно плоскі чи злегка вигнуті).
<b>Відходи матеріалу</b>	Дуже високі (до 90% матеріалу може піти у стружку), але стружка може бути перероблена.	Низькі (зазвичай обмежені обрізками по контуру листа).
<b>Вартість</b>	Висока (через дорогі верстати та тривалий час обробки).	Низька (особливо при великій серії, оскільки швидкість виготовлення висока).
<b>Властивості матеріалу</b>	Зберігаються та покращуються висока втомна міцність.	Можуть змінюватися (через холодну деформацію), але матеріал, як правило, достатній для поставлених завдань.

#### 1.2.4.2. Технології виготовлення нервюр з дерева.

Дерев'яні нервюри крила літака, які раніше широко застосовувалися в авіабудуванні (особливо в конструкціях малої авіації та історичних літаках), виготовляються з певних порід деревини та склеювальних матеріалів, що забезпечують необхідну міцність і легкість.

Основні матеріали, що використовуються для дерев'яних нервюр:

Як основний конструкційний матеріал для виготовлення дерев'яних нервюр використовують легкі та міцні хвойні породи дерев:

- Ялина є найпоширенішим і класичним матеріалом для виготовлення дерев'яних нервюр. Вона має високе співвідношення міцності до ваги, гарну пружність, стійкість до розколювання та відносну однорідність волокон, що важливо для авіаційних конструкцій. Використовується для виготовлення стінок поперечних нервюр.
- Береза, особливо у вигляді авіаційної фанери, також широко використовується при виготовленні нервюр. Використовується для виготовлення фанерних стінок нервюр і для деталей, які потребують більшої міцності на стиск.
- Авіаційна фанера, виготовлена з тонких шарів березового або махагонієвого шпону, склеєних водостійким клеєм. Має високу міцність у всіх напрямках порівняно з масивною деревиною, а також має високу стійкість до розтріскування. Використовується як стінки поперечних нервюр (для формування цілісного профілю), а також для підсилювальних накладок у місцях з'єднань.

Оскільки нервюри є складними конструкціями, виготовленими з окремих елементів (пояси, стінки, підсилювачі), міцність з'єднань є критичною. Для виконання з'єднань дерев'яних елементів нервюр використовують наступні матеріали:

- Резорциновий клей Це двокомпонентний водостійкий клей, який забезпечує надзвичайно міцне та довговічне з'єднання, стійке до вологи та температури. Він є стандартом для авіаційних дерев'яних конструкцій, що експлуатуються на відкритому повітрі.

- Епоксидна смола Сучасні епоксидні смоли також використовуються для ремонту та виготовлення, оскільки вони мають високу міцність і добре заповнюють нерівності.

Деревина, що використовується в авіації, повинна бути захищена від вологи, комах та гниття. Для захисту використовують антисептичні та фунгіцидні просочення. Також елементи з дерева покривають лаками та фарбами, для захисту від атмосферного впливу. На рис. 1.11. [8] показано блок дерев'яних нервюр з лонжероном.

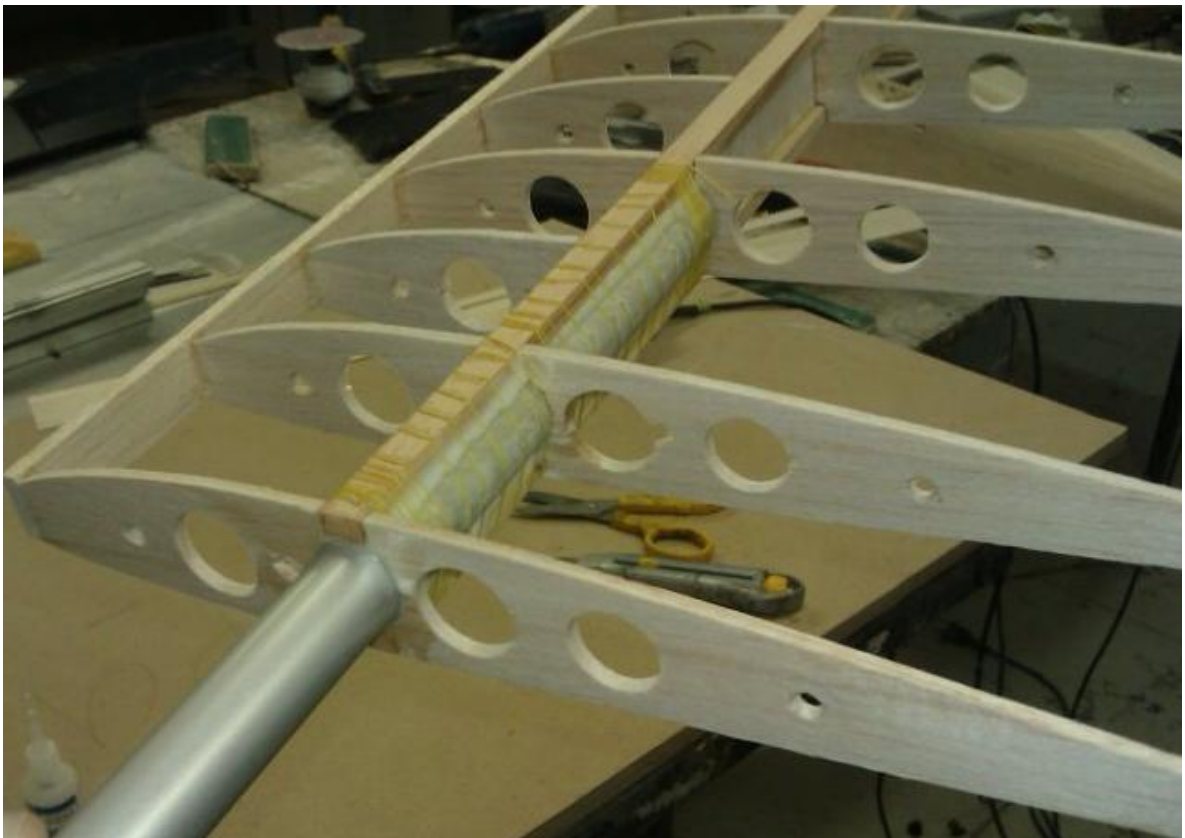


Рис. 1.11. Блок дерев'яних нервюр. [8]

Дерев'яні нервюри можуть виготовлятися двома основними способами:

- Шляхом фрезерування дерев'яної заготовки (листа) на портальному верстаті з ЧПК (рис. 1.12.) [9].
- Шляхом лазерної порізки дерев'яної заготовки (листа) на лазерному верстаті з ЧПК (рис. 1.13.) [10].

На рис. 1.12. [9] показано портальний верстат з ЧПК HAAS GM-2 з технічними характеристиками, що представлені в таблиці 2.

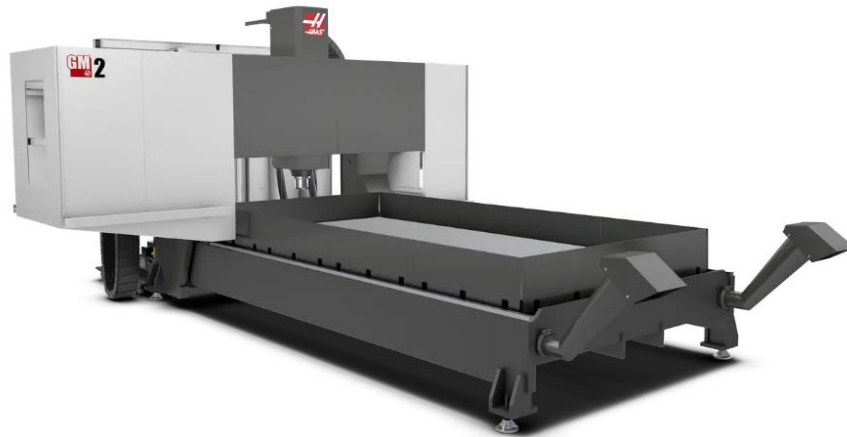


Рис. 1.12. Портальний верстат з ЧПК HAAS GM-2 [9].

Таблиця 2.

РОБОЧИ ПЕРЕМІЩЕННЯ	
Переміщення по осі X	3683 мм
Переміщення по осі Y	2223 мм
Переміщення по осі Z	559 мм
Відстань між поверхнею столу і торцем шпинделя	102-660 мм
РОБОЧИЙ СТИЛ:	
Поверхня столу X x Y	3658 x 1829 мм
Товщина	25 мм
Максимальна вага на столі (рівномірно розподілена)	2722 кг
Відстань між колонами	1905 мм
ШПИНДЕЛЬ:	
Конус шпинделя	ISO 40
Швидкість обертання шпинделя	8100 об/хв
Тип приводу	Вбудований прямий привід
Шпиндельний мотор	22,4 кВт (максимальна потужність)
Обертовий момент при 2000 об/хв	122 Нм
ШВИДКОСТІ ПОДАЧІ:	
Прискорені переміщення по осі X	20,3 м/хв
Прискорені переміщення по осі Y	53,3 м/хв
Прискорені переміщення по осі Z	27,9 м/хв
Різання на максимальну глибину	20,3 м/хв
СИСТЕМА ПАЛЕТ	
Кількість палет	2
Час зміни палет	11,4
МАГАЗИН ІНСТРУМЕНТУ:	
Кількість інструменту	30+1
Метод підбору інструменту	Довільний
Конус шпинделя	СТ або BT 40
Максимальний діаметр інструмента	64 мм
Максимальний діаметр інструмента при порожніх сусідніх кишнях	89 мм
Максимальна довжина інструменту	279 мм
Максимальна вага інструменту	5,4 кг

На рис. 1.13. [10] показано лазерний верстат з ЧПК MAST ML-3015eco з технічними характеристиками, що представлені в таблиці 3.

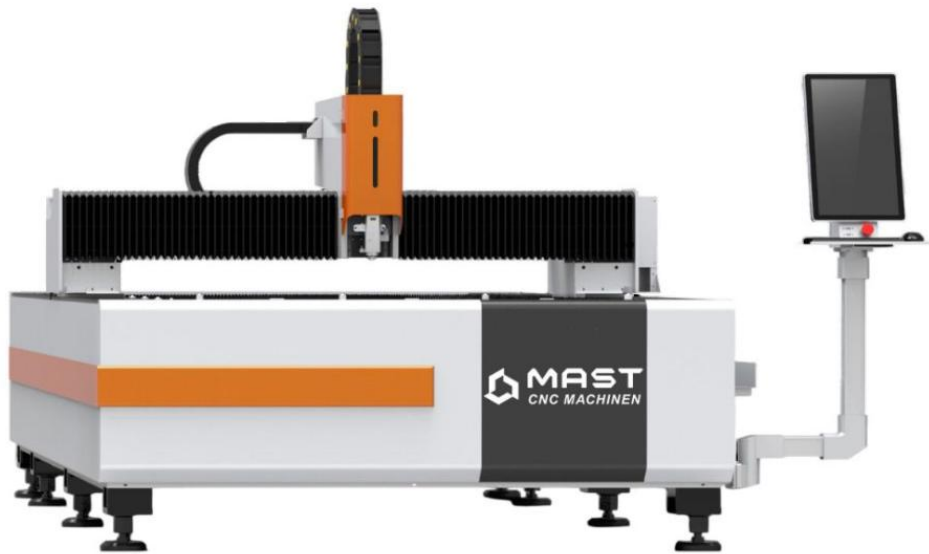


Рис. 1.13. Лазерний верстат з ЧПК MAST ML-3015eco [10].

Таблиця 3.

Робоча зона	3000x1500мм
Лазерна головка	BOCI BLT310
Лазерне джерело	3000 Вт MAX
Напрямна рейка	HIWIN (Тайвань)
Косозуба рейка	YYS (Тайвань)
Серводвигун	Японський двигун і драйвер Fuji 850 Вт для осі Y, 850 Вт X Вісь, вісь Z 400 Вт
Редуктор	Моторредуктор (Франція)
Охолоджувач води	Hanli-3000
Система контролю	Сурcut2000E
Пристрій регулювання висоти	Сурcut BS100.V.30
Пропорційний клапан	SMC (Японія)
Допоміжні частини	Витяжний вентилятор
Електричні компоненти	Schneider Electrical (Франція)
Комп'ютер	Advantech 610L
Максимальна швидкість холостого руху	80 м/хв
Максимальна швидкість різання	50-60 м/хв
Прискорення	0,8 g
Вихідна потужність	1000-3000 Вт
Вхідна потужність	220В/380В/50Гц/60А
Точність позиціонування	±0,03 мм
Точність повторного позиціонування	±0,02 мм

В таблиці 4 представлено детальне порівняння двох методів (фрезерування та лазерна різка) отримання нервюр крила літака з дерева.

<b>Параметр порівняння</b>	<b>Метод фрезерування</b>	<b>Метод лазерної різки</b>
<b>Оброблюваний матеріал</b>	Масивна деревина та товста фанера.	Тонка фанера тонкі дерев'яні пластини.
<b>Принцип</b>	Механічне видалення матеріалу ріжучим інструментом.	Термічне випаровування матеріалу сфокусованим лазерним променем.
<b>Точність</b>	Дуже висока, особливо для криволінійних профілів і об'ємних форм.	Надзвичайно висока, найкраща для контурного розкрою та ідеального прилягання.
<b>Швидкість</b>	Помірна; залежить від складності 3D-форми.	Висока; особливо ефективна для серійного розкрою.
<b>Переваги</b>	Можливість створення об'ємних елементів зі змінним перерізом. Зберігає структурну цілісність масиву.	Мінімальні відходи завдяки ефективному нестингу (розміщенню деталей). Чистий, гладкий зріз.
<b>Недоліки</b>	Дорожче обладнання; вимагає фіксації заготовки. Можливість "підпалу" країв при високій швидкості.	Не підходить для товстої масивної деревини та об'ємного 3D-профілювання.

#### 1.2.4.3. Технології виготовлення композитних нервюр.

Композитний матеріал – це матеріал, що складається з двох або більше компонентів, які поєднуються для створення нового матеріалу з властивостями, яких немає у його складових частин окремо. Він складається з матриці та армуючих елементів.

Матриця – складова частина композиту, що забезпечує його монолітність і спільну роботу з армуючим елементом.

Армуючий елемент (наповнювач) – складова частина композитної, джгутової, дротяної, стрічкової або тканинної структури з відомими фізико-механічними характеристиками матеріалів.

Основні ознаки композитного матеріалу:

- Створений людиною.
- Складається мінімум із 2-х складових.
- Складові розподілені за обсягом один в одному.
- Характеризується властивостями, якими не володіє жоден із компонентів матеріалу, взятий окремо.

### **Загальна класифікація композитних матеріалів**

**За матеріальним аспектом:**

за матеріалом зв'язуючого:

- полімерні;
- металеві;
- керамічні;
- вуглець-вуглецеві;

за матеріалом наповнювача:

- скло-композити;
- боро-композити;
- органо-композити;
- метало-композити;
- кераміка-композити.

**За конструкційною ознакою або за укладанням:**

- хаотичні армовані композити; - упорядковано армовані;
- волокнисті односпрямовані;
- шарові або двомірноюармовані (нитка, джгут, тканина, плівка);
- просторові багатовимірноюармовані (Система ниток або джгутів та система стрижнів).

**За технологічною ознакою:**

за типом армування:

- армовані короткими волокнами;
- армовані безперервними волокнами;
- армовані тканинами;
- армовані стрічками;

за способом переробки:

- Виготовлені пресуванням;
- Виготовлені намотуванням;
- Виготовлені литтям;
- Виготовлені контактним формуванням.

Для виготовлення нервюр літака, особливо в сучасній авіації, широко використовуються композитні матеріали завдяки їхньому чудовому співвідношенню міцності до ваги, високій жорсткості та стійкості до втоми та корозії.

Найбільш поширеними типами композитів є:

- **Вуглепластики.** Вони є основним матеріалом для багатьох сучасних конструкцій літаків, включаючи нервюри крила, наприклад, на літаках Airbus A380 та A350 XWB. Вуглепластики можуть бути у вигляді монолітних ламінатів (для сильно навантажених елементів) або сендвіч-конструкцій з наповнювачем (наприклад, стільниковим або пінопластовим) для менш навантажених частин. На рис. 1.14. [11] показано нервюру крила БПЛА, що виготовлена з вуглепластику та стільникового наповнювача.

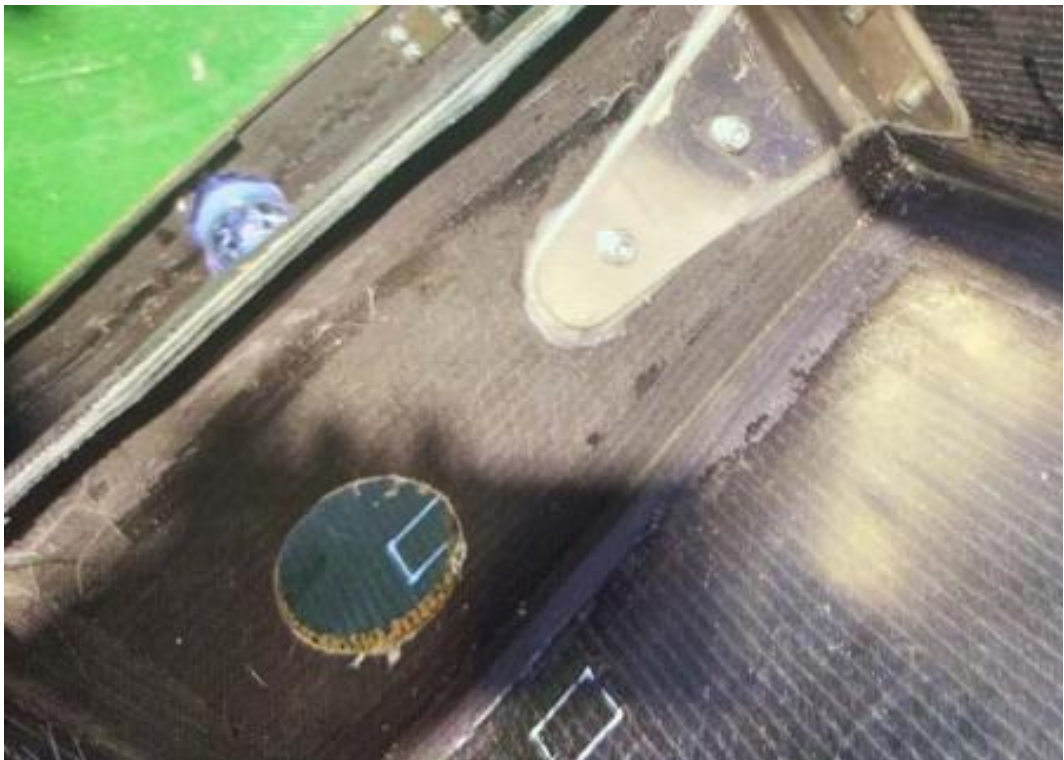


Рис. 1.14. Композитна нервюра крила БПЛА. [11]

- **Склопластики.** Це композити на основі скловолокна. Вони історично використовувалися раніше (з 1960-х років) для таких частин, як обтічники та флаперони, але також можуть застосовуватися для деяких нервюр, особливо в менш навантажених або менших конструкціях. На рис. 1.15. показано склопластик з наповнювачем.



Рис. 1.15. Склопластик з наповнювачем.

- **Боропластики.** Композити, армовані борним волокном (наприклад, борне волокно + епоксидна смола). Вони використовувалися в конструкціях літаків (наприклад, F-14) наприкінці 1960-х - на початку 1970-х років. На рис. 1.16. показано боропластик з пінопластовим наповнювачем.

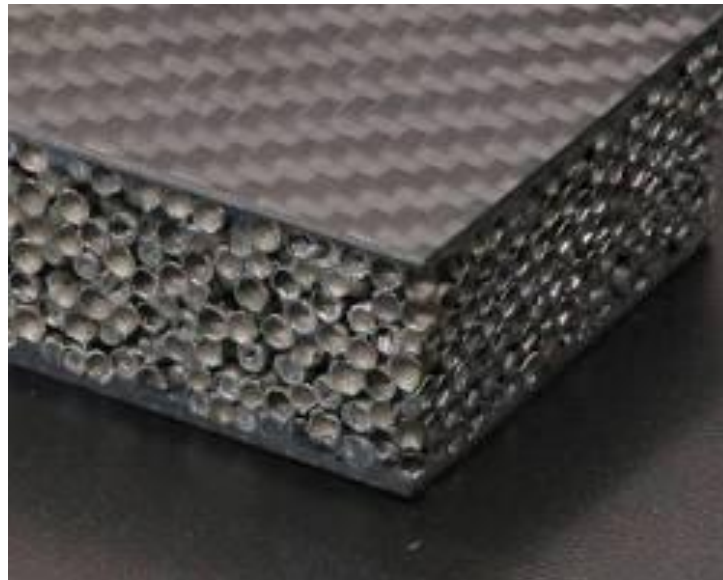


Рис. 1.16. Боропластик з пінопластовим наповнювачем.

- **Термопластичні композити.** Дані композити армують вуглецевим волокном і використовують при виготовленні нервюр ЛА. Їхнє застосування зростає завдяки їхнім перевагам у виробництві. Вони можуть повторно перероблюватися та мають швидкі цикли формування. На рис. 1.17. показано нервюру крила літака, що виготовлена з термопластичного композиту.



Рис. 1.17. Нервюра крила літака, що виготовлена з термопластичного композиту.

У сучасному авіабудуванні для нервюр переважно використовуються вуглепластики на основі вуглецевих волокон та епоксидної смоли.

Виготовлення композитних нервюр для літальних апаратів може здійснюватися кількома основними методами.

#### **Метод формування в матриці**

Цей метод є класичним і забезпечує найвищу якість, точність та механічні характеристики готового виробу, особливо для високо навантажених конструкцій. Цей метод складається з трьох етапів: підготовчий, викладання і полімеризації.

#### **Підготовчий етап**

На даному етапі виготовляється високоточна прес-форма (матриця) зі сталі, алюмінію або спеціальних композитних матеріалів. Матриця проектується виходячи з геометрії деталі, яку потрібно виготовити. На рис. 1.18. [11] показано приклад композитної матриці для виготовлення обшивки БПЛА.



Рис. 1.18. Композитна матриця для виготовлення обшивки БПЛА. [11]

Також на підготовчому етапі роблять розкрій композитного матеріалу (препрег, сухі тканини, наповнювачі і тд.). На рис. 1.19. показано машину, яка автоматизовано кроїть тканини, препрег, наповнювачі, мінімізуючи вплив людини на точність розкрою.



Рис. 1.19. Автоматизована машина для розкroю.

### **Етап ручного або автоматизованого викладання композиту в матрицю**

На даному етапі формоутворююча поверхня матриці покривається розділювачем для запобігання прилипання. Після чого робітник або автоматизований пристрій (рис. 1.20.) пошарово викладає матеріал (тканини/препрег/наповнювач) в матрицю, враховуючи орієнтацію шарів. В разі якщо нервюра має складну геометрію (отвори/ребра жорсткості), можуть використовуватися додаткові спеціальні форми, які будуть видалятися після полімеризації виробу.



Рис. 1.20. Автоматизований пристрій для викладки композиту.

### **Етап полімеризації**

На даному етапі викладена в матриці нервюра накривається спеціальними шарами (розділяюча плівка, дренажний матеріал) і поміщається у вакуумний мішок. З мішка відкачується повітря для вилучення надлишкової смоли та забезпечення гарної адгезії шарів між собою. Після цього пакет поміщається в автоклав (рис.1.21.) – велику піч, де він піддається впливу високого тиску та температури протягом кількох годин. Тиск забезпечує мінімальну пористість та максимальне ущільнення матеріалу, а температура активує процес полімеризації. Після процесу полімеризації нервюри дістають з матриці та за необхідності механічно обробляється.



Рис. 1.21. Автоклав.

### **Метод фрезерування композитного листа**

Цей метод схожий на обробку металу і використовується для виготовлення плоских або малопрофільних нервюр, коли необхідна швидкість виготовлення та менша вартість оснащення, або для створення прототипів.

Спочатку виготовляється плоский композитний лист-заготовка, за допомогою автоклавного або вакуумного формування з необхідними шарами та наповнювачем. Товщина листа обирається відповідно до товщини нервюри. На рис. 1.22. [11] показано формування композитного листа.



Рис. 1.22. Формування композитного листа. [11]

Після вилучення листа з вакуумного пакета його передають на фрезерування. Композитний лист надійно закріплюють на робочому столі портального верстата з ЧПК (рис. 1.12). Використовуючи високошвидкісні шпинделі та спеціальні інструменти з алмазним або твердосплавним покриттям верстат спочатку обробляє внутрішні контури нервюри, а потім обробляє і зовнішній її контур. На рис. 1.23. [11] показані деталі, що виготовлені методом фрезерування з композитного листа.



Рис. 1.23. Деталі, що виготовлені методом фрезерування з композитного листа.

[11]

В таблиці 5 представлено детальне порівняння двох методів (формування в матриці та фрезерування композитного листа) отримання нервюр крила літака з композитів.

Таблиця 5.

Параметр порівняння	Метод формування в матриці	Метод фрезерування композитного листа
<b>Використання Матеріалу</b>	Низькі відходи (залишки препрегу)	Високі відходи (до 50-70% матеріалу видаляється)
<b>Вартість Оснащення</b>	Висока (дорога високоточна матриця та автоклав)	Низька (потрібен лише різучий інструмент та верстат)
<b>Час Виробництва</b>	Довгий цикл (час полімеризації)	Швидкий (час роботи ЧПК)

## 2. Конструкторський розділ

### 2.1. Деталь «Нервюра».

Деталь «Нервюра» повинна бути виготовлена з композитного матеріалу (склотканина + вуглецева тканина + пінопластовий наповнювач). На рис. 2.1. показано креслення деталі «Нервюра».

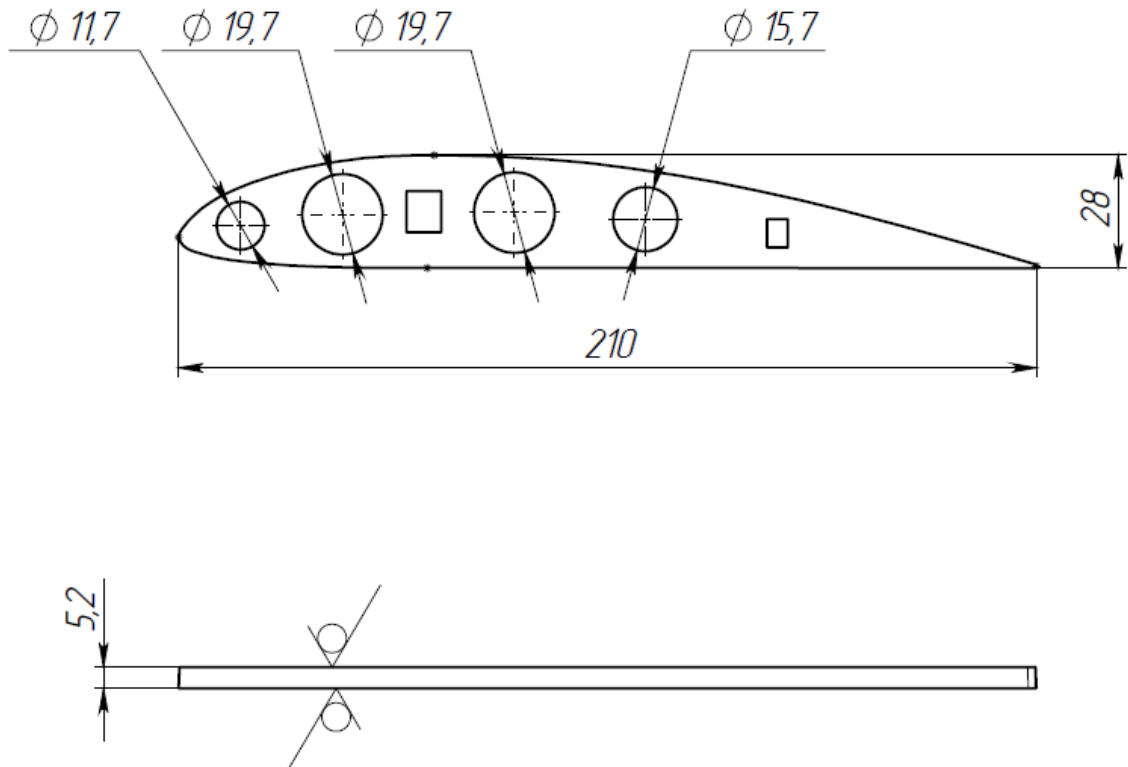


Рис. 2.1. Креслення деталі «Нервюра».

На рис. 2.2. показано 3Д модель деталі «Нервюра».

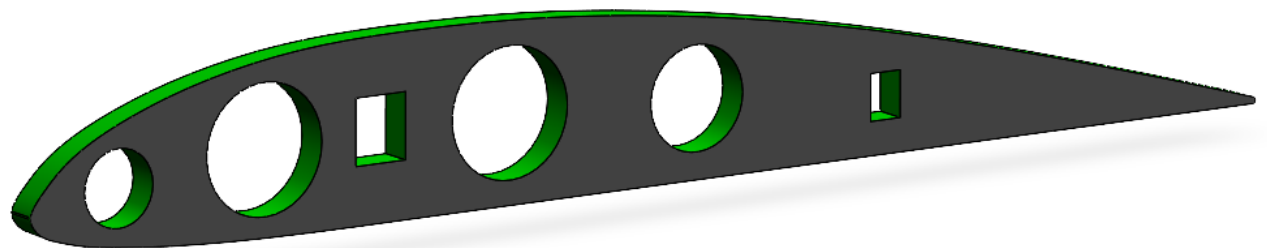


Рис. 2.2. 3Д модель деталі «Нервюра».

## 2.2. Аналіз технологічності деталі «Нервюра».

Деталь «Нервюра» (рис.2.1. та 2.2.) виготовляється методом композитного формування в прес-формі. Для перевірки можливості виготовлення деталі «Нервюра» методом композитного формування потрібно переконатися, що деталь немає від'ємних кутів, які унеможливають вилучення деталі з матриці без пошкодження деталі.

За допомогою CAD програми перевіряю чи немає деталь від'ємних кутів відносно площини роз'єму. На рис. 2.3. показано, що деталь немає від'ємних кутів (все показано зеленим, якби були від'ємні кути, було б показано червоним).

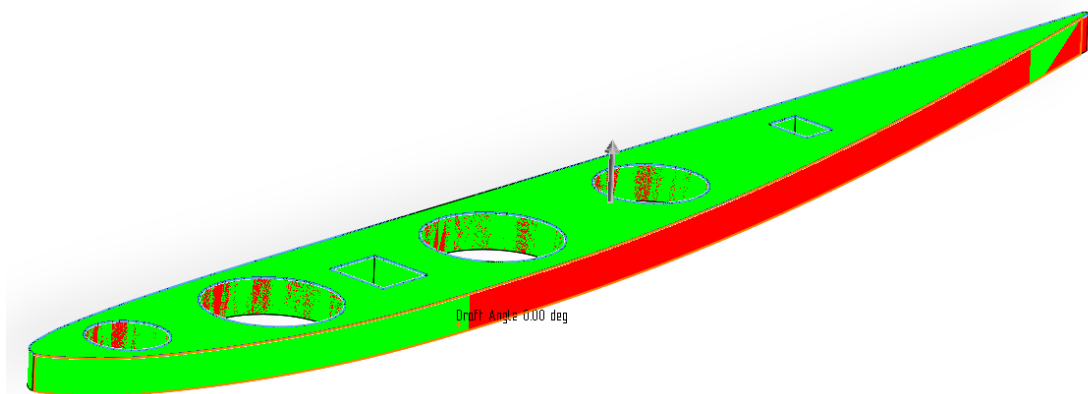


Рис. 2.3. Перевірка на наявність від'ємних кутів.

З рисунка 2.3. видно, що по товщині деталі кут роз'єму складає 0 градусів. Для забезпечення оптимальної роботи матриці, даний кут необхідно змінити до 2 градусів таким чином, щоб не змінився габарит деталі. На рис. 2.4. показано змінений кут роз'єму.

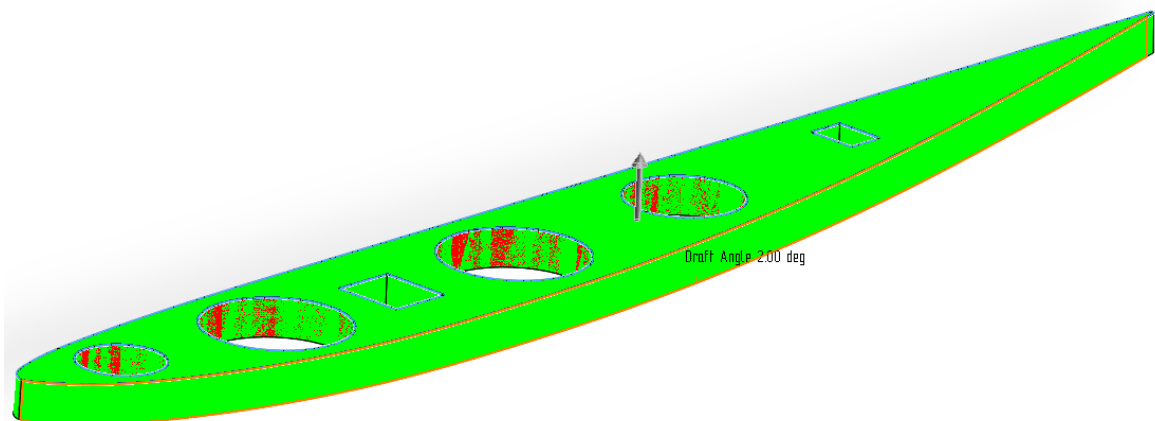


Рис. 2.4. Змінений кут роз'єму.

Отже тепер деталь є технологічно-оптимізованою!

### 2.3. Проектування матриці в CAD програмі SolidWorks.

В якості майстер-геометрії я використовую технологічно-оптимізовану 3Д модель, що показано на рис. 2.4. За допомогою модуля «Mold Tools» та команди «Parting Lines» створюю лінію роз'єму. На рис. 2.5. показано лінію роз'єму матриці.

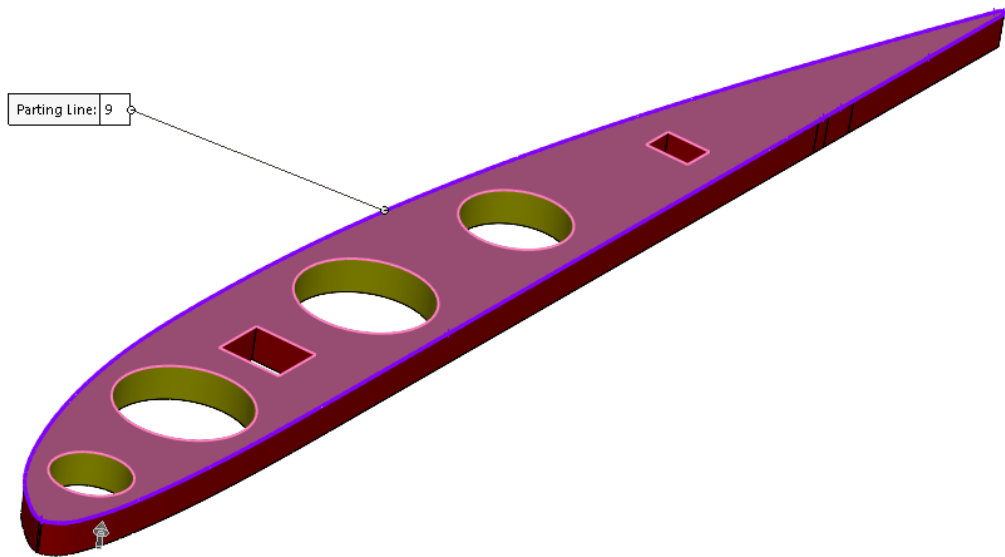


Рис. 2.5. Лінія роз'єму.

За допомогою модуля «Mold Tools» та команди «Parting Surfaces» створюю площину роз'єму при цьому використавши лінію роз'єму, що показано на рис. 2.5. На рис. 2.6. показано побудовану площину роз'єму.

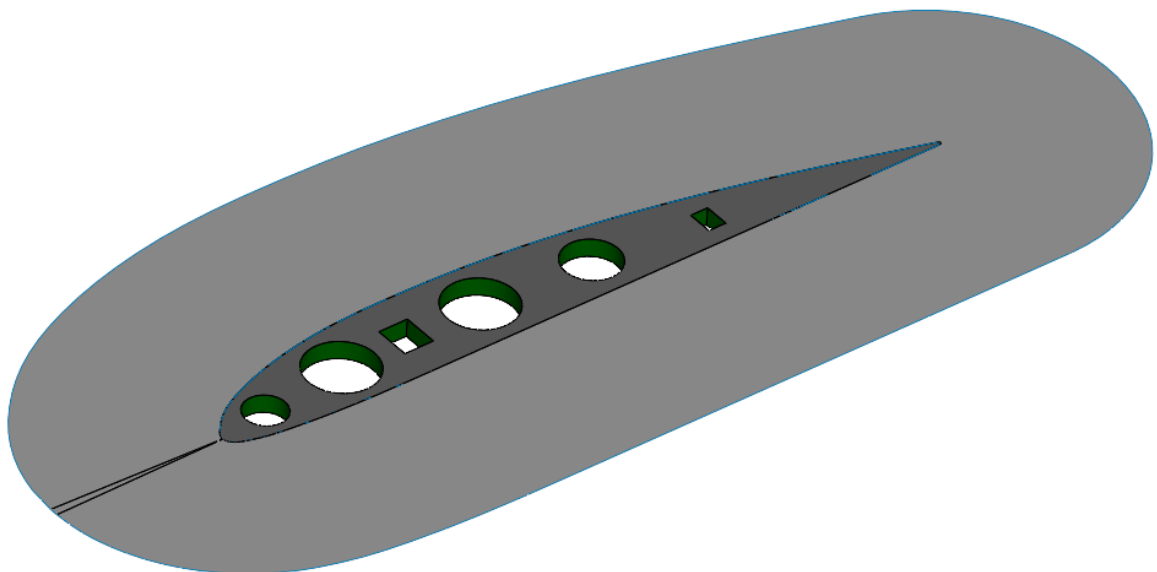


Рис. 2.6. Площина роз'єму.

За допомогою модуля «Mold Tools» та команди «Tooling Split» роблю нижню та верхню половинки прес-форм при цьому використавши площину роз'єму, що показано на рис. 2.6. На рис. 2.7. показано нижню та верхню половинки та майстер-модель нервюри.

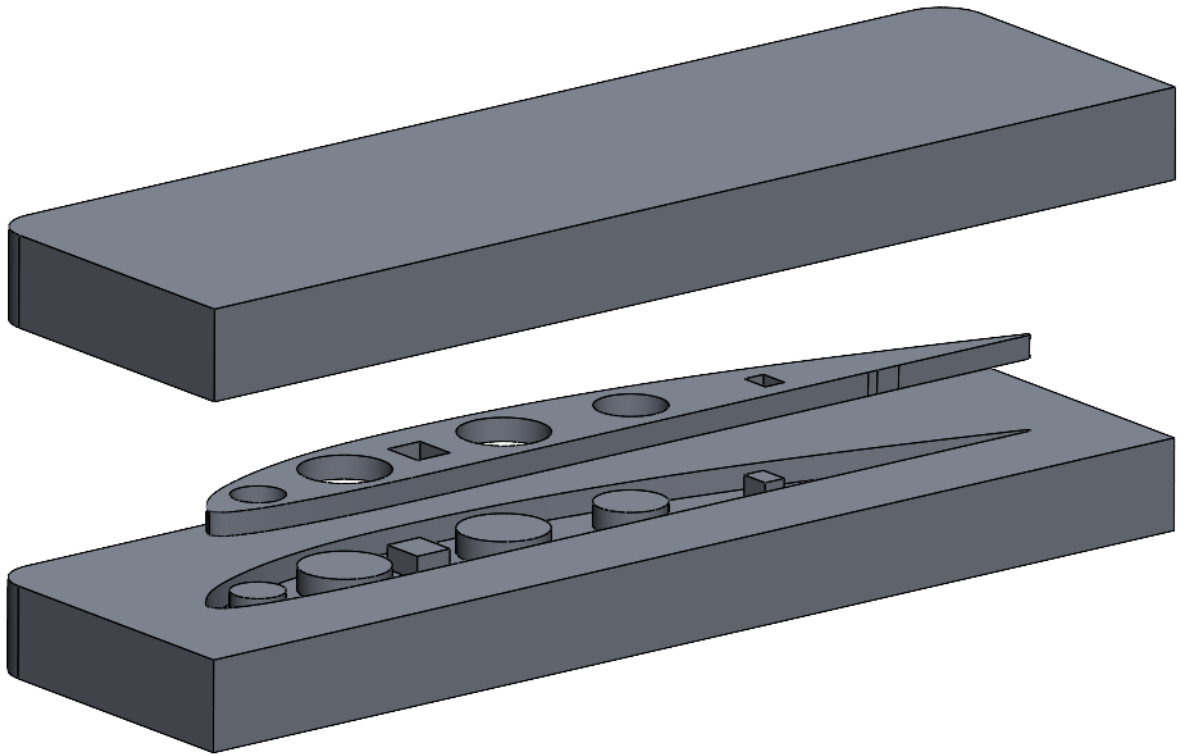


Рис. 2.7. Нижня та верхня половинки прес-форми та майстер-модель нервюри.

Оскільки дана нервюра використовується при виготовленні і лівої і правої консолі, то потрібно зробити матрицю, щоб за одну викладку отримувати дві деталі з метою оптимізації виробництва. Для цього за допомогою команди «Mirror» було віддзеркалено нижню та верхні половинки матриць. На рис. 2.8. показано матрицю в якій одразу можна виготовляти дві нервюри.

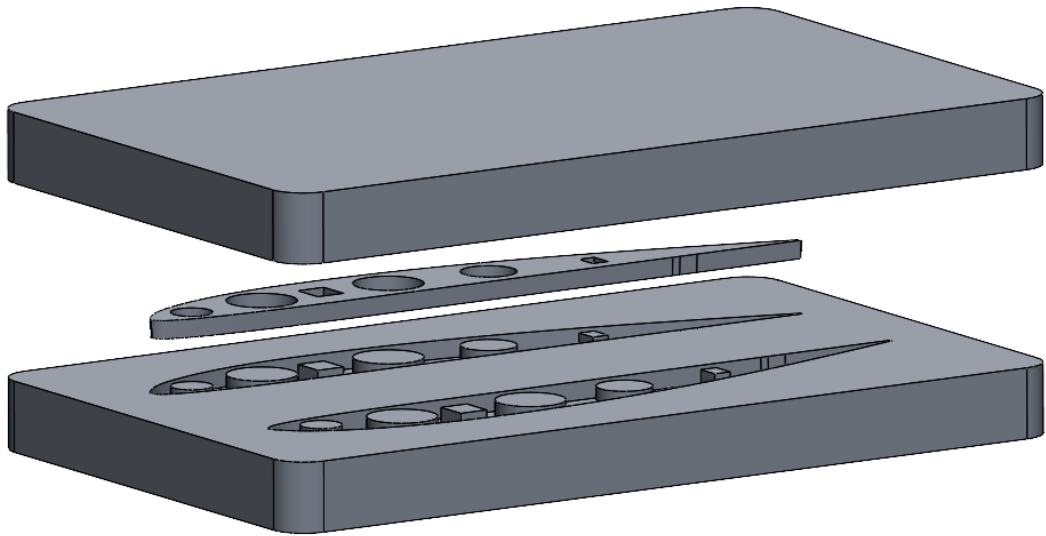


Рис. 2.8. Прес-форма на дві деталі.

Тепер необхідно перевірити нижню половинку прес-форми на наявність від'ємних кутів, які не зможе виконати фрезерний станок. На рис. 2.9. показано перевірку на наявність від'ємних кутів на нижній половині матриці відносно площини роз'єму.

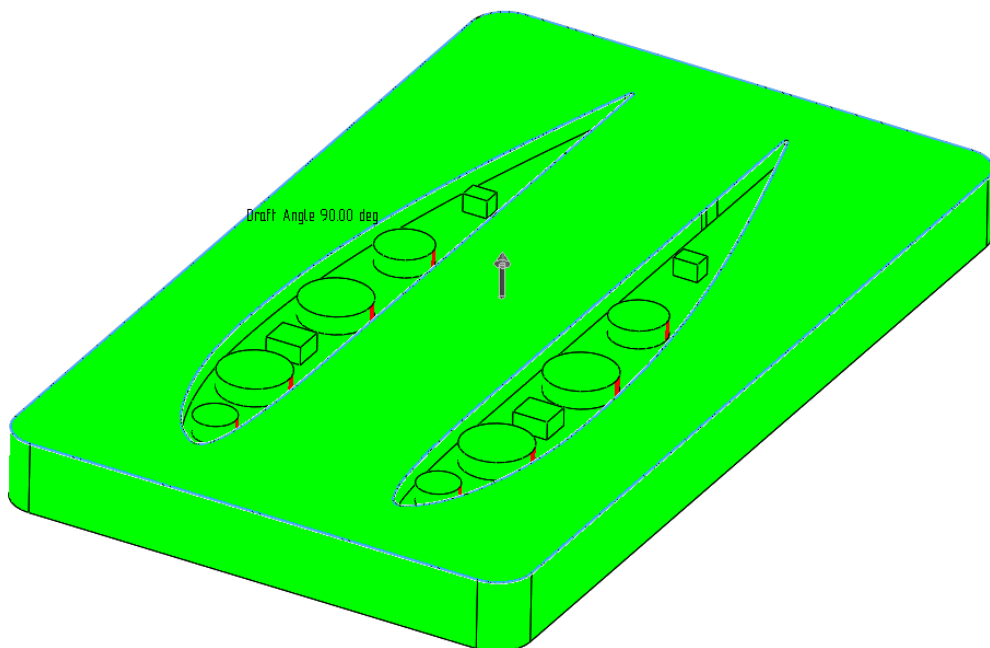


Рис. 2.9. Перевірка на наявність від'ємних кутів.

Від'ємних кутів не виявлено, отже прес-форма розімкнута правильно. Після цього зберігаю окремо кожну половинку і додаю: отвори під гвинти, отвори під втулки та інші деталі, що необхідні для оптимальної роботи матриці.

### 2.3.1. Нижня плита прес-форми.

Матеріалом нижньої плити був обраний алюміній Д16Т, оскільки він має нижчий КТР за модель пластики. На нижній плиті прес-форми було додано 5 отворів під втулки М8, 4 отвори під штифтові втулки D8 та 6 отворів під виштовхувачі, що допомагатимуть вилучати готові деталі з матриці. Також було додано пониження облойну канавку для надлишкової смоли. На рис. 2.10. показано креслення нижньої плити прес-форми.

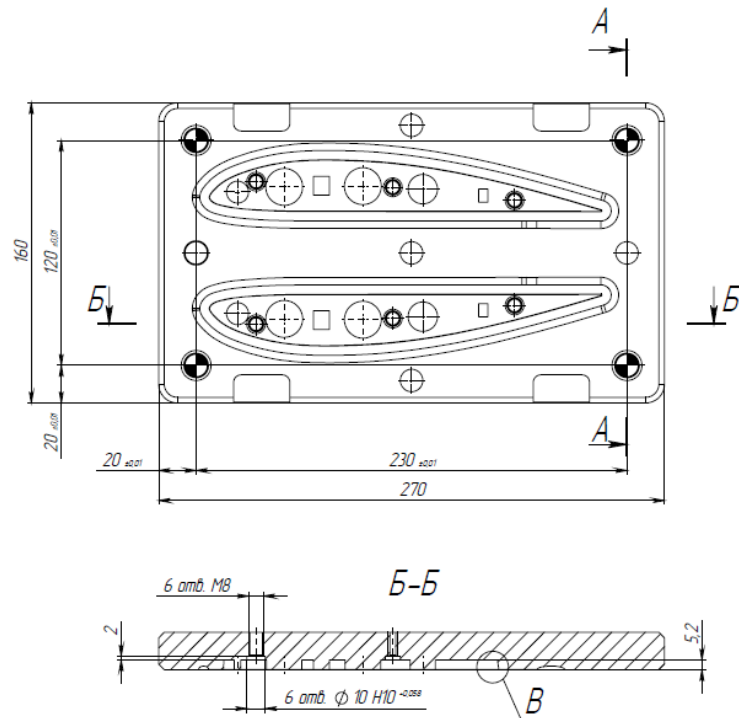


Рис. 2.10. Креслення нижньої плити прес-форми.

На рис. 2.11. показано 3Д модель нижньої плити прес-форми.

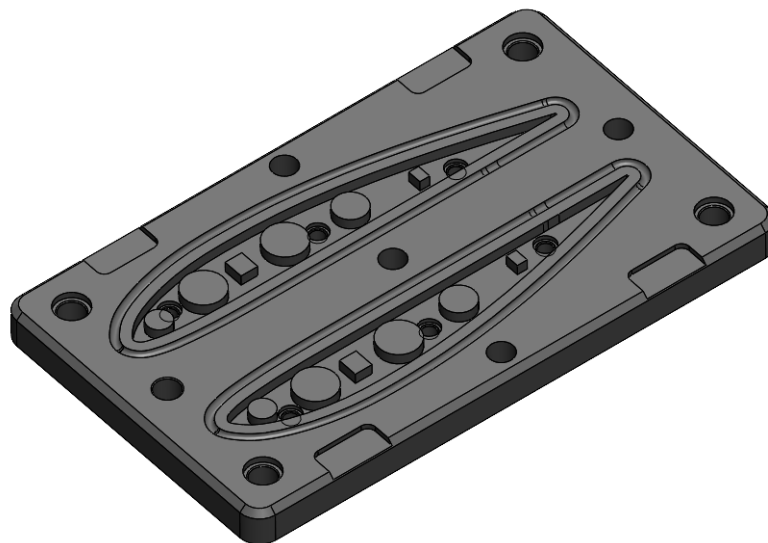


Рис. 2.11. 3Д модель нижньої плити прес-форми.

### 2.3.2. Верхня плита прес-форми.

Матеріалом верхньої плити був обраний алюміній Д16Т, оскільки він має нижчий КТР за модель пластики. На нижній плиті прес-форми було додано 5 отворів під гвинти М8 та 4 отвори під штифтові втулки D8. На рис. 2.12. показано креслення верхньої плити прес-форми.

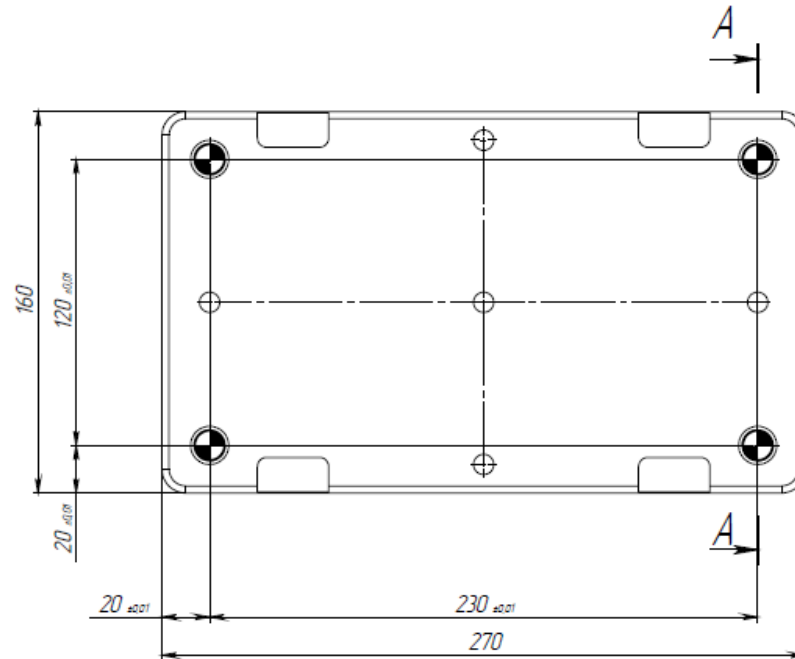


Рис. 2.12. Креслення верхньої плити прес-форми.

На рис. 2.13. показано 3Д модель верхньої плити прес-форми.

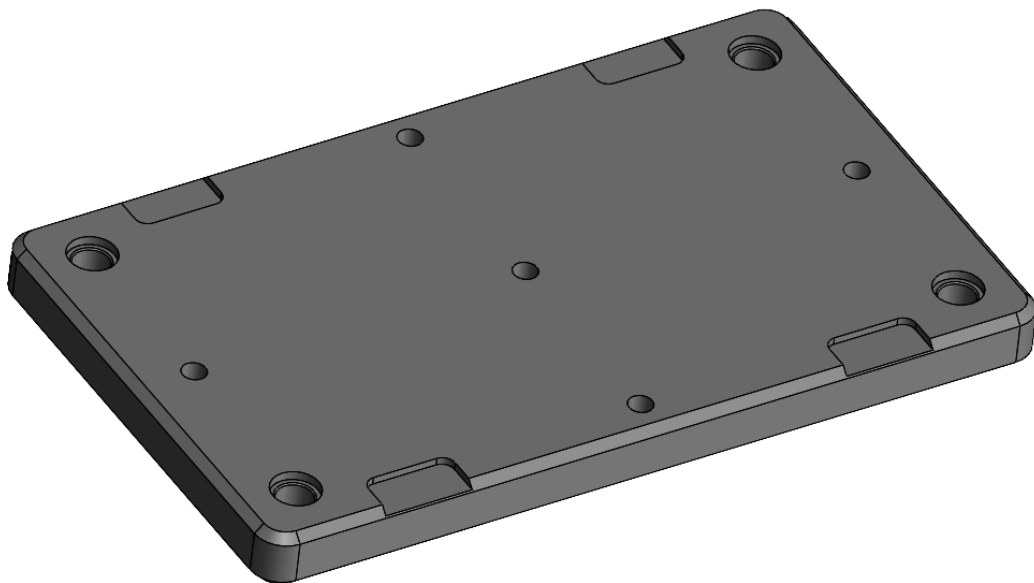


Рис. 2.13. 3Д модель верхньої плити прес-форми.

### 2.3.3. Виштовхувачі.

Для безпечного вилучення готових виробів з прес-форми після формування, було додано 6 виштовхувачів, що встановлюються в нижню плиту прес-форми. Під час формування вони «втоплені» в нижню плиту, а після полімеризації за допомогою викрутки підіймаються, тим самим виштовхуючи деталь. На рис. 2.14. показано креслення виштовхувача.

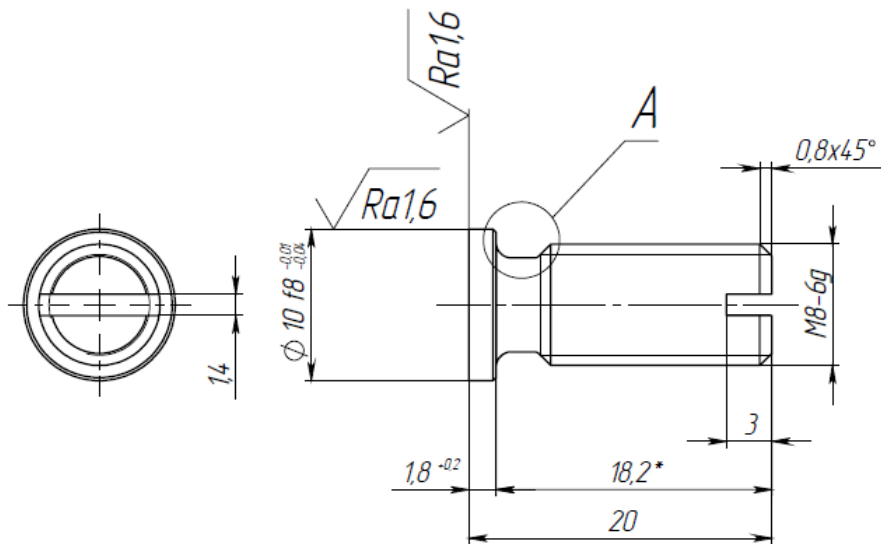


Рис. 2.14. Креслення виштовхувача.

На рис. 2.15. показано 3Д модель виштовхувача.

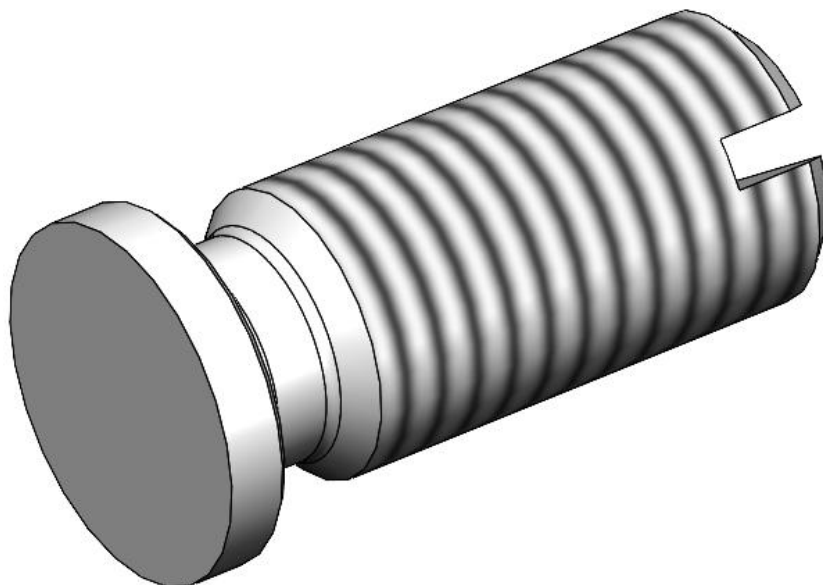


Рис. 2.15. 3Д модель виштовхувача.

### 2.3.4. Направляюча втулка D8.

Для забезпечення довговічності роботи матриці в верхню плиту прес-форми необхідно запресувати 4 направляючі втулки D8 у відповідні місця, що виготовлені зі сталі 08X18H10T. На рис. 2.16. показано креслення направляючої втулки D8.

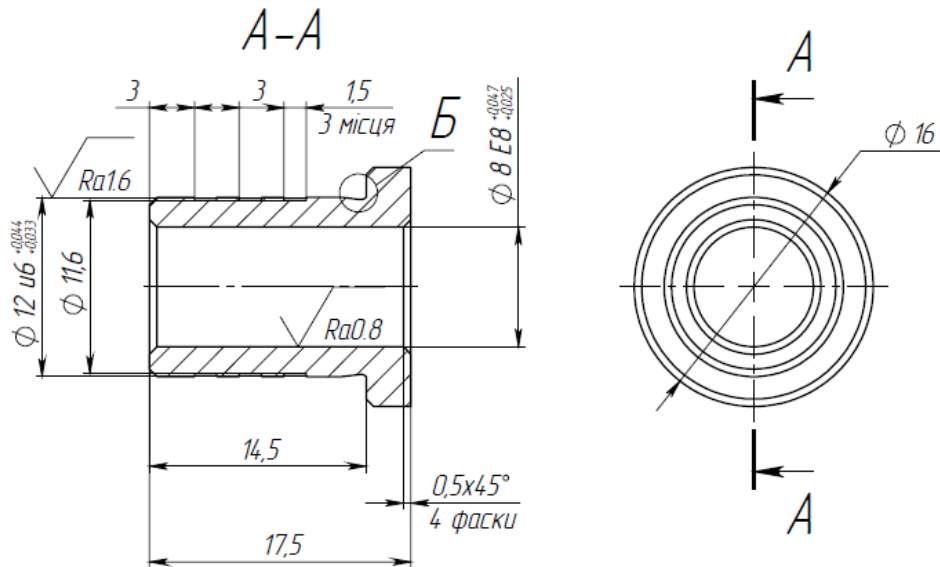


Рис. 2.16. Креслення направляючої втулки D8.

На рис. 2.17. показано 3Д модель направляючої втулки D8.

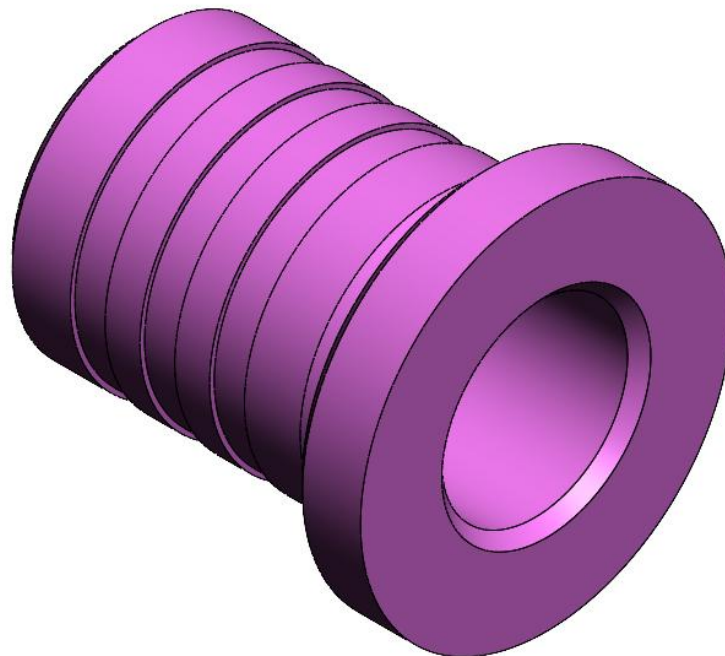


Рис. 2.17. 3Д модель направляючої втулки D8.

### 2.3.5. Направляющий штифт D8.

Для обеспечения долговечности работы матрицы в нижнюю плиту прес-формы необходимо запресовать 4 направляющих штифта D8 в соответствующие места, которые изготовлены из стали 08X18H10T. На рис. 2.18. показано черчение направляющего штифта D8.

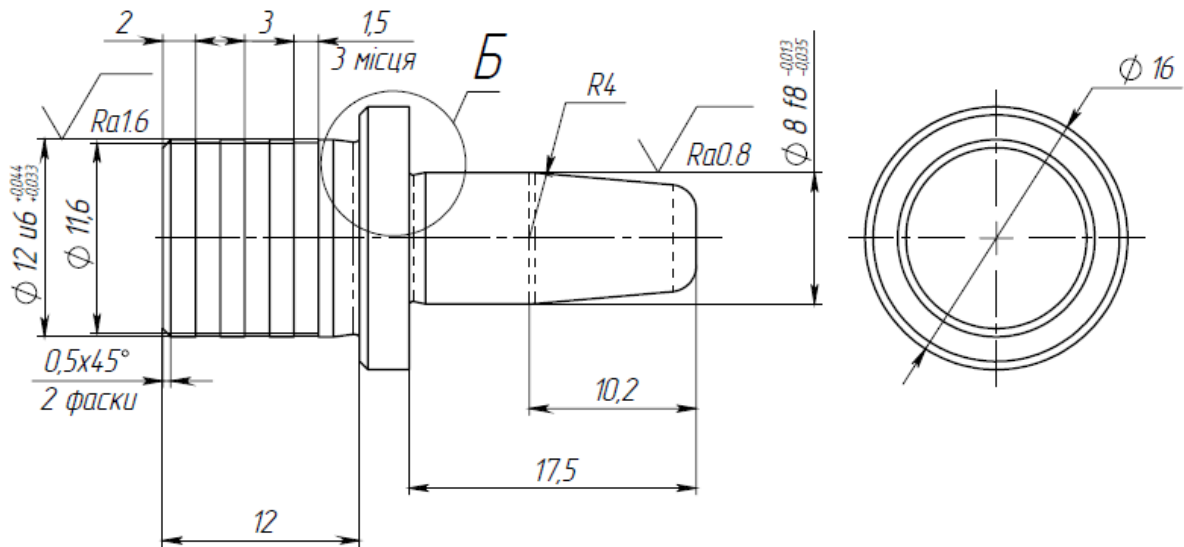


Рис. 2.18. Черчение направляющего штифта D8.

На рис. 2.19. показано 3D модель направляющего штифта D8.

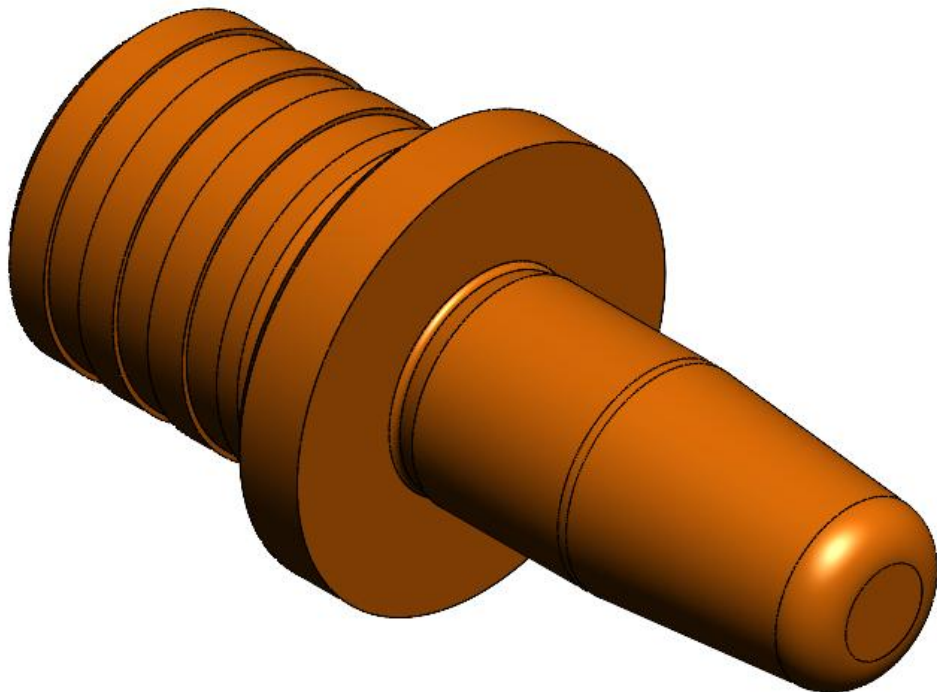


Рис. 2.19. 3D модель направляющего штифта D8.

### 2.3.6. Різьбова втулка М8.

Для забезпечення довговічності роботи матриці в нижню плиту прес-форми необхідно запресувати 5 різьбових втулок М8 у відповідні місця, що виготовлені зі сталі 08Х18Н10Т. На рис. 2.20. показано креслення різьбової втулки М8.

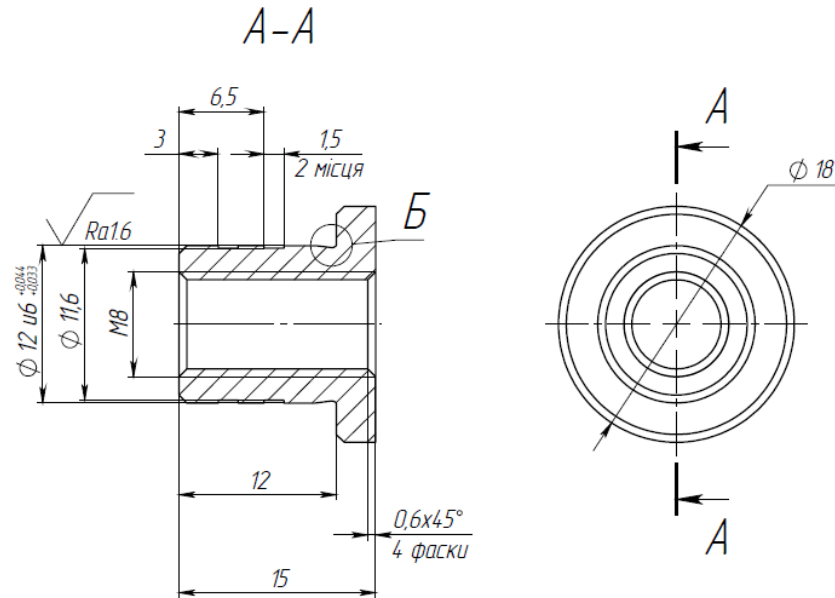


Рис. 2.20. Креслення різьбової втулки М8.

На рис. 2.21. показано 3Д модель різьбової втулки М8.

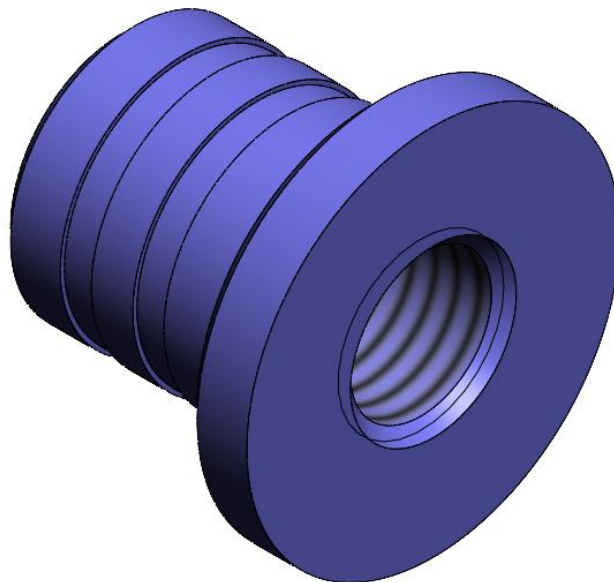


Рис. 2.21. 3Д модель різьбової втулки М8

### 2.3.7. Збірка прес-форми.

На рис. 2.22. показано прес-форму нервюри у зборі.

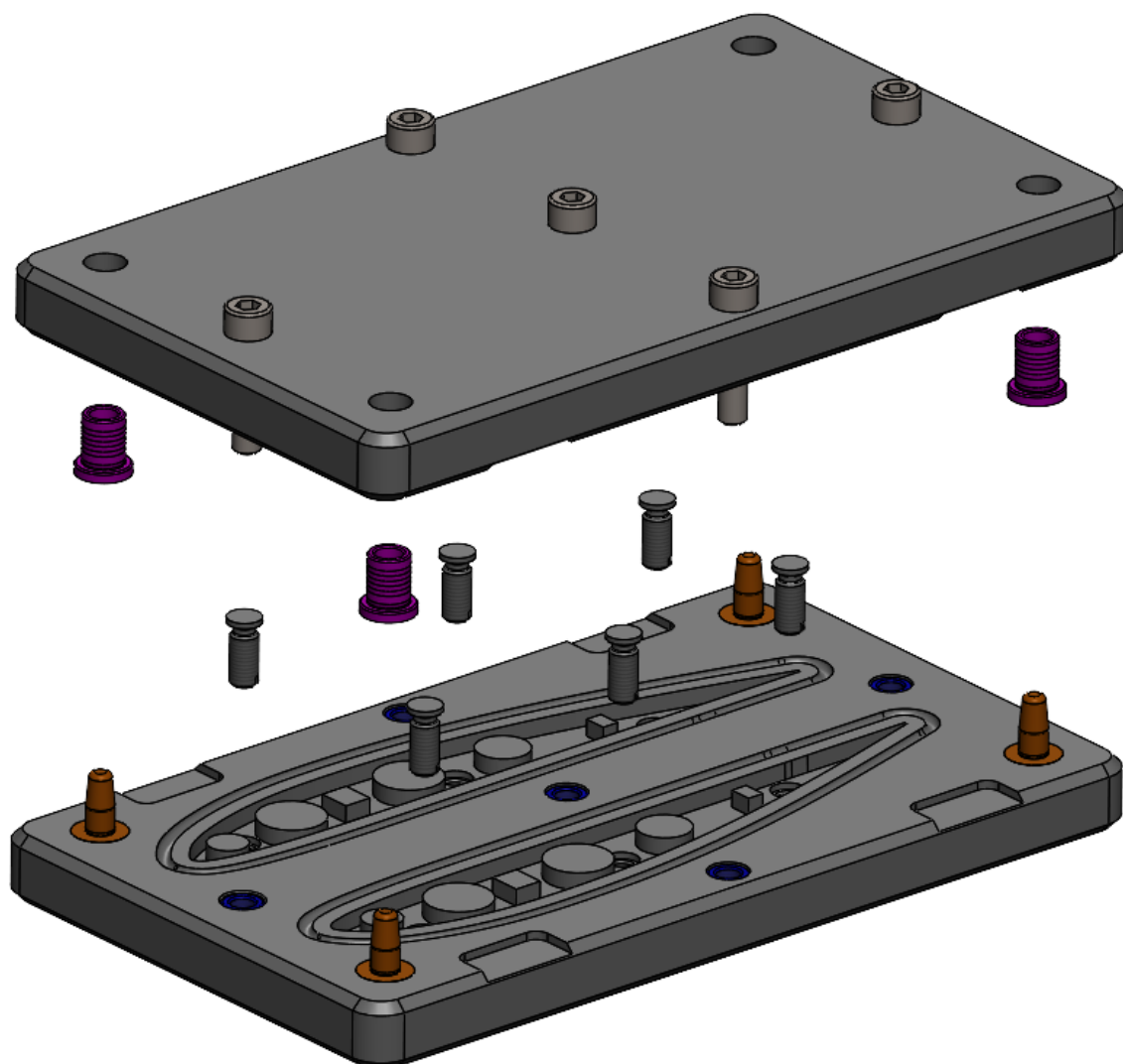


Рис. 2.22. Прес-форма нервюри у зборі.

## 2.4. Виготовлення деталі «Нервюра» шляхом фрезерування композитного листа.

### 2.4.1. Вибір оптимальної кількості деталей для розкрою.

Виходячи з кількості консолей, що виготовляє виробництво на місяць, необхідно розрахувати кількість деталей, які мають розміщуватися на одному або декільках листах, з метою оптимізувати виробництво та робочий час робітника. Припустимо, що виробництво виготовляє сорок пар консолей на місяць. Отже якщо для однієї консолі потрібна одна така нервюра, то для однієї пари потрібно дві нервюри, а для сорока пар відповідно потрібно вісімдесят нервюр.

### 2.4.2. Розкрій деталей на композитному листі.

За допомогою CAD програми будує масив із 80 нервюр, враховуючи зазори між деталями (10 мм) та місця закріплення листа на порталному верстаті (25 мм), а також розміри робочої зони порталного верстату (таблиця 2). На рис. 2.23. показано розкрій 80 нервюр.



Рис. 2.23. Розкрій 80 нервюр.

Виходячи з габаритних розмірів масиву деталей «Нервюра», приймаю наступні розміри композитного листа – 950x850 мм.

### 2.4.3. Розрахунок коефіцієнта використання матеріалу.

Розрахувати коефіцієнт використання матеріалу можна за наступною формулою:

$$K_B = \frac{F_D * n}{F_L} * 100\%$$

де

$K_B$  – коефіцієнт використання матеріалу (%);

$F_D$  – площа однієї деталі (мм<sup>2</sup>);

$n$  – кількість деталей (шт.);

$F_L$  – площа листа (мм<sup>2</sup>).

Площу однієї деталі знаходжу за допомогою CAD програми (рис. 2.24).

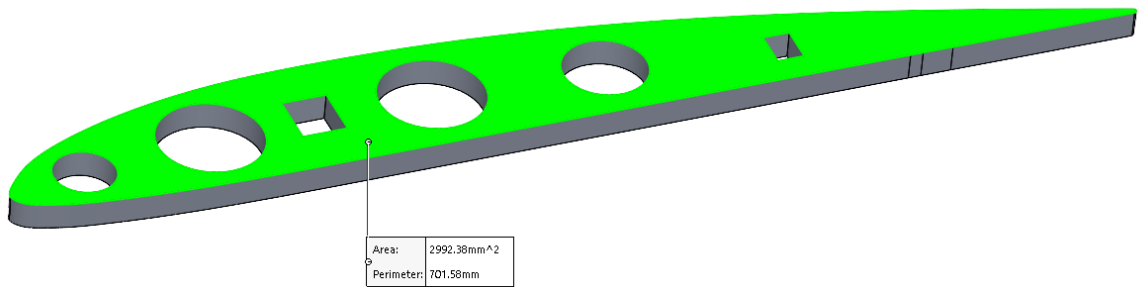


Рис. 2.24. Розрахунок площі однієї деталі.

Знаходжу коефіцієнт використання матеріалу:

$$K_B = \frac{2990 * 80}{950 * 850} * 100\% = 30\%$$

Низьке значення коефіцієнту використання матеріалу пов'язане з криволінійною геометрією нервюри та полегшувальними отворами в ній.

## 2.5. Висновки до розділу.

В даному розділі був виконаний повний комплекс конструкторських робіт, що необхідні для виготовлення деталі «Нервюра», а саме було проведено аналіз технологічності деталі та було технологічно оптимізовано деталь. За допомогою CAD програми SolidWorks було спроектовано прес-форму для виготовлення деталі «Нервюра», яка включає в себе наступні деталі: верхня та нижня плити, виштовхувачі, направляючі втулки та штифти D8 та різьбові втулки M8. Також паралельно було розглянуто простіший метод виготовлення деталі «Нервюра» шляхом фрезерування композитної сендвіч-панелі. В рамках другого методу виготовлення деталі «Нервюра» було вибрано оптимальну кількість деталей для розкрою, згідно якої було визначено розміри композитного листа, та було побудовано розкрій на листі та пораховано коефіцієнт використання матеріалу.

Метод виготовлення деталі «Нервюра» шляхом фрезерування композитного листа в порівнянні з методом виготовлення деталі в прес-формі є більш раціональним для передсерійного, малосерійного та серійного виробництва.

### 3. Технологічний розділ

#### 3.1. Вибір матеріалів для виготовлення деталі «Нервюра».

##### 3.1.1. Вибір склотканини.

Оскільки при виготовленні нервюр крила використовується вуглецева тканина, яка проводить електричний струм, потрібно її ізолювати склотканиною просоченою епоксидною смолою.

В якості склотканини обираю склотканину щільністю 48 г/м<sup>2</sup>. На рис. 3.1. [12] показано рулон склотканини щільністю 48 г/м<sup>2</sup>. Дана тканина має наступні характеристики від виробника:

- Тип плетіння – полотно (plain);
- Ширина рулона – 127 см (1270 мм);
- Товщина тканини – 0,047 мм;
- Щільність матеріалу (основа/уток): ЕС 5 – 11 tex / ЕС 5 – 12 tex.

Міцнісні характеристики виробник не надає, їх буду визначати самостійно в 4 розділі.



Рис. 3.1. Рулон склотканини 48 г/м<sup>2</sup>. [12]

### 3.1.2. Вибір вуглецевої тканини.

В якості вуглецевої тканини обираю вуглецеву тканину щільністю 80 г/м<sup>2</sup>. На рис. 3.2. [12] показано рулон вуглецевої тканини щільністю 80 г/м<sup>2</sup>. Дана тканина має наступні характеристики від виробника:

- Тип плетіння – полотняне (Plain);
- Ширина рулона – 1 м;
- Товщина тканини – 0,1 мм;
- Тип волокна – 1K carbon 67 tex;
- Вагова частка (уток х основи) – 50 х 50%.

Міцнісні характеристики виробник не надає, їх буду визначати самостійно в 4 розділі.

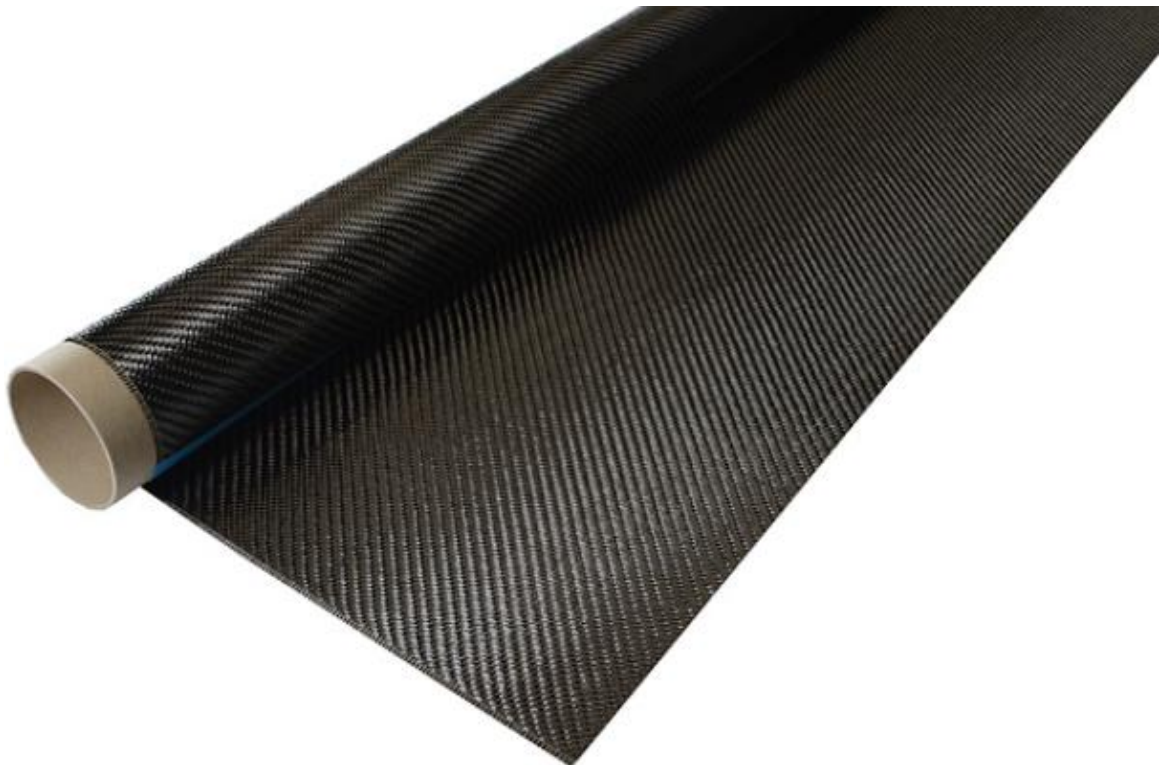


Рис. 3.2. Рулон вуглецевої тканини 80 г/м<sup>2</sup>. [12]

### 3.1.3. Вибір наповнювача.

В якості наповнювача обираю пінопласт, а саме Airex C70.75 товщиною 5 мм. Це універсальний конструкційний пінопласт з закритими порами, з гарною жорсткістю і відмінним співвідношенням міцності до ваги. На рис. 3.3. [12] показано пінопластовий наповнювач Airex C70.75.



Рис. 3.3. Пінопластовий наповнювач Airex C70.75. [12]

Даний пінопласт має наступні характеристики:

- висока міцність і жорсткість при малій вазі;
- хороша ударостійкість;
- низьке поглинання смол;
- висока втомна міцність;
- хороша вогнестійкість (самозатухаючий матеріал);
- хороша звуко- і термоізоляція;
- не гниє;
- хороша сумісність зі стиролом.

Він може бути використаний в наступних методах отримання композитних деталей:

- контактне формування (ручне/напилення);
- вакуумна інфузія;
- ін'єкція смоли (RTM);
- термоформування.

В таблиці 6 [12] представлені основні механічні характеристики пінопластового наповнювача Airex C70.

Таблиця 6.

MECHANICAL PROPERTIES							
Typical properties for AIREX® C70		Unit (metric)	Value <sup>1)</sup>	C70.55	C70.75	C70.90	C70.130
Density	ISO 845	kg/m <sup>3</sup>	Average Typ. range	60 54 - 69	80 72 - 92	100 90 - 115	130 120 - 150
Compressive strength perpendicular to the plane	ISO 844/ ASTM C365	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	0.90 0.75	1.45 1.10	2.0 1.7	3.0 2.6
Compressive modulus perpendicular to the plane	ISO 844/ DIN 53421	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	69 55	104 80	130 110	170 145
Compressive modulus perpendicular to the plane	ASTM C365	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	58 45	84 67	110 93	145 123
Tensile strength in the plane	ISO 527 1-2	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	1.3 1.0	2.0 1.6	2.7 2.2	4.0 3.0
Tensile modulus in the plane	ISO 527 1-2	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	45 35	66 50	84 65	115 95
Shear strength	ISO 1922	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	0.85 0.70	1.2 1.0	1.7 1.4	2.4 2.1
Shear modulus	ISO 1922	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	19 16	26 21	35 29	47 39
Shear modulus	ASTM C393	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	22 18	30 24	40 34	54 45
Shear elongation at break	ISO 1922	%	Average Minimum	16 10	18 10	23 12	30 20
Thermal conductivity at room temperature	ISO 8301	W/m.K	Average	0.031	0.033	0.035	0.039
Standard sheet	Width	mm ± 5		1150	1020	950	850
	Length	mm +10 / -5		2450	2180	2050	1900
	Thickness	mm ± 0.5		3 to 70	3 to 68	3 to 60	3 to 50

### 3.1.4. Вибір смоли та затверджувача.

В якості смоли обираю епоксидну смолу MGS LR-285 (Larit) та затверджувач LH-286. Дана смола підходить як для вакуумного формування (формування композитного листа) так і ручної викладки в матриці. Це високоякісна низков'язка ламінуюча смола, без розчинників і наповнювачів для просочення скловолокна, арамідних і вуглецевих волокон. Має дуже хороші механічні властивості та достатню еластичність, навіть якщо не застосовується термообробка. Дана смола сертифікована для виробництва і ремонту планерів, мотопланерів і літаків, човнів і кораблебудування, спортивного інвентарю, авіамоделювання, прес-форм і інструментів.

В таблиці 7 [12] вказані основні механічні характеристики смоли MGS LR-285 (Larit).

Таблиця 7 [12].

Mechanical data of neat resin		
Density	[g/cm <sup>3</sup> ]	1,18 - 1,20
Flexural strength	[N/mm <sup>2</sup> ]	110 - 120
Modulus of elasticity	[kN/mm <sup>2</sup> ]	3,0 - 3,3
Tensile strength	[N/mm <sup>2</sup> ]	70 - 80
Compressive strength	[N/mm <sup>2</sup> ]	120 - 140
Elongation of break	[%]	5,0 - 6,5
Impact strength	[KJ/m <sup>2</sup> ]	45 - 55
Water absorption at 23°C	24 h [%] 7 d [%]	0,20 - 0,30 0,60 - 0,80
Fatigue strength under reversed bending stresses acc. to DLR Brunsw.	10 % 90 %	> 2 x 10 <sup>4</sup> > 2 x 10 <sup>6</sup>
Curing: 24 h at 23 °C (74 °F) + 15 h at 60 °C (140 °F)		
Typical data according to <b>WL 5.3203 Parts 1 and 2</b> of the German Aviation Materials Manual.		

В таблиці 8 [12] вказані співвідношення при змішуванні епоксидної смоли з затверджувачем LH-286. Час роботи з таким затверджувачем складає 70 хвилин (до початку затвердіння). Час повного затвердіння складає 24 години при кімнатній температурі або ж 15 годин при температурі 55 ° C.

Таблиця 8 [12]

	Laminating resin LR 285: Hardeners LH 285, 286, 287
Parts by weight	100 : 40 ± 2
Parts by volume	100 : 50 ± 2

### 3.2. Технологія виготовлення деталі «Нервюра» в прес-формі.

#### Підготовчі операції

- Необхідно накроїти з рулону склотканини 48 г/м<sup>2</sup> 4 прямокутника розмірами 230x50 мм.
- Необхідно накроїти з рулону вуглецевої тканини 80 г/м<sup>2</sup> 4 прямокутника розмірами 230x50 мм.
- Необхідно на лазері вирізати 2 пінопластові закладні з Airex C70.55 товщиною 5 мм та обробити перепалену лазером поверхню наждачною бумагою для кращої адгезії наповнювача з тканинами та смолою. На рис. 3.4. показано пінопластову закладну.

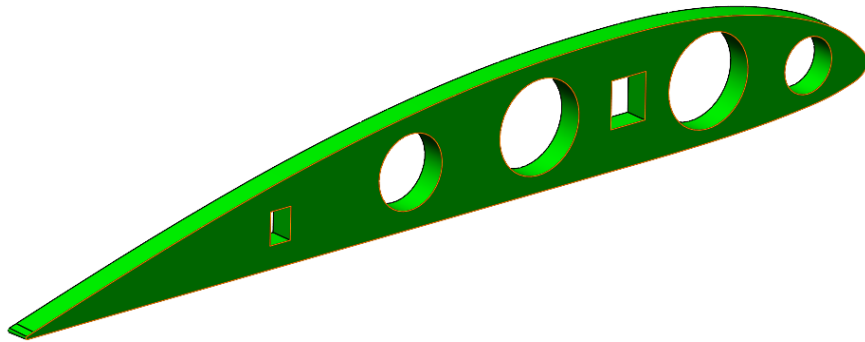


Рис. 3.4. Пінопластова закладна.

- Необхідно розрахувати кількість смоли та затверджувача виходячи з площі формуючої поверхні, кількості шарів та їх щільності. На рис. 3.5. показана площа формуючої. В таблиці 9 показано розрахунок смоли.

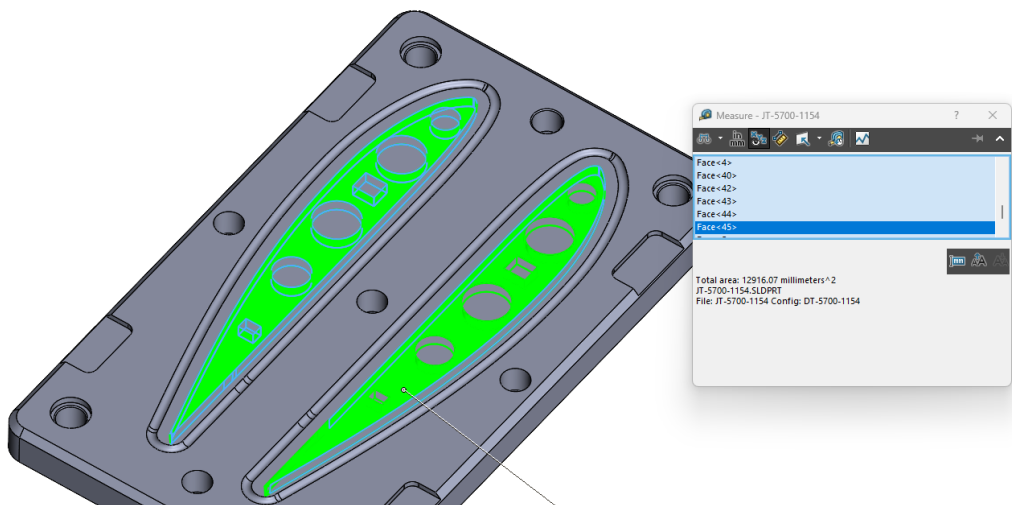


Рис. 3.5. Площа формуючої поверхні.

Таблиця 9.

№ Шару	Матеріал шару	Площа шару, м <sup>2</sup>	Маса сухої тканини, г	Маса суміші, г
1	Склотканина 48	0,13	6,24	6,24
2	Вуглецева тканина 80	0,13	10,4	10,4
3	Пінопластова закладна	0,13	-	-
4	Вуглецева тканина 80	0,13	10,4	10,4
5	Склотканина 48	0,13	6,24	6,24

Отже для виготовлення двох нервюр в прес-формі нам потрібно 35 грам готової суміші (смола + затверджувач). Виходячи з таблиці 8 розраховую кількість смоли та затверджувача.

$$100 : 40 = 35 \text{ грам}$$

$$100 = 25 \text{ грам - смола}$$

$$40 = 10 \text{ грам – затверджувач}$$

### Етап викладки шарів в матрицю

Викладка проходить в наступній послідовності:

- Наноситься 3 шари розділювача Honey Wax [12] на матриці з періодичністю 15 хв.
- Замішується смола з затверджувачем (далі готова суміш) в пропорціях, що описані вище, та ретельно перемішується.
- Пензлем наноситься готова суміш на формоутворюючі поверхні матриці.
- Викладається шар склотканини 48 г/м<sup>2</sup> в нижню плиту прес-форми та наноситься готова суміш на неї.
- Викладається шар вуглецевої тканини 80 г/м<sup>2</sup> в нижню плиту прес-форми та наноситься готова суміш на неї.
- Вкладається пінопластова закладна в нижню плиту прес-форми.
- Викладається шар вуглецевої тканини 80 г/м<sup>2</sup> в нижню плиту прес-форми та наноситься готова суміш на неї.
- Викладається шар склотканини 48 г/м<sup>2</sup> в нижню плиту прес-форми та наноситься готова суміш на неї.

- Всі тканини обрізаються по облойним канавкам.
- Нижня плита прес-форми накривається верхньою та стягується гвинтами М8 до повного змикання.
- Прес-форму кладуть в піч та витримують 8 годин при температурі 40-45 ° С.
- На рис. 3.6. показано нервюру, що тільки вийняли з матриці. Її потрібно обрізати ручним фрезером по контуру та вирізати отвори до вигляду як показано на рис. 2.2.



Рис. 3.6. Нервюра отримана в матриці.

### 3.3. Технологія виготовлення композитного листа.

#### Підготовчі операції

- Необхідно накроїти з рулону склотканини 48 г/м<sup>2</sup> 2 прямокутника розмірами 970x870 мм.
- Необхідно накроїти з рулону вуглецевої тканини 80 г/м<sup>2</sup> 2 прямокутника розмірами 970x870 мм.
- Необхідно вирізати з пінопласту Airex C70.55 товщиною 5 мм прямокутник розмірами 950x850 мм.
- Необхідно накроїти 2 прямокутника жертвовної тканини розмірами 970x870 мм.
- Необхідно накроїти 1 прямокутник перфорованої плівки розмірами 970x870 мм.
- Необхідно підготувати рівну поверхню розмірами 1000x1000 мм (лист орг.скла або ж фанери обтягнутої плівкою).

- Необхідно розрахувати кількість смоли та затверджувача виходячи з площі листа (970x870 мм), кількості шарів та їх щільності. В таблиці 10 показано розрахунок смоли.

Таблиця 10.

№ Шару	Матеріал шару	Площа шару, м2	Маса сухої тканини, г	Маса суміші, г
1	Склотканина 48	0,84	40,3	40,3
2	Вуглецева тканина 80	0,84	67,2	67,2
3	Пінопласт Airex C70.55	0,84	-	-
4	Вуглецева тканина 80	0,84	67,2	67,2
5	Склотканина 48	0,84	40,3	40,3

Отже для виготовлення композитного листа розмірами 970x870 мм в нам потрібно 215 грам готової суміші (смола + затверджувач). Виходячи з таблиці 8 розраховую кількість смоли та затверджувача.

$$100 : 40 = 215 \text{ грам}$$

$$100 = 154 \text{ грам - смола}$$

$$40 = 61 \text{ грам – затверджувач}$$

### Етап викладки шарів на підготовлену поверхню

Викладка проходить в наступній послідовності:

- Наноситься 3 шари розділювача Honey Wax [12] на підготовлену поверхню з періодичністю 15 хв.
- Замішується смола з затверджувачем (далі готова суміш) в пропорціях, що описані вище, та ретельно перемішується.
- Пензлем наноситься готова суміш на підготовлену поверхню.
- Викладається шар жертовної тканини та наноситься готова суміш на неї.
- Викладається шар склотканини 48 г/м<sup>2</sup> та наноситься готова суміш на неї.
- Викладається шар вуглецевої тканини 80 г/м<sup>2</sup> та наноситься готова суміш на неї.
- Викладається пінопластовий наповнювач Airex C70.55 товщиною 5 мм.
- Викладається шар вуглецевої тканини 80 г/м<sup>2</sup> та наноситься готова суміш на неї.
- Викладається шар склотканини 48 г/м<sup>2</sup> та наноситься готова суміш на неї.

- Викладається шар жертовної тканини та наноситься готова суміш на неї.
- Викладається перфорована плівка.
- Викладається дренажна тканина
- Укладається по периметру підготовленої поверхні герметичний джгут.
- Встановлюється силіконові трубки, що обернені в дренажну тканину.
- Укладається вакуумна плівка по всьому периметру підготовленої поверхні та приклеюється до герметичного джгута.
- Під'єднується вакуумний насос через шланг до вакуумного пакету, утворюючи вакуум.
- Композитну панель витримують під вакуумом на протязі 8 годин при температурі 25 ° С.
- Після полімеризації жертовну тканину видаляють та передають лист на портальний верстат, який методом контурного фрезерування виготовляє деталі.

На рис. 3.7. показана схема викладки композитного листа.

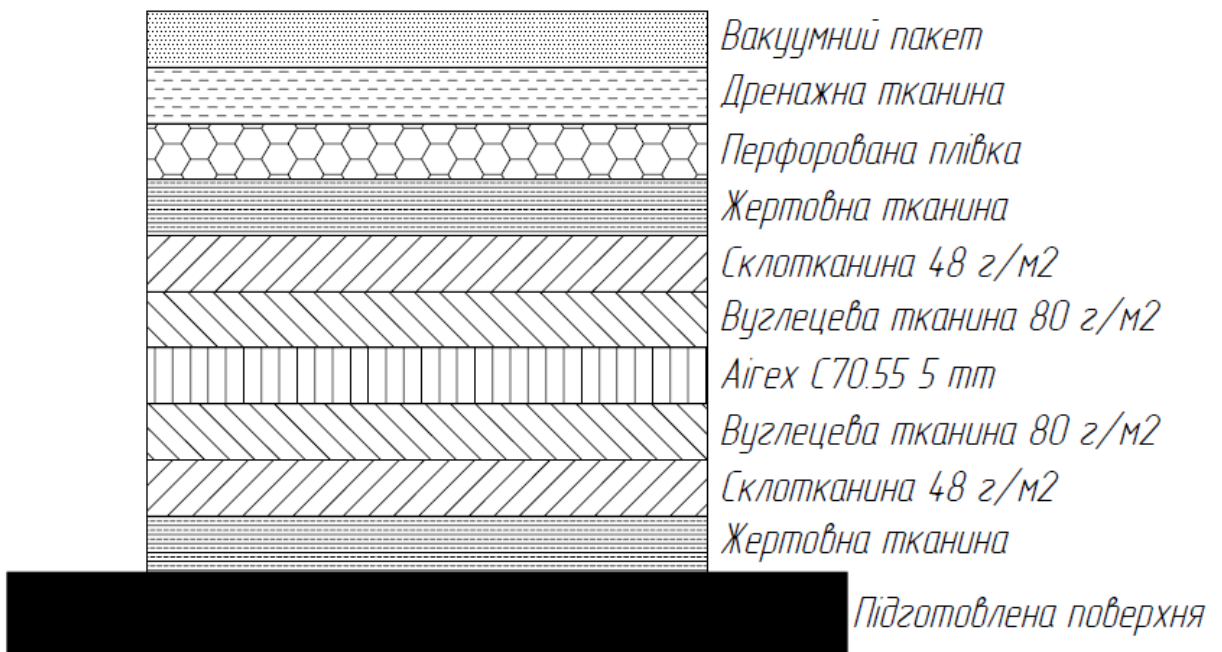


Рис. 3.7. Схема викладання композитного листа.

### 3.4. Висновки до розділу.

В рамках технологічного розділу було обрано матеріали та прописано технології виробництва деталі «Нервюра» шляхом формування в матриці та шляхом виготовлення композитного листа та наступним його фрезеруванням.

Метод виготовлення деталі «Нервюра» шляхом фрезерування композитного листа в порівнянні з методом виготовлення деталі в прес-формі є більш раціональним для передсерійного, малосерійного та серійного виробництва.

## 4. Розрахунок механічних характеристик тканин.

### 4.1. Випробувальна машина.

Для проведення механічних випробувань на розрив було використано розривну машину Р-5М2. На рис. 4.1. показано розривну машину Р-5М2. В таблиці 11 представлені основні технічні характеристики даної випробувальної машини.



Рис. 4.1. Розривна машина Р-5М2.

Таблиця 11.

Найменування	Од.вим	Значення
Найбільше граничне навантаження	кН (тс)	20(2)
Діапазон вимірювання зусилля: -Розтяг -Стиснення (при наявності датчика)	кН (тс) кН (тс)	1 ÷ 20 (0,1-2) 1 ÷ 20 (0,1-2)
Межі допустимого значення відносної похибки вимірювача зусилля	%	± 1
Швидкість робочого ходу активної траверси	мм/хв	1 ÷ 200
Дискретність встановлення швидкості руху активної траверси	мм/хв	0,1
Відносна похибка вимірювання швидкості руху активної траверси	%	± 3
Абсолютна похибка вимірювання переміщення активної траверси	мм	± 0,1
Висота робочого простору між траверсами (без затискачів) при випробуванні на розтяг	мм, тах	1000
Ширина робочого простору	мм	350
Габарити : Ш х Д х В	мм	1220×600×1900
Загальна споживана потужність	кВт, не більше	2,0
Напруга живлення	В	220±10%
Частота живлення	Гц	50± 0,4
Вага	кг, не більше	400

## 4.2. Визначення механічних характеристик склотканини 48.

### 4.2.1. Механічні випробування.

Для проведення випробувань на розрив, необхідно виготовити 5 зразків.

Етапи виготовлення зразків:

- Формування заготовок розміром 300x150x1 мм (Напрямок волокон тканини має бути вздовж розміру 300. При виготовленні необхідно порахувати кількість шарів.);
- Вирізання зразків розміром 250x15x1 мм;
- Додаткове підсилення закінцівок зразків (показано жовтим рис.4.2 [4]), шляхом нанесення склотекстолітових пластин.

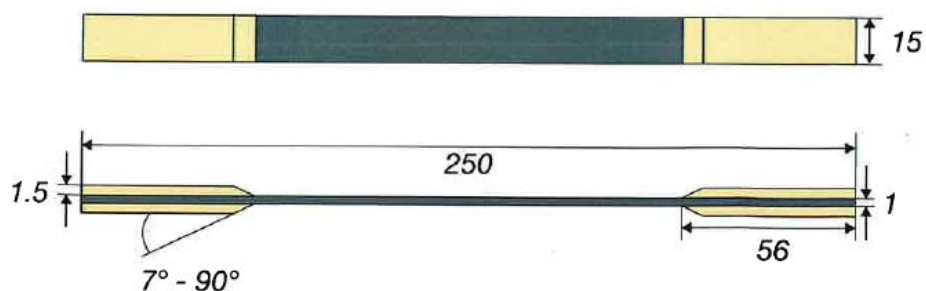


Рис. 4.2. Форма та розміри зразка. [4]

За допомогою випробувальної машини Р-5М2 проводжу випробування на розрив:

- Закінцівки зразка фіксую в затискачах розривної машини;
- Калібрую розривну машину;
- Навантажую зразок зі швидкістю 10 мм/хв до моменту розриву зразка;
- Зберігаю результат випробування і проводжу ще 4 випробування.

В результаті випробувань на розрив отримую дані, що представлені в таблиці 12, які в майбутньому буду використовувати при розрахунках. На рис. 4.3. показано зруйнований зразок склотканини 48 г/м<sup>2</sup> після випробування.



Рис. 4.3. Зразок склотканини 48 г/м<sup>2</sup> після випробування.

Таблиця 12.

№ Зразка	L, мм	B, мм	K <sub>ш</sub> , шт	T <sub>з</sub> , мм	T <sub>ш</sub> , мм	F <sub>з</sub> , Н	F <sub>ш</sub> , Н	ΔL, мм
1	250	15	17	1	0,06	4930	290	8,25
2	250	15	17	1	0,06	5202	306	9
3	250	15	17	1	0,06	5644	332	9,5
4	250	15	17	1	0,06	4709	277	8
5	250	15	17	1	0,06	5117	301	9

L – довжина зразка, мм (вимірюється до випробувань на розривній машині);

B – ширина зразка, мм (вимірюється до випробувань на розривній машині);

K<sub>ш</sub> – кількість шарів тканини, шт (рахують при виготовленні заготовки);

T<sub>з</sub> – товщина зразка, мм (вимірюється до випробувань на розривній машині);

T<sub>ш</sub> – товщина шару, мм (розраховується за формулою  $T_{ш} = \frac{T_{з}}{K_{ш}}$ );

F<sub>з</sub> – зусилля розриву зразка, Н (визначається за допомогою розривної машини);

F<sub>ш</sub> – зусилля розриву одного шару, Н (визначається за формулою  $F_{ш} = \frac{F_{з}}{K_{ш}}$ );

ΔL – деформація зразка, мм (визначається за допомогою розривної машини).

## 4.2.2. Комп'ютерне моделювання в ANSYS.

Для того, щоб моделювати композити в Ansys, необхідно задати параметри для кожної тканини. На рис. 4.4. представлені мінімально необхідні параметри, що потрібно задати для кожної тканини.

	A	B	C
1	Property	Value	Unit
2	Material Field Variables	Table	
3	Density		kg m <sup>-3</sup>
4	Orthotropic Elasticity		
5	Young's Modulus X direction		Pa
6	Young's Modulus Y direction		Pa
7	Young's Modulus Z direction		Pa
8	Poisson's Ratio XY		
9	Poisson's Ratio YZ		
10	Poisson's Ratio XZ		
11	Shear Modulus XY		Pa
12	Shear Modulus YZ		Pa
13	Shear Modulus XZ		Pa
14	Orthotropic Stress Limits		
15	Tensile X direction		Pa
16	Tensile Y direction		Pa
17	Tensile Z direction		Pa
18	Compressive X direction		Pa
19	Compressive Y direction		Pa
20	Compressive Z direction		Pa
21	Shear XY		Pa
22	Shear YZ		Pa
23	Shear XZ		Pa
24	Orthotropic Strain Limits		
25	Tensile X direction		
26	Tensile Y direction		
27	Tensile Z direction		
28	Compressive X direction		
29	Compressive Y direction		
30	Compressive Z direction		
31	Shear XY		
32	Shear YZ		
33	Shear XZ		
34	Tsai-Wu Constants		
35	Coupling Coefficient XY	-1	
36	Coupling Coefficient YZ	-1	
37	Coupling Coefficient XZ	-1	
38	Puck Constants		
39	Material Classification	Glass	
40	Compressive Inclination XZ	0,25	
41	Compressive Inclination YZ	0,2	
42	Tensile Inclination XZ	0,3	
43	Tensile Inclination YZ	0,2	
44	Ply Type		
45	Type	Regular	
46	Additional Puck Constants		
47	Interface Weakening Factor	0,8	
48	Degradation Parameter s	0,5	
49	Degradation Parameter M	0,5	

Рис. 4.4. Перелік мінімально необхідних параметрів для моделювання.

В таблиці 13 представлені усереднені значення параметрів по 5 зразкам (див. таблицю 12).

Таблиця 13

L, мм	B, мм	K <sub>III</sub> , шт	T <sub>з</sub> , мм	T <sub>III</sub> , мм	F <sub>з</sub> , Н	F <sub>III</sub> , Н	ΔL, мм
250	15	17	1	0,06	5120	301	8,8

Розрахунок відносних видовжень:

$$\text{Strain Tensile}_x = \frac{\Delta L}{L} = \frac{8,8}{250} = 0,035$$

$$\text{Strain Tensile}_y = \frac{\Delta L}{L} = \frac{8,8}{250} = 0,035$$

$$\text{Strain Tensile}_z = \frac{\text{Strain Tensile}_x}{k_1} = \frac{0,035}{2} = 0,0175$$

$$\text{Strain Compressive}_x = -k_2 * \text{Strain Tensile}_x = -0,85 * 0,035 = -0,0298$$

$$\text{Strain Compressive}_y = -k_2 * \text{Strain Tensile}_y = -0,85 * 0,035 = -0,0298$$

$$\text{Strain Compressive}_z = -k_2 * \text{Strain Tensile}_z = -0,85 * 0,0175 = -0,0149$$

$$\text{Strain Shear}_{xy} = \frac{\text{Strain Tensile}_x}{k_1} = \frac{0,035}{2} = 0,0175$$

$$\text{Strain Shear}_{yz} = \frac{\text{Strain Tensile}_y}{k_1} = \frac{0,035}{2} = 0,0175$$

$$\text{Strain Shear}_{xz} = \frac{\text{Strain Tensile}_x}{k_1} = \frac{0,035}{2} = 0,0175$$

Коефіцієнти Пуассона:

$$\text{Poisson`s Ratio}_{xy} = 0,21 \text{ (згідно довідників для E-Glass Fiber)}$$

$$\text{Poisson`s Ratio}_{yz} = 0,21 \text{ (згідно довідників для E-Glass Fiber)}$$

$$\text{Poisson`s Ratio}_{xz} = 0,21 \text{ (згідно довідників для E-Glass Fiber)}$$

Розрахунок напружень:

$$\text{Stress Tensile}_x = \frac{F_3}{B * T_3} = \frac{5120}{15 * 1} = 341 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Tensile}_y = \frac{F_3}{B * T_3} = \frac{5120}{15 * 1} = 341 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Tensile}_z = \frac{\text{Stress Tensile}_x}{k_3} = \frac{341}{5} = 68 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Compressive}_x = -k_2 * \text{Stress Tensile}_x = -0,85 * 341 = -290 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Compressive}_y = -k_2 * \text{Stress Tensile}_y = -0,85 * 341 = -290 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Compressive}_z = -k_2 * \text{Stress Tensile}_z = -0,85 * 68 = -59 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Shear}_{xy} = \text{Shear Modulus}_{xy} * \text{Strain Shear}_{xy} = 4026 * 0,0175 = 70 \text{ МПа} \quad (\text{після розрахунку модулів пружності})$$

$$\text{Stress Shear}_{yz} = \text{Shear Modulus}_{yz} * \text{Strain Shear}_{yz} = 4026 * 0,0175 = 70 \text{ МПа} \quad (\text{після розрахунку модулів пружності})$$

$$\text{Stress Shear}_{xz} = \text{Shear Modulus}_{xz} * \text{Strain Shear}_{xz} = 903 * 0,0175 = 14 \text{ МПа} \quad (\text{після розрахунку модулів пружності})$$

Розрахунок модулів пружності:

$$Young`s Modulus_x = \frac{Stress Tensile_x}{Strain Tensile_x} = \frac{341}{0,035} = 9743 \text{ МПа}$$

$$Young`s Modulus_y = \frac{Stress Tensile_y}{Strain Tensile_y} = \frac{341}{0,035} = 9743 \text{ МПа}$$

$$Young`s Modulus_z = \frac{Stress Tensile_z}{k_2 * Strain Tensile_z} = \frac{68}{2 * 0,0175} = 1943 \text{ МПа}$$

$$Shear Modulus_{xy} = \frac{Young`s Modulus_x}{2 * (1 + Poisson`s Ratio_{xy})} = \frac{9743}{2 * (1 + 0,21)} = 4026 \text{ МПа}$$

$$Shear Modulus_{yz} = \frac{Young`s Modulus_y}{2 * (1 + Poisson`s Ratio_{yz})} = \frac{9743}{2 * (1 + 0,21)} = 4026 \text{ МПа}$$

$$Shear Modulus_{xz} = \frac{Young`s Modulus_z}{2 * (1 + Poisson`s Ratio_{xz})} = \frac{1943}{2 * (1 + 0,21)} = 803 \text{ МПа}$$

Створюю відповідний матеріал в ANSYS і проводжу моделювання на розрив 17 шарів склотканини 48 для порівняння результатів. На рис. 4.5. показано задання граничних умов.

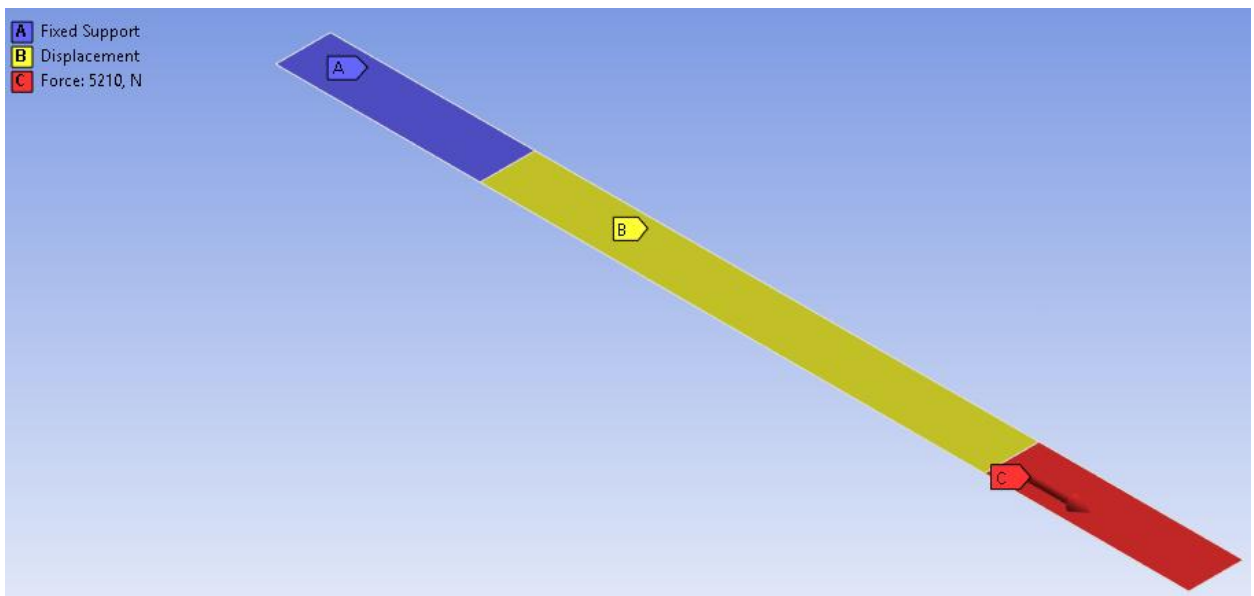


Рис. 4.5. Задання граничних умов.

На рис. 4.6. показано розподіл деформацій. З рисунка видно, що при зусиллі 5210 Н зразок видовжився на 5,3 мм, що на 3,3 мм менше за те, що показала випробувальна машина. Це може бути пов'язано з точністю вимірювання деформацій розривною машиною.

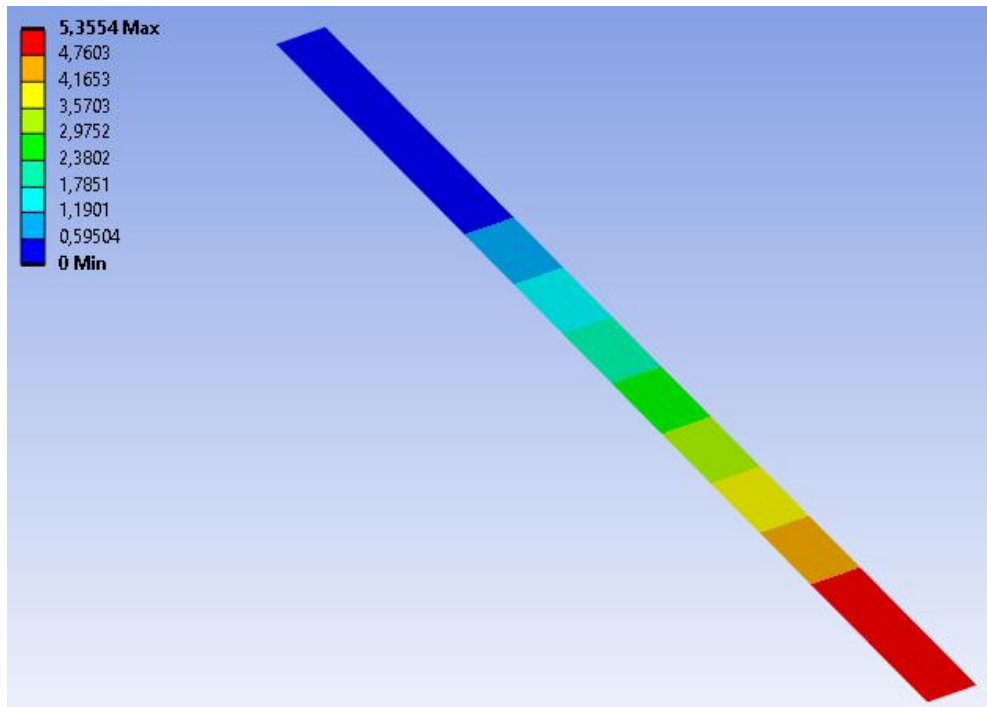


Рис. 4.6. Розподіл деформацій.

На рис. 4.7. показано розподіл напружень. З рисунка видно, що максимальні напруження в зразку складають 350 МПа. В розрахунку для Склотканини 48 напруження розтягу по основі та утку вказано як 341 МПа. Значення напруження, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок зруйнувався.

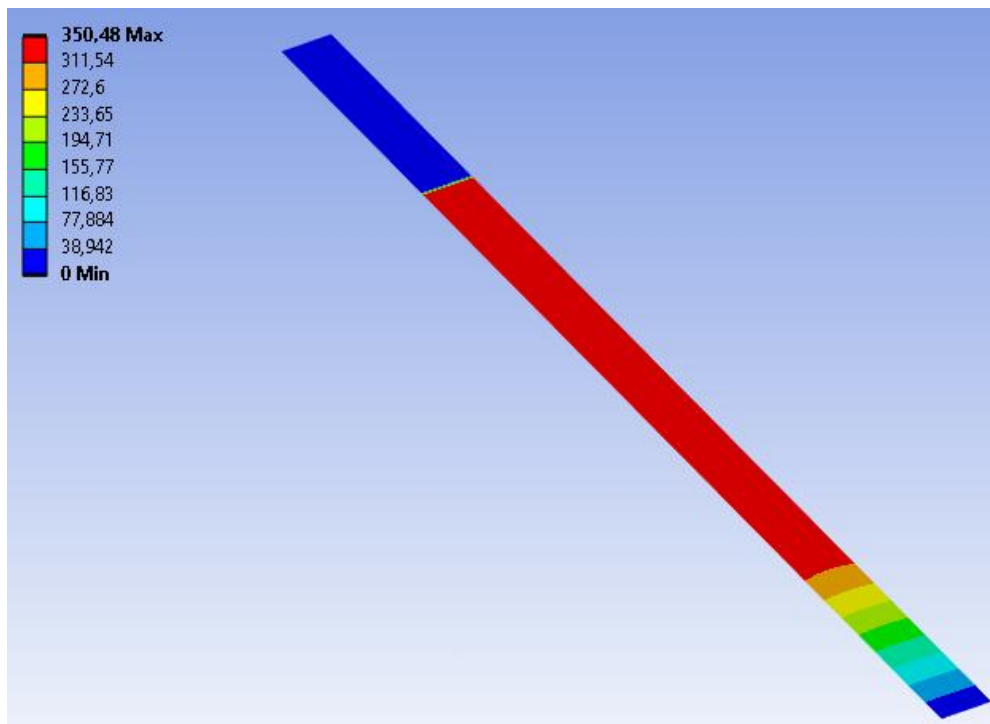


Рис. 4.7. Розподіл напружень.

На рис. 4.8. показано розподіл критерія Inverse Reserve Factor (Max. Strain + Max. Stress + Tsai-Wu). З рисунка видно, що найбільше значення даного критерія складає **1,06** в місці де фактично відбувся розрив. Значення критерія, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок зруйнувався (якщо  $> 1$  матеріал руйнується). Для більш точнішого аналізу рекомендовано виводити значення критерія окремо по Max. Strain, Max. Stress та Tsai-Wu.

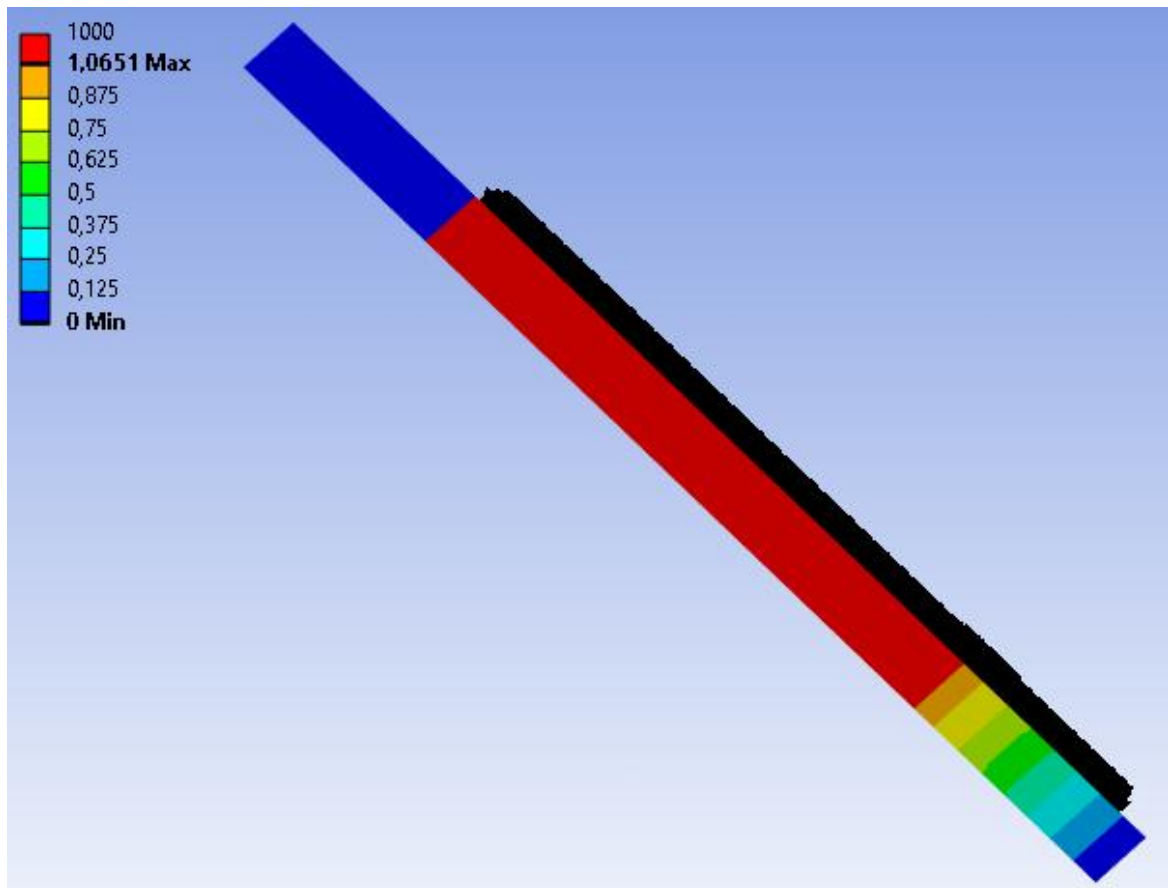


Рис. 4.8. Розподіл критерія Inverse Reserve Factor.

На рис. 4.9. показано розподіл критерія Safety Factor (Max. Strain + Max. Stress + Tsai-Wu). З рисунка видно, що найменше значення даного критерія складає **0,93** в місці де фактично відбувся розрив. Значення критерія, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок зруйнувався (якщо  $< 1$  матеріал руйнується). Для більш точнішого аналізу рекомендовано виводити значення критерія окремо по Max. Strain, Max. Stress та Tsai-Wu.)

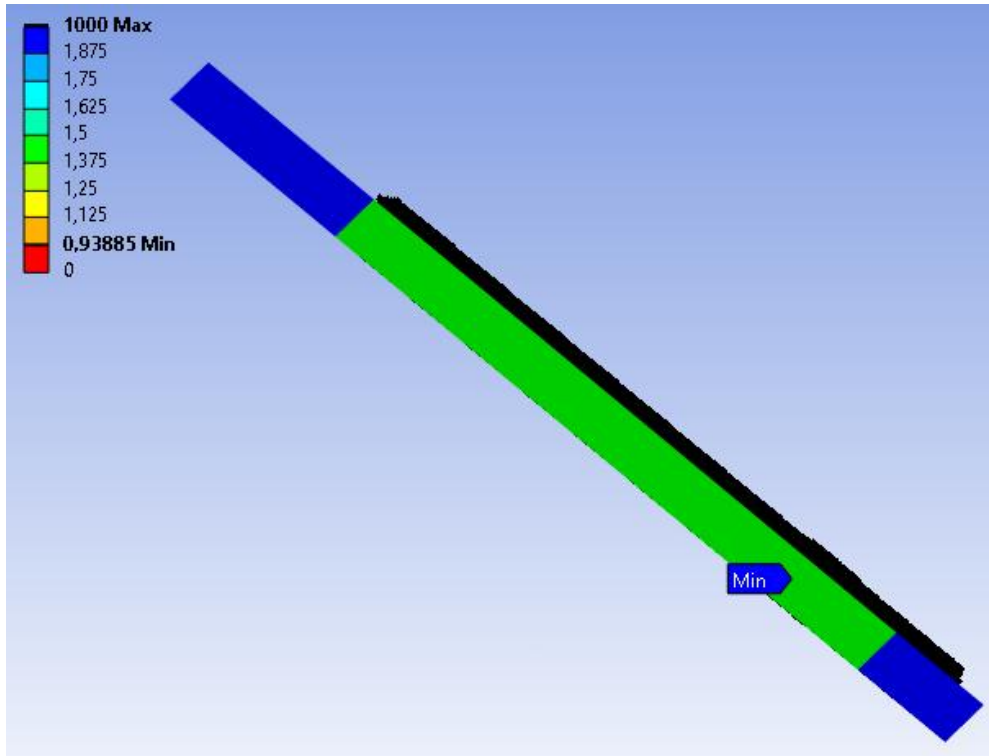


Рис. 4.9. Розподіл критерія Safety Factor.

Для перевірки моделю зразок з одного шару склотканини 48. На рис. 4.10. показано задання граничних умов.

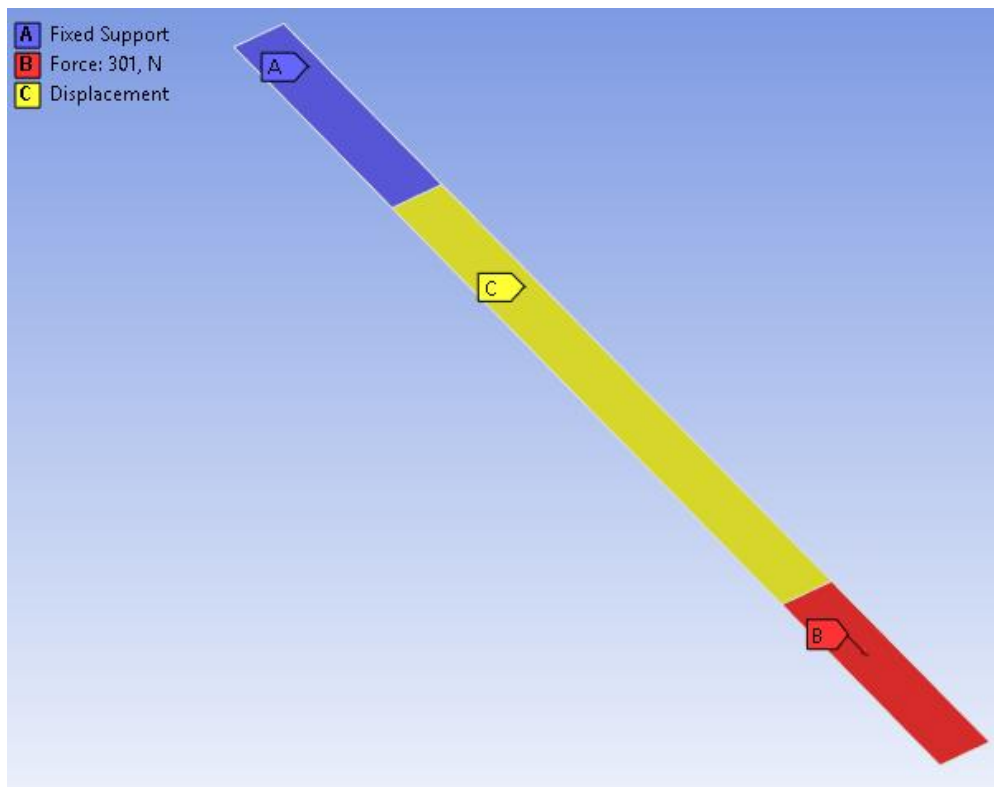


Рис. 4.10. Задання граничних умов.

На рис. 4.11. показано розподіл деформацій. З рисунка видно, що при зусиллі 301 Н зразок видовжився на 8 мм.

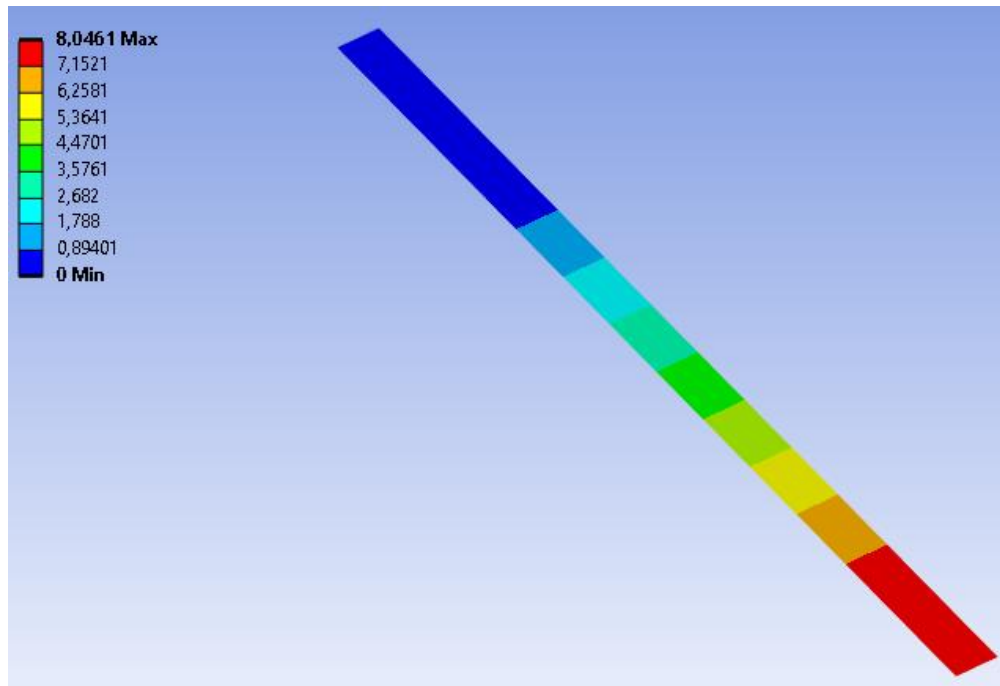


Рис. 4.11. Розподіл деформацій.

На рис. 4.12. показано розподіл напружень. З рисунка видно, що максимальні напруження в зразку складають 315 МПа. В розрахунку для Склотканини 48 напруження розтягу по основі та утку вказано як 341 МПа. Значення напруження, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок не до кінця зруйнувався.

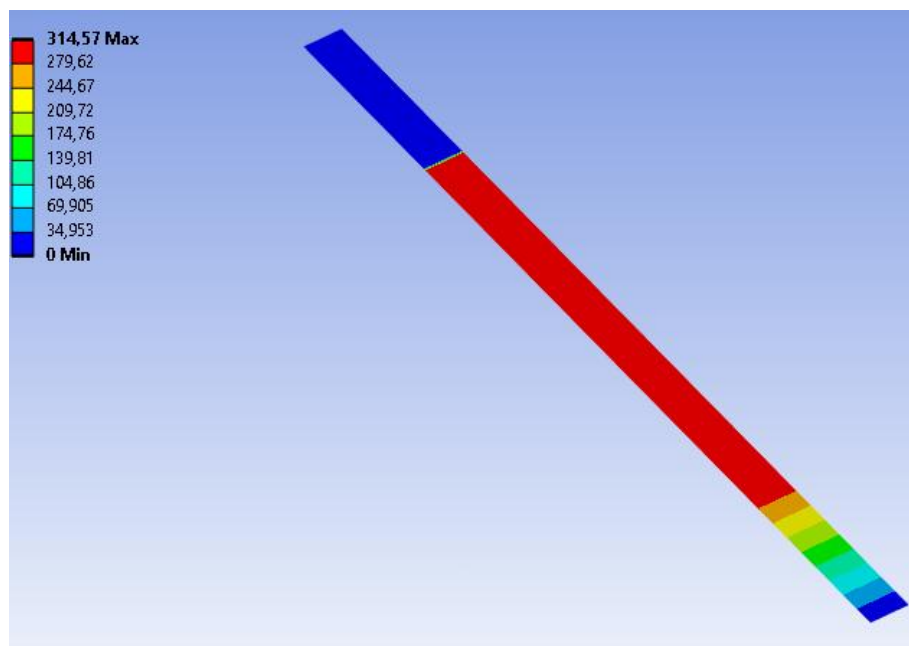


Рис. 4.12. Розподіл напружень

На рис. 4.13. показано розподіл критерія Inverse Reserve Factor (Max. Strain + Max. Stress + Tsai-Wu). З рисунка видно, що найбільше значення даного критерія складає **1,98** в місці де фактично відбувся розрив. Значення критерія, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок давно зруйнувався (якщо  $> 1$  матеріал руйнується). Для більш точнішого аналізу рекомендовано виводити значення критерія окремо по Max. Strain, Max. Stress та Tsai-Wu.

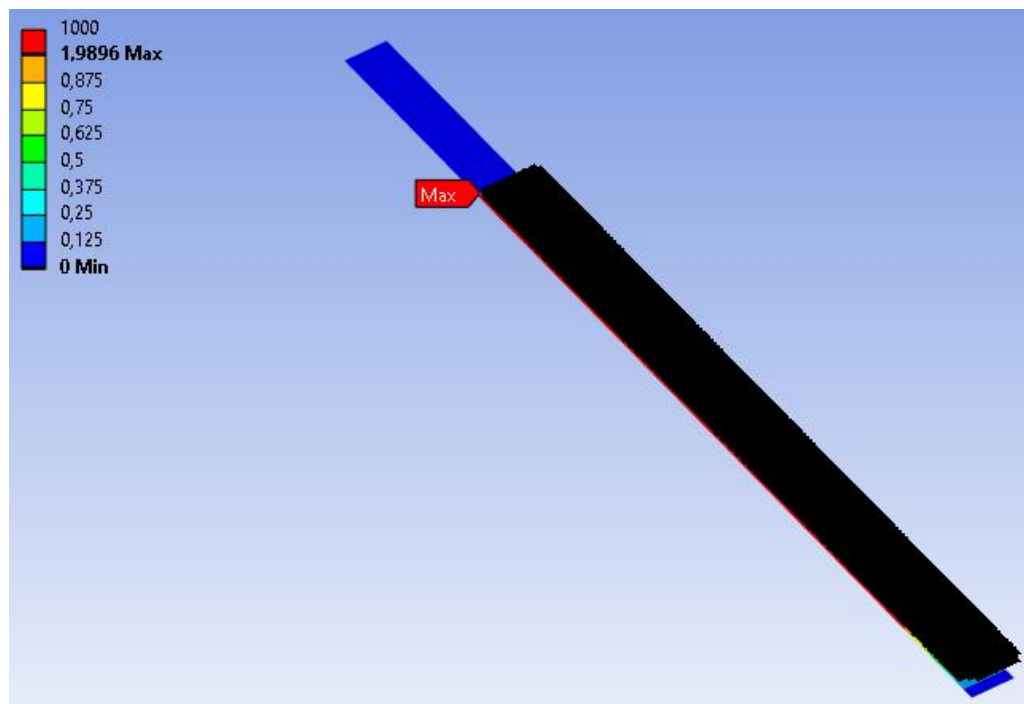


Рис. 4.13. Розподіл критерія Inverse Reserve Factor.

На рис. 4.14. показано розподіл критерія Safety Factor (Max. Strain + Max. Stress + Tsai-Wu). З рисунка видно, що найменше значення даного критерія складає **0,5** в місці де фактично відбувся розрив. Значення критерія, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок давно зруйнувався (якщо  $< 1$  матеріал руйнується). Для більш точнішого аналізу рекомендовано виводити значення критерія окремо по Max. Strain, Max. Stress та Tsai-Wu.)

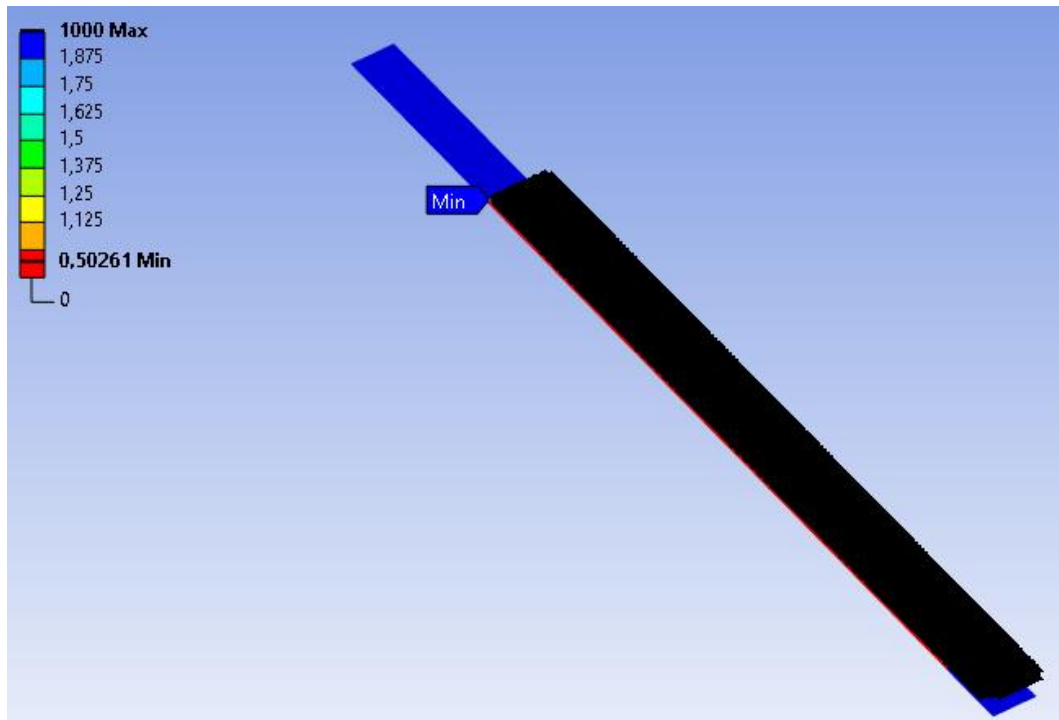


Рис. 4.14. Розподіл критерія Safety Factor.

### 4.3. Визначення механічних характеристик вуглецевої тканини 80.

#### 4.3.1. Механічні випробування.

Для проведення випробувань на розрив, необхідно виготовити 5 зразків.

Етапи виготовлення зразків:

- Формування заготовок розміром 300x150x1 мм (Напрямок волокон тканини має бути вздовж розміру 300. При виготовленні необхідно порахувати кількість шарів.);
- Вирізання зразків розміром 250x15x1 мм;
- Додаткове підсилення закінцівок зразків (показано жовтим рис. 4.15), шляхом нанесення склотекстолітових пластин.

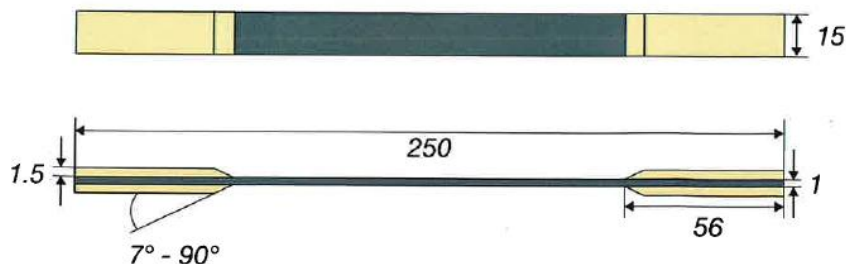


Рис. 4.15. Форма та розміри зразка.

За допомогою випробувальної машини Р-5М2 проводжу випробування на розрив:

- Закінцівки зразка фіксую в затискачах розривної машини;
- Калібрую розривну машину;
- Навантажую зразок зі швидкістю 10 мм/хв до моменту розриву зразка;
- Зберігаю результат випробування і проводжу ще 4 випробування.

В результаті випробувань на розрив отримую дані, що представлені в таблиці 14, які в майбутньому буду використовувати при розрахунках. На рис. 4.16. показано зруйнований зразок вуглецевої тканини 80 г/м<sup>2</sup> після випробування.



Рис. 4.16. Зразок вуглецевої тканини 80 г/м<sup>2</sup> після випробування.

Таблиця 14.

№ Зразка	L, мм	B, мм	K <sub>ш</sub> , шт	T <sub>з</sub> , мм	T <sub>ш</sub> , мм	F <sub>з</sub> , Н	F <sub>ш</sub> , Н	ΔL, мм
1	250	15	10	1	0,1	9110	911	5
2	250	15	10	1	0,1	9750	975	5
3	250	15	10	1	0,1	9660	966	5,75
4	250	15	10	1	0,1	10580	1058	5,75
5	250	15	10	1	0,1	10280	1028	5,5

L – довжина зразка, мм (вимірюється до випробувань на розривній машині);

B – ширина зразка, мм (вимірюється до випробувань на розривній машині);

K<sub>ш</sub> – кількість шарів тканини, шт (рахують при виготовленні заготовки);

T<sub>з</sub> – товщина зразка, мм (вимірюється до випробувань на розривній машині);

T<sub>ш</sub> – товщина шару, мм (розраховується за формулою  $T_{ш} = \frac{T_z}{K_{ш}}$ );

F<sub>з</sub> – зусилля розриву зразка, Н (визначається за допомогою розривної машини);

F<sub>ш</sub> – зусилля розриву одного шару, Н (визначається за формулою  $F_{ш} = \frac{F_z}{K_{ш}}$ );

ΔL – деформація зразка, мм (визначається за допомогою розривної машини).

#### 4.3.2. Комп'ютерне моделювання в ANSYS.

В таблиці 15 представлені усереднені значення параметрів по 5 зразкам (див. таблицю 14).

Таблиця 15

L, мм	B, мм	K <sub>ш</sub> , шт	T <sub>з</sub> , мм	T <sub>ш</sub> , мм	F <sub>з</sub> , Н	F <sub>ш</sub> , Н	ΔL, мм
250	15	10	1	0,1	9880	988	5,4

Розрахунок відносних видовжень:

$$\text{Strain Tensile}_x = \frac{\Delta L}{L} = \frac{5,4}{250} = 0,022$$

$$\text{Strain Tensile}_y = \frac{\Delta L}{L} = \frac{5,4}{250} = 0,022$$

$$\text{Strain Tensile}_z = \frac{\text{Strain Tensile}_x}{k_1} = \frac{0,022}{2} = 0,011$$

$$\text{Strain Compressive}_x = -k_2 * \text{Strain Tensile}_x = -0,85 * 0,022 = -0,019$$

$$\text{Strain Compressive}_y = -k_2 * \text{Strain Tensile}_y = -0,85 * 0,022 = -0,019$$

$$\text{Strain Compressive}_z = -k_2 * \text{Strain Tensile}_z = -0,85 * 0,011 = -0,01$$

$$\text{Strain Shear}_{xy} = \frac{\text{Strain Tensile}_x}{k_1} = \frac{0,022}{2} = 0,011$$

$$\text{Strain Shear}_{yz} = \frac{\text{Strain Tensile}_y}{k_1} = \frac{0,022}{2} = 0,011$$

$$\text{Strain Shear}_{xz} = \frac{\text{Strain Tensile}_x}{k_1} = \frac{0,022}{2} = 0,011$$

Коефіцієнти Пуассона:

$$\text{Poisson`s Ratio}_{xy} = 0,26 \text{ (згідно довідників для Carbon Fiber)}$$

$$\text{Poisson`s Ratio}_{yz} = 0,26 \text{ (згідно довідників для Carbon Fiber)}$$

$$\text{Poisson`s Ratio}_{xz} = 0,26 \text{ (згідно довідників для Carbon Fiber)}$$

Розрахунок напружень:

$$\text{Stress Tensile}_x = \frac{F_3}{B * T_3} = \frac{9880}{15 * 1} = 659 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Tensile}_y = \frac{F_3}{B * T_3} = \frac{9880}{15 * 1} = 659 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Tensile}_z = \frac{\text{Stress Tensile}_x}{k_3} = \frac{659}{5} = 132 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Compressive}_x = -k_2 * \text{Stress Tensile}_x = -0,85 * 659 = -560 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Compressive}_y = -k_2 * \text{Stress Tensile}_y = -0,85 * 659 = -560 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Compressive}_z = -k_2 * \text{Stress Tensile}_z = -0,85 * 132 = -112 \text{ МПа}$$

$$\text{Stress Shear}_{xy} = \text{Shear Modulus}_{xy} * \text{Strain Shear}_{xy} = 11887 * 0,011 = 131 \text{ МПа} \text{ (після розрахунку модулів пружності)}$$

$$\text{Stress Shear}_{yz} = \text{Shear Modulus}_{yz} * \text{Strain Shear}_{yz} = 11887 * 0,011 = 131 \text{ МПа} \text{ (після розрахунку модулів пружності)}$$

$$\text{Stress Shear}_{xz} = \text{Shear Modulus}_{xz} * \text{Strain Shear}_{xz} = 2381 * 0,011 = 26 \text{ МПа} \text{ (після розрахунку модулів пружності)}$$

Розрахунок модулів пружності:

$$Young`s Modulus_x = \frac{Stress Tensile_x}{Strain Tensile_x} = \frac{659}{0,022} = 29955 \text{ МПа}$$

$$Young`s Modulus_y = \frac{Stress Tensile_y}{Strain Tensile_y} = \frac{659}{0,022} = 29955 \text{ МПа}$$

$$Young`s Modulus_z = \frac{Stress Tensile_z}{k_2 * Strain Tensile_z} = \frac{132}{2 * 0,011} = 6000 \text{ МПа}$$

$$Shear Modulus_{xy} = \frac{Young`s Modulus_x}{2 * (1 + Poisson`s Ratio_{xy})} = \frac{29955}{2 * (1 + 0,26)} = 11887 \text{ МПа}$$

$$Shear Modulus_{yz} = \frac{Young`s Modulus_y}{2 * (1 + Poisson`s Ratio_{yz})} = \frac{29955}{2 * (1 + 0,26)} = 11887 \text{ МПа}$$

$$Shear Modulus_{xz} = \frac{Young`s Modulus_z}{2 * (1 + Poisson`s Ratio_{xz})} = \frac{6000}{2 * (1 + 0,26)} = 2381 \text{ МПа}$$

Створюю відповідний матеріал в ANSYS і проводжу моделювання на розрив 10 шарів вуглецевої тканини 80 для порівняння результатів. На рис. 4.17. показано задання граничних умов.

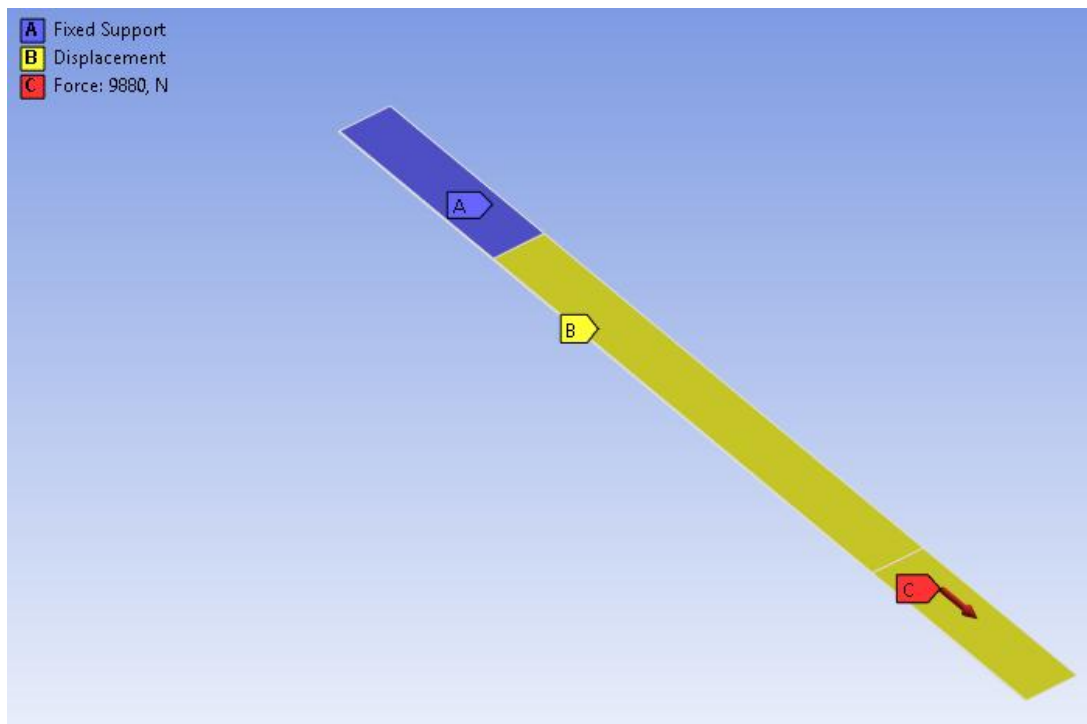


Рис. 4.17. Задання граничних умов.

На рис. 4.18. показано розподіл деформацій. З рисунка видно, що при зусиллі 9880 Н зразок видовжився на 3,4 мм, що на 2 мм менше за те, що показала випробувальна машина. Це може бути пов'язано з точністю вимірювання деформацій розривною машиною.

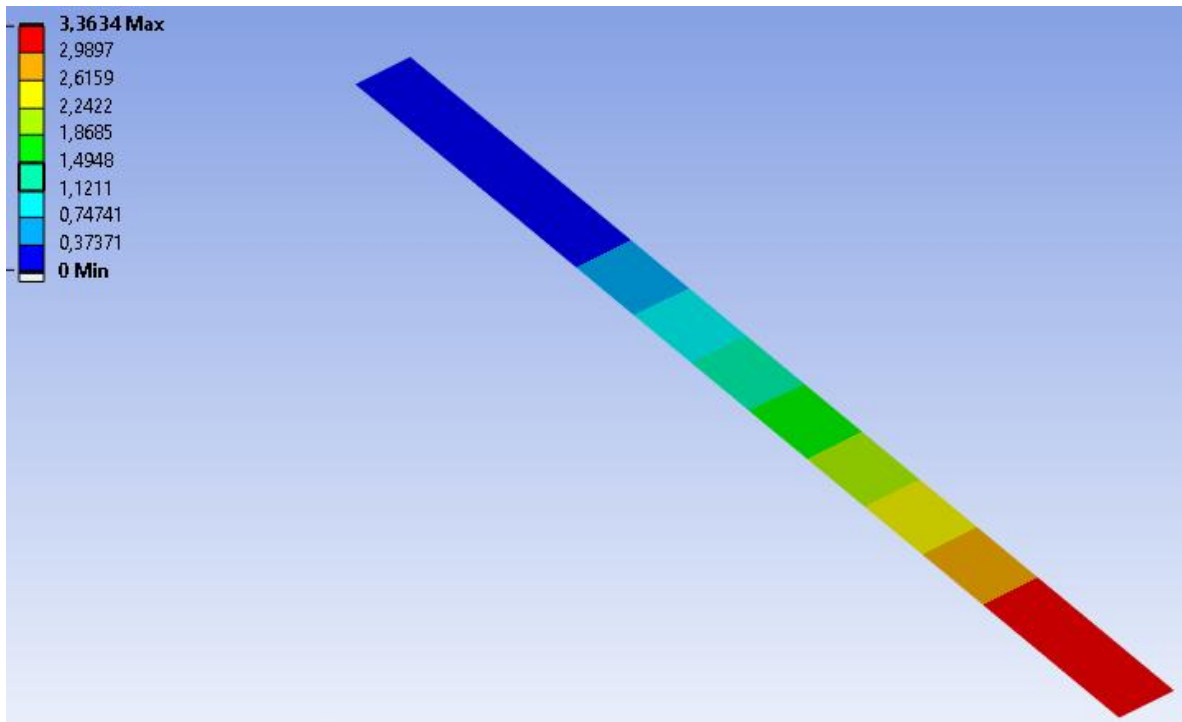


Рис. 4.18. Розподіл деформацій.

На рис. 4.19. показано розподіл напружень. З рисунка видно, що максимальні напруження в зразку складають 655 МПа. В розрахунку для Вуглецевої тканини 80 напруження розтягу по основі та утку вказано як 659 МПа. Значення напруження, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок зруйнувався.

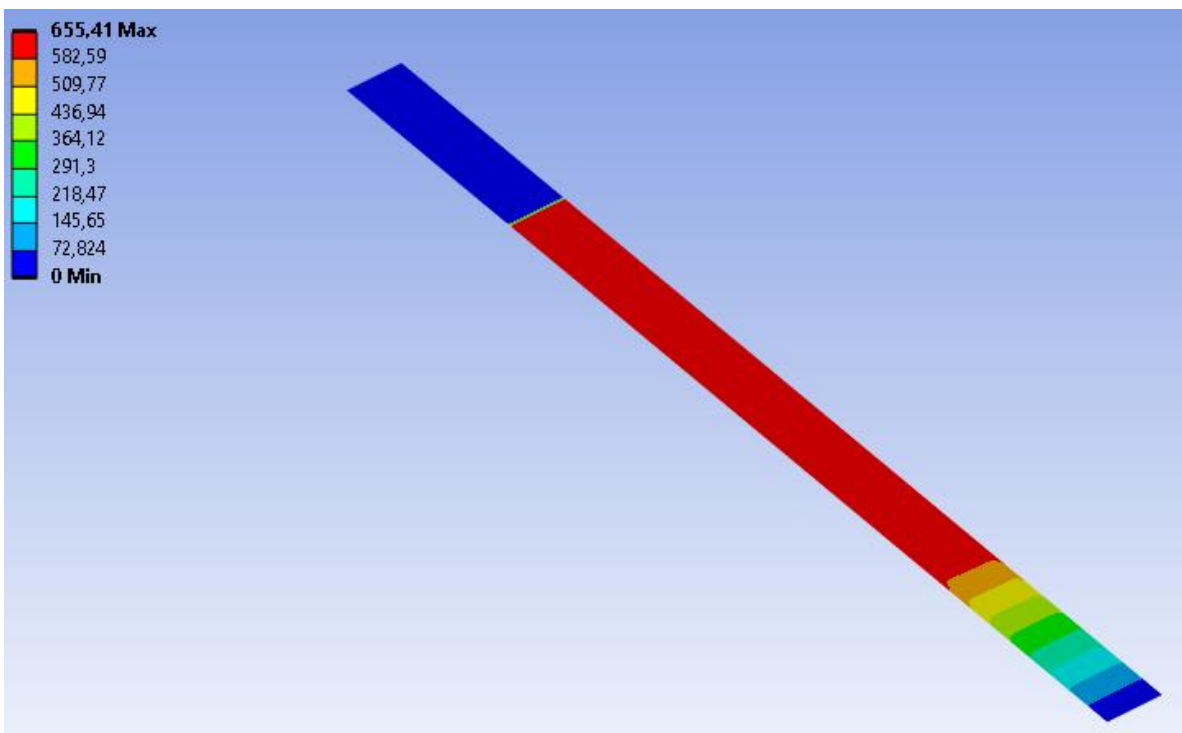


Рис. 4.19. Розподіл напружень.

На рис. 4.20. показано розподіл критерія Inverse Reserve Factor (Max. Strain + Max. Stress + Tsai-Wu). З рисунка видно, що найбільше значення даного критерія складає **1,3** в місці де фактично відбувся розрив. Значення критерія, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок зруйнувався (якщо  $> 1$  матеріал руйнується). Для більш точнішого аналізу рекомендовано виводити значення критерія окремо по Max. Strain, Max. Stress та Tsai-Wu.

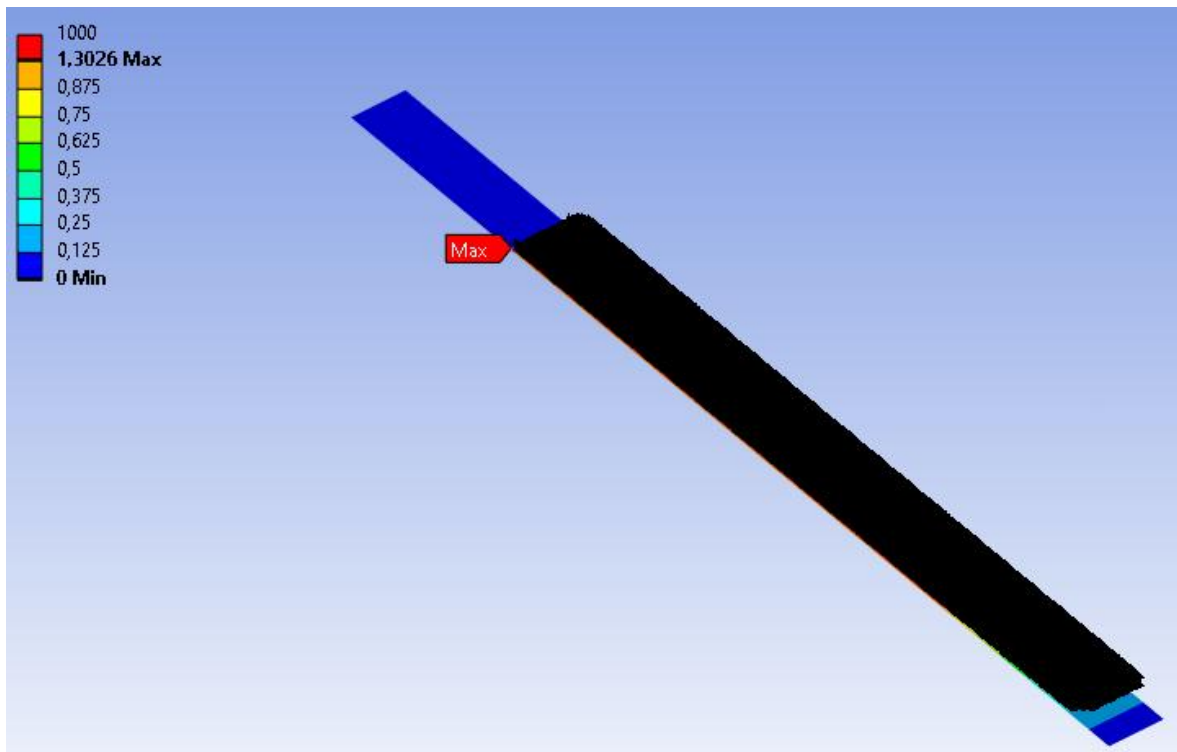


Рис. 4.20. Розподіл критерія Inverse Reserve Factor.

На рис. 4.21. показано розподіл критерія Safety Factor (Max. Strain + Max. Stress + Tsai-Wu). З рисунка видно, що найменше значення даного критерія складає **0,8** в місці де фактично відбувся розрив. Значення критерія, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок зруйнувався (якщо  $< 1$  матеріал руйнується). Для більш точнішого аналізу рекомендовано виводити значення критерія окремо по Max. Strain, Max. Stress та Tsai-Wu.)

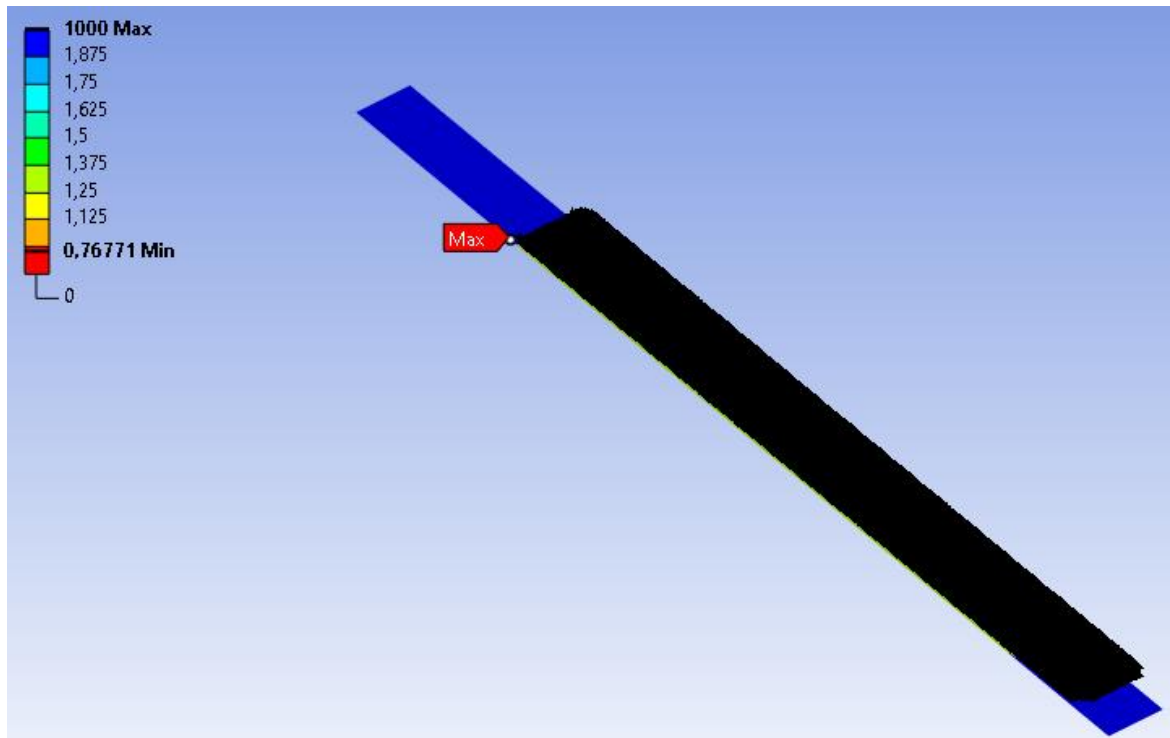


Рис. 4.21. Розподіл критерія Safety Factor.

Для перевірки моделюю зразок з одного шару вуглецевої тканини 80. На рис. 4.22. показано задання граничних умов.

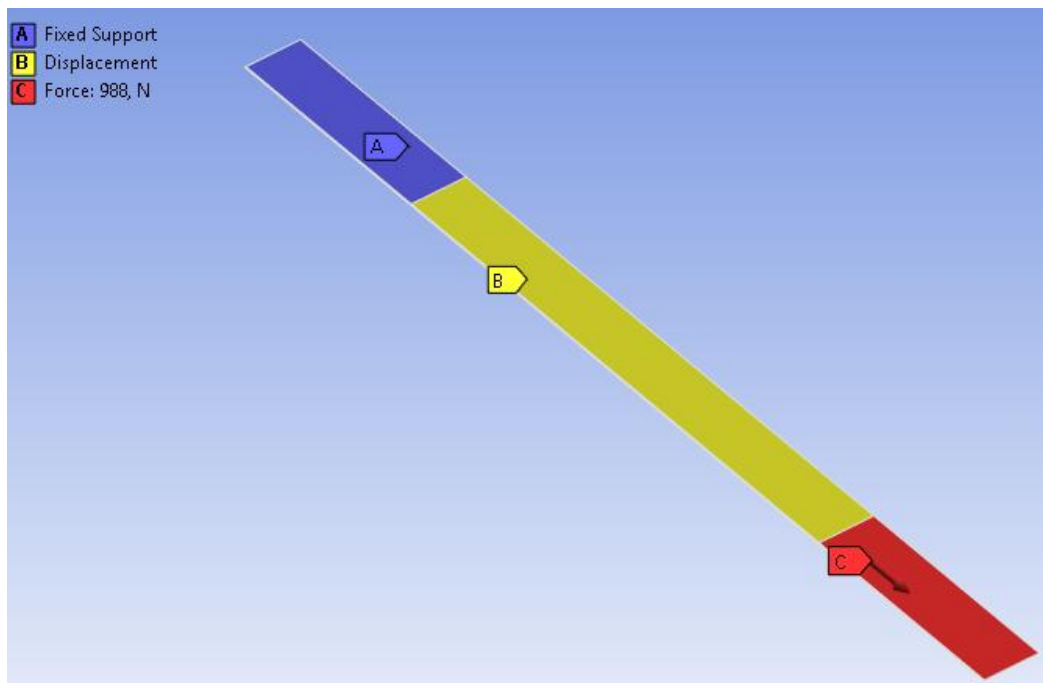


Рис. 4.22. Задання граничних умов.

На рис. 4.23. показано розподіл деформацій. З рисунка видно, що при зусиллі 988 Н зразок видовжився на 3,4 мм.

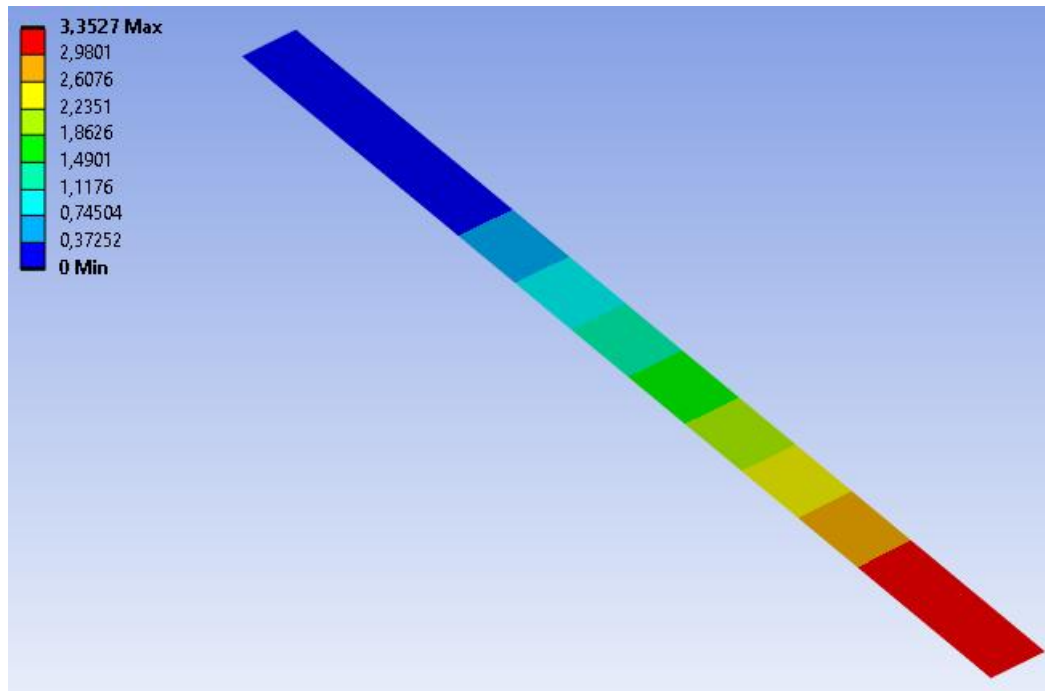


Рис. 4.23. Розподіл деформацій.

На рис. 4.24. показано розподіл напружень. З рисунка видно, що максимальні напруження в зразку складають 637 МПа. В розрахунку для Вуглецевої тканини 80 напруження розтягу по основі та утку вказано як 659 МПа. Значення напруження, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок майже зруйнувався.

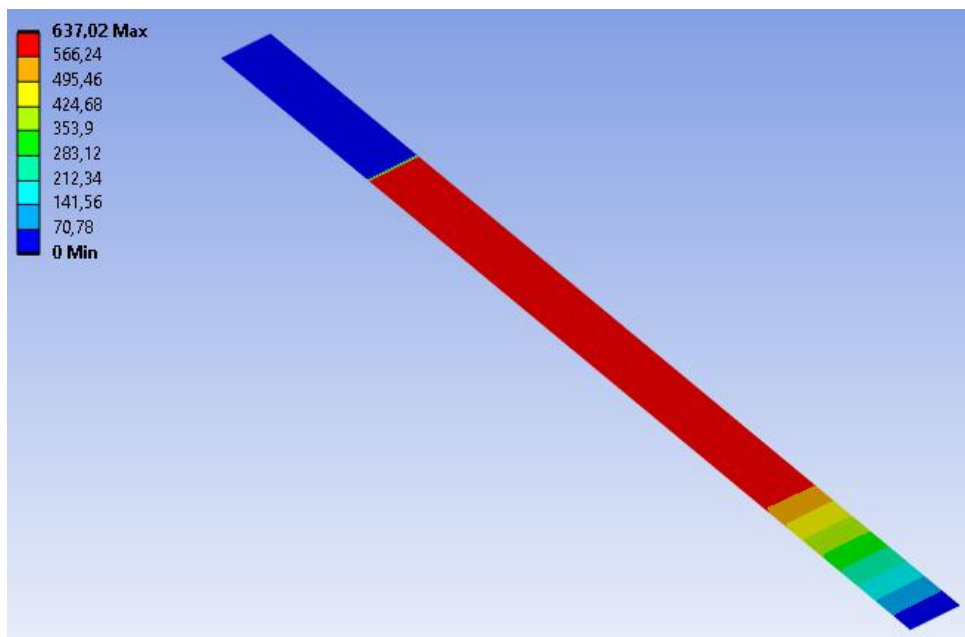


Рис. 4.24. Розподіл напружень.

На рис. 4.25. показано розподіл критерія Inverse Reserve Factor (Max. Strain + Max. Stress + Tsai-Wu). З рисунка видно, що найбільше значення даного критерія складає **1,3** в місці де фактично відбувся розрив. Значення критерія, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок зруйнувався (якщо  $> 1$  матеріал руйнується). Для більш точнішого аналізу рекомендовано виводити значення критерія окремо по Max. Strain, Max. Stress та Tsai-Wu.

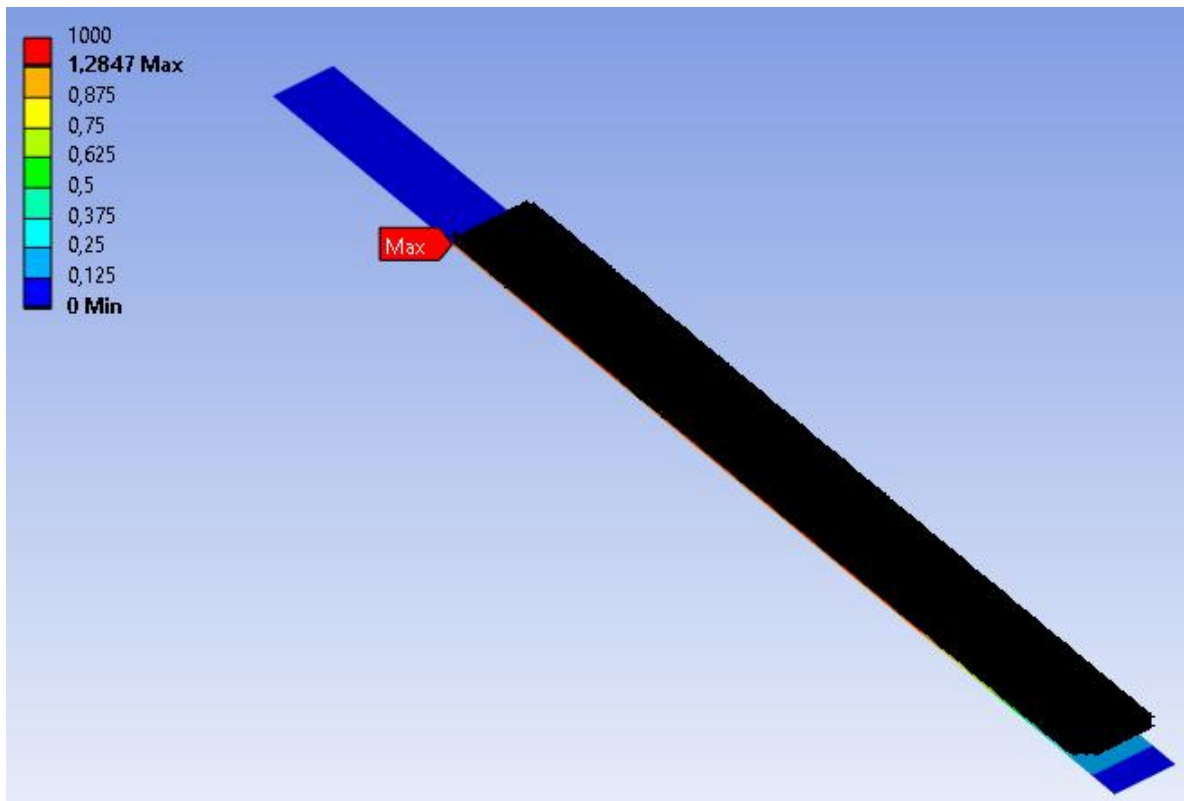


Рис. 4.25. Розподіл критерія Inverse Reserve Factor.

На рис. 4.26. показано розподіл критерія Safety Factor (Max. Strain + Max. Stress + Tsai-Wu). З рисунка видно, що найменше значення даного критерія складає **0,8** в місці де фактично відбувся розрив. Значення критерія, що видає Ansys говорить нам про те, що зразок зруйнувався (якщо  $< 1$  матеріал руйнується). Для більш точнішого аналізу рекомендовано виводити значення критерія окремо по Max. Strain, Max. Stress та Tsai-Wu.)

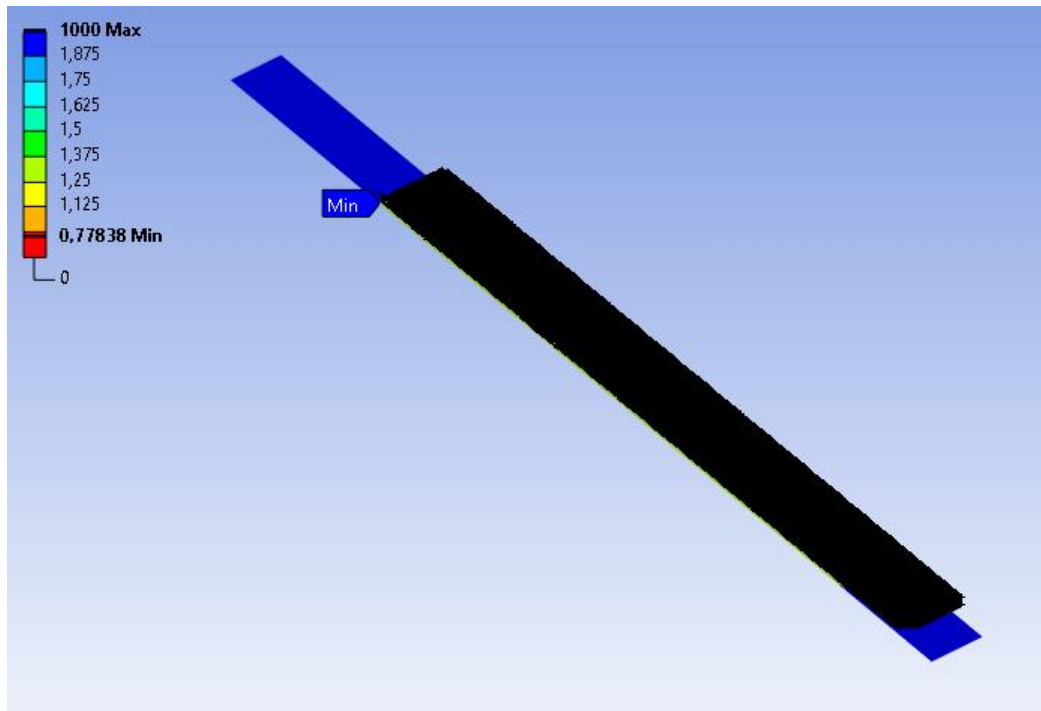


Рис. 4.26. Розподіл критерія Safety Factor.

#### 4.4. Висновки до розділу.

В рамках даного розділу було проведено розрахунок механічних характеристик матеріалів/тканин, що використовуються при виготовленні деталі «Нервюра», шляхом механічних та комп'ютерних моделювань на розрив.

Було визначено механічні характеристики склотканини 48 спочатку для заготовки, що виготовлена з 17 шарів склотканини (з метою мінімізувати похибку), та було перераховано механічні характеристики на 1 шар. В програмному пакеті ANSYS були проведені перевірочні розрахунки (моделювання 17 шарів та моделювання 1 шару).

Було визначено механічні характеристики вуглецевої тканини 80 спочатку для заготовки, що виготовлена з 10 шарів вуглецевої тканини (з метою мінімізувати похибку), та було перераховано механічні характеристики на 1 шар. В програмному пакеті ANSYS були проведені перевірочні розрахунки (моделювання 10 шарів та моделювання 1 шару).

Визначені механічні властивості були перенесені в базу даних ANSYS та будуть використані при моделюванні навантаження на силовий набір консолі в який входить нервюра, що складається з наступних шарів: Склотканина 48 – Вуглецева тканина 80 – Airex C70.75 – Вуглецева тканина 80 – Склотканина 48. (Механічні характеристики пінопласту Airex C70.75 надані виробником та записані в таблиці 6)

# Охорона праці

## Загальні положення

- Ці Правила поширюються на всіх суб'єктів господарювання незалежно від форм власності та організаційно-правових форм, діяльність яких пов'язана з виробництвом повітряних і космічних літальних апаратів, супутнього устаткування, а також виробництвом гумових виробів.
- Ці Правила встановлюють вимоги з охорони праці під час виконання робіт з виробництва предметів і деталей з волокнистих наповнювачів (вуглецевих, органічних, скляних) і зв'язуючих на основі органічних смол.
- Ці Правила обов'язкові для роботодавців і працівників під час роботи з полімерними композитними матеріалами.

## Вимоги до технологічного обладнання

- Обладнання, що застосовується у виробництві деталей з ПКМ, повинно забезпечувати максимальну механізацію та автоматизацію робіт.
- Обладнання, що застосовується, повинно відповідати вимогам ГОСТ 12.2.061-81«ССБТ. Оборудование производственное. Общие требования безопасности к рабочим местам» і цих Правил.
- Обладнання або його окремі вузли, де під час роботи відбувається інтенсивне виділення шкідливих, вибухопожежонебезпечних речовин, необхідно обладнати місцевою витяжною вентиляцією (вбудоване відсмоктування, аспіраційні укриття, витяжні парасолі тощо).
- Конструкція установок (барабанів, кульових млинів тощо) повинна виключати надходження пилу в повітря виробничого приміщення як в процесі дроблення, так і при завантаженні і вивантаженні матеріалу.
- Реактори для приготування зв'язуючих повинні бути обладнані герметичними кришками.
- Реактор, в якому відбувається змішування компонентів, повинен бути виготовлений з матеріалу, стійкого до дії компонентів, що застосовуються, а також виключати накопичення електростатичних зарядів.
- У конструкціях вузлів просочення наповнювача на просочувальних установках необхідно передбачати капсулювання просочувальних ванн з відсмоктуванням повітря з підкапсульного простору або закриття ванни кришкою та обладнання її місцевим відсмоктуванням; заповнення зв'язуючих

ванн просочення по герметичному трубопроводу або через спеціальне пристосування, що унеможлиблює надходження шкідливих речовин з зв'язуючого в повітря робочої зони; автоматичне підтримання необхідного рівня зв'язуючого у ванні і виключення її переповнення, а також можливість візуального контролю рівня зв'язуючого у ванні з допомогою рівнеміра; можливість легкого зняття ванни для зливання мийних розчинів з ванни в окрему тару способом, що унеможлиблює контакт рук працівника з мийним розчином.

- У конструкції сушильної камери просочувальних установок необхідно передбачати постійне вентилявання всіх зон камери під час роботи установки.
- Вентиляція повинна виключати утворення в камері пожежонебезпечних парів у небезпечних концентраціях при всіх технологічних режимах просочення.
- Електронагрівальні елементи сушильної камери, струмопроводи до них потрібно ізолювати. Попадання на них волокон, ниток наповнювача не дозволяється.

### **Вимоги до технологічних процесів**

- Під час виконання технологічних процесів виготовлення деталей з ПКМ необхідно дотримуватись положень технологічної документації, затвердженої в установленому порядку.
- Роботи з пожежонебезпечними речовинами, матеріалами (розчинниками, антиадгезійними мастилами) потрібно проводити при постійно працюючій загальнообмінній і місцевій вентиляціях.
- Чищення, огляд внутрішніх поверхонь обладнання (термопечей, камер нанесення антиадгезійного мастила) потрібно проводити після ретельного продування повітрям. Продувку слід проводити при працюючій вентиляції.
- Зачищення поверхонь устаткування, видалення затверділих залишків стрічок, зв'язуючих необхідно здійснювати інструментом, що виключає іскроутворення (з латуні, міді тощо).
- Пролиті розчинники, мастила, клей, зв'язуючі слід негайно засипати піском, прибрати за допомогою совка, шпателя або іншого інструмента, виготовленого з матеріалу, що виключає іскроутворення.

- Очищення оснащення від залишків продукту, мастила слід проводити із забезпеченням відсмоктування пилю на робочих столах з місцевим відсмоктуванням або із застосуванням пересувних відсмоктувальних пристроїв
- При складанні технологічного пакета необхідно забезпечувати його повну герметизацію та унеможливити випаровування летких речовин при закладенні штуцерів, вакуумного мішка, на виступах оснащення.
- Встановлення знімних форм вкладишів, знаків у стаціонарні прес-форми слід проводити за допомогою спеціального інструменту, що виключає потрапляння рук працівника в зону змикання форм (подовжені пінцети, тримачі з довгими ручками тощо).
- Розкриття вакуумного мішка слід проводити після охолодження технологічного пакета до температури виробничого приміщення.
- Розкриття вакуумного мішка і розбирання технологічного пакета необхідно проводити із забезпеченням відсмоктування для видалення летких речовин і пилю.
- Розпакування технологічного пакета, зняття деталі з форми необхідно проводити із застосуванням пристроїв та в послідовності, зазначеній в технологічній документації на виготовлення цієї деталі.
- Механічну обробку необхідно проводити на верстатах, обладнаних відсмоктувальними пристроями.
- Для оброблення деталей ПКМ ручним механізованим інструментом слід використовувати ручні пневматичні машини із вбудованими відсмоктувачами.
- При роботі абразивним інструментом слід дотримуватись вимог ГОСТ 12.3.028-82 «ССБТ. Процессы обработки абразивным и эльборовым инструментом. Требования безопасности», при роботі з алмазним інструментом - ГОСТ 12.3.023-80 «ССБТ. Процессы обработки алмазным инструментом. Требования безопасности».
- Пристосування, що застосовуються при обробленні деталей, повинні відповідати вимогам ГОСТ 12.2.029-88 «ССБТ. Приспособления станочные. Требования безопасности».

## Література

1. Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe Volume 1.
2. F.C. Campbell Structural Composite Materials.
3. John J. Morena Advanced Composite Mold Making.
4. ASTM-D3039-D3039M.
5. ASTM-D790.
6. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов.
7. Шульженко М.Н. Конструкция самолетов.
8. <https://hdpic.club/photo/27419-nervjura-v-aviacii-41-foto.html>
9. <https://www.haascnc.com/uk/machines/vertical-mills/gantry/models/gm-2.html#gsc.tab=0>
10. [https://mastgroup.com.ua/catalog/verstati\\_z\\_chpk/plazmeno\\_lazerne\\_obladnannya\\_z\\_c\\_hpk/8248/?srsltid=AfmBOopp4UZWRVxpmVxQMHrcCD87s1znDEINC4MLFnefpC21TWzPqwNd](https://mastgroup.com.ua/catalog/verstati_z_chpk/plazmeno_lazerne_obladnannya_z_c_hpk/8248/?srsltid=AfmBOopp4UZWRVxpmVxQMHrcCD87s1znDEINC4MLFnefpC21TWzPqwNd)
11. <https://military.com/uk/news/hakery-rozkryly-detali-vyrobnytstva-shahediv-u-rosiyi/>
12. <https://www.rc-helper.com.ua/>
13. <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z0023-13#Text>
14. <https://www.easycomposites.co.uk/>
15. <https://www.compositesworld.com/>
16. <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D0%BE%D0%BC%D0%BF%D0%BE%D0%B7%D0%B8%D1%82%D0%B8>
17. <https://compositesuk.co.uk/>
18. <https://www.compositestoday.com/>
19. <https://www.sciencedirect.com/>
20. <https://www.engineeringtoolbox.com/>

# Додаток А