

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра космічної інженерії

«На правах рукопису»
УДК 539.4

До захисту допущено
Завідувач кафедри
_____ Олександр МАРИНОШЕНКО
«__» _____ 2022 р.

Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
за освітньо-професійною програмою «Інженерія авіаційних та ракетно-
космічних систем» спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна
техніка» на тему: «Оптимізація силових і масових характеристик
композиційних панелей літальних апаратів»

Виконала:
студентка VI курсу, групи АК-11мп
Вікторія ШИЙКА _____

Керівник:
професор, д.т.н., професор кафедри КІ
Олександр АРХИПОВ _____

Рецензент:
доцент, к.т.н., начальник відділу наукових
досліджень та інновацій департаменту космічної
політики та розвитку ДКА України
Сергій ЛАРЬКОВ _____

Засвідчую, що у цьому дипломному
проекті немає запозичень з праць інших
авторів без відповідних посилань.
Студентка _____

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка магістерської дисертації з темою: «Оптимізація силових і масових характеристик композиційних панелей літальних апаратів» містить 88 аркушів, 23 рисунки, 37 таблиць та 17 літературних джерел.

Метою проекту є розрахунок різних конфігурацій волокон композиційного матеріалу та їх оптимізація.

За допомогою теоретичних методів розрахунку, були знайдені навантаження при ортогональному, симетричному, ортогональному і перехресному розміщенні шарів, а також для панелей з підкріпленням. Розрахункові волокна композитних матеріалів: борні, вуглецеві та скловолокна.

В дипломному проекті відбувся аналіз розрахованих композиційних панелей та рекомендації щодо їх використання в конструкціях.

Ключові слова: панель, шар, матриця, композитні матеріали.

ANNOTATION

The topic of the master's thesis is Optimization of strength and mass characteristics of composite panels. The report consists of 88 pages, 23 figures, 37 tables and 17 literary sources.

The goal of the project is the calculation of various configurations of fibers of the composite material and their optimization.

Using theoretical calculation methods, loads were found for orthogonal, symmetrical, orthogonal and cross placement of layers, as well as for panels with reinforcement. Calculated fibers of composite materials: boron, carbon and glass fibers.

The diploma project included an analysis of calculated composite panels and recommendations for their use in structures.

Key words: panel, layer, matrix, composite materials.

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра космічної інженерії

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма **«Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»**

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Олександр Мариношенко

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Шийка Вікторія Іванівна

1. Тема дисертації «Оптимізація силових і масових характеристик композиційних панелей літальних апаратів», науковий керівник дисертації Архипов Олександр Геннадійович д.т.н., професор, затверджена наказом по університету від «__» жовтня 2021 р. № _____
2. Термін подання студентом дисертації 10 грудня 2022 р.
3. Об'єкт дослідження Панель обшивки виготовлена з композиційних матеріалів
4. Вихідні дані Навантаження: $N_x = 19,7 \cdot 10^4$ н/м, $N_y = 99,3 \cdot 10^4$ н/м, $q = 1,5 \cdot 10^4$ н/м
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
 - 5.1. Аналітичний огляд наукових робіт з тематики проектування панелей виготовлених з композиційних матеріалів.
 - 5.2. Методика розрахунку панелі з ортогонально розташованими шарами волокон
 - 5.3. Методика розрахунку панелей з сіметрично армованими композиційними матеріалами
 - 5.4 Методика розрахунку панелей армованих ортогональними і перехресними шарами
 - 5.5. Методика розрахунку композиційних панелей з підкріплюючими елементами в складі конструкції
 - 5.6. Розрахунок і оптимізація варіантів конструкцій панелей
 - 5.7. Розробка технології виготовлення панелі
 - 5.8. Розробка стартап-проєкту

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу
- 6.1. Постановка задачі, мета, об'єкт і предмет досліджень
- 6.2. Розрахункові схеми і орієнтація армування в панелях
- 6.3. Аналіз результатів розрахунків силових характеристик панелей
- 6.4 Оптимізація панелі за силовими і масовими характеристиками
- 6.5 Технологія і оснастка для виготовлення панелі
- 6.6. Результати розробки стартап-проєкту

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому журналі

7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез

8. Дата видачі завдання 01.10. 2020

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналітичний огляд сучасних робіт з проєктування панелей з композиційних матеріалів.	до 15.11.2021 р.	
2.	Методики розрахунку варіантів панелей залежно від армування.	до 31.12.2021 р.	
3.	Розрахунок моделей панелей без підкріплення.	до 1.03.2022 р.	
4.	Розрахунок моделей панелей з підкріпленням.	до 30.04.2022 р.	
5.	Оптимізація панелей за силовими і масовими характеристиками.	до 10.05.2022 р.	
6.	Розробка технології виготовлення оптимізованої моделі панелі.	до 20.10.2022 р.	
7.	Розробка стартап-проєкту.	до 07.11.2022 р.	
8.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу.	до 10.12.2022 р.	
9.	Перевірка на плагіат	до 10.12.2022 р.	

Студент

В. І. Шийка

Науковий керівник

О. Г. Архипов

ЗМІСТ

Список термінів та умовних скорочень	2
Розділ 1. Аналітичний огляд сучасних робіт з проєктування панелей з композиційних матеріалів.	4
1.1 Розгляд композиційних матеріалів	4
1.2 Загальні міркування щодо проєктування.	7
1.3 Огляд структури композитних панелей.....	8
1.4 Приклади використання композитних панелей	13
Висновки.....	23
Розділ 2. Методики розрахунку варіантів панелей залежно від армування.	24
Висновок.....	38
Висновки.....	46
Розділ 4. Методика розрахунку панелей армованих ортогональними і перехресними шарами.....	47
Висновок.....	53
Розділ 5. Методика розрахунку композиційних панелей з підкріплюючими елементами в складі конструкції.....	54
Висновки.....	58
Розділ 6 Розрахунок і оптимізація варіантів конструкцій панелей	59
Висновок.....	61
Розділ 7. Методика виготовлення композиційного матеріалу	62
Висновок.....	68
Розділ 8. Розробка стартап-проєкту	69
8.1. Ідея стартап проєкту	69
8.2. Технологічний аудит ідеї проєкту.....	70
8.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту.....	70
8.4. Розробка ринкової стратегії	77
8.5. Розробка маркетингової програми стартап проєкту	79
Висновки.....	84
ВИСНОВКИ ДО ДИПЛОМНОЇ РОБОТИ.....	85
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	87

						AK11мп08.10.34.00.00 ПЗ		

Список термінів та умовних скорочень

Армуючі елементи - ниткоподібні волокна аморфної структури, металеві дроти, полікристалічні волокна;

Високомодульні волокна – (надміцні волокна), хімічні волокна, модуль пружності яких перевищує 50-70 ГПа, а міцність перевищує 100-150 сН/текс.

Вуглепластик — КМ на основі смол і вуглецевих волокон. Складається з армуючого наповнювача з вуглецевого волокна та полімерної матриці.

Експлуатаційне навантаження – це значення навантаження, що характеризує умови нормальної експлуатації конструкції.

КМ – композиційний матеріал;

ЛА – літальний апарат.

Матриця – компонент, безперервний по всьому об'єму КМ.

Ортогонально розташовані двошарові композиційні матеріали – матеріали які складаються з двох шарів, з яких одна частина розміщена під кутом $\theta^1 = 0^\circ$, а решта під кутом $\theta^1 = 90^\circ$.

Препреги – це композиційні матеріали-напівфабрикати, що являють собою листи тканих або нетканих волокнистих матеріалів, просочених незатверділими полімерними сполучними.

Редукована площа – площа, зменшена за рахунок множення на редуційний коефіцієнт, що необхідно для попередження втрати стійкості елемента.

Симетрично розташовані двошарові композиційні матеріали – матеріали які складаються з двох шарів, з яких одна частина розміщена під кутом θ^1 , а решта під кутом $-\theta^1$.

Склопластик – це КМ, основними компонентами якого є: синтетичний зв'язуючий і скляне волокно (наповнювач).

Технологічний процес —це система взаємопов'язаних дій, що виконуються з моменту виникнення вихідних даних до отримання потрібного результату.

Технологічність конструкції — це властивості конструкції виробу, які проявляються у можливості оптимальних витрат праці, коштів, матеріалів і часу при технологічній підготовці виробництва, виготовленні, експлуатації та ремонті виробу.

Розділ 1. Аналітичний огляд сучасних робіт з проєктування панелей з композиційних матеріалів.

1.1 Розгляд композиційних матеріалів

Композиційні матеріали - це матеріали, виготовлені з двох або більше компонентів з різними фізичними або хімічними властивостями. Коли ці матеріали поєднуються, новий матеріал має характеристики, відмінні від окремих компонентів.

Композитні матеріали не є чужими для аерокосмічної промисловості, і вже в 1940-х роках полімери, армовані скловолокном (GFRP), почали знаходити свій шлях у цій промисловості. У 1944 році в США здійснив політ перший літак із композитним матеріалом у фюзеляжі, експериментально модифікований Vultee VT-15 [1]. На початку 1960-х років композити використовувалися у вигляді препрегу, які склалися з ряду армованих волокнами пластмас (FRP), попередньо просочених епоксидною смолою. Приклади можна побачити на крилах і передній частині фюзеляжу AV-8B Harrier і хвостовій частині A320, а також інших військових літаків, таких як Eurofighters 2000 [2].

Нещодавно Airbus збільшив використання композитів з 25% у культовому A380 та до 53% у новому A350 XWB. Boeing зробив те саме: 12% конструкції 777 виготовлено з композитів, а тепер їхній новий літак 787 складається на 50% з композитів. Це призвело до зменшення ваги 787 на 20% і скорочення планового та позапланового технічного обслуговування завдяки зниженому ризику корозії та втоми.

Хоча ці композити мають багато особливостей, таких як легка вага, висока жорсткість тощо, але вони також мають багато недоліків, таких як: старіння під впливом високої температури та вологості, середньої стійкості до ударів, труднощів у ремонті та труднощів у серійному виробництві [3].

Композитні матеріали використовуються замість алюмінію в широкому спектрі авіаційної промисловості через високу питому міцність, малу вагу та високу питому жорсткість.

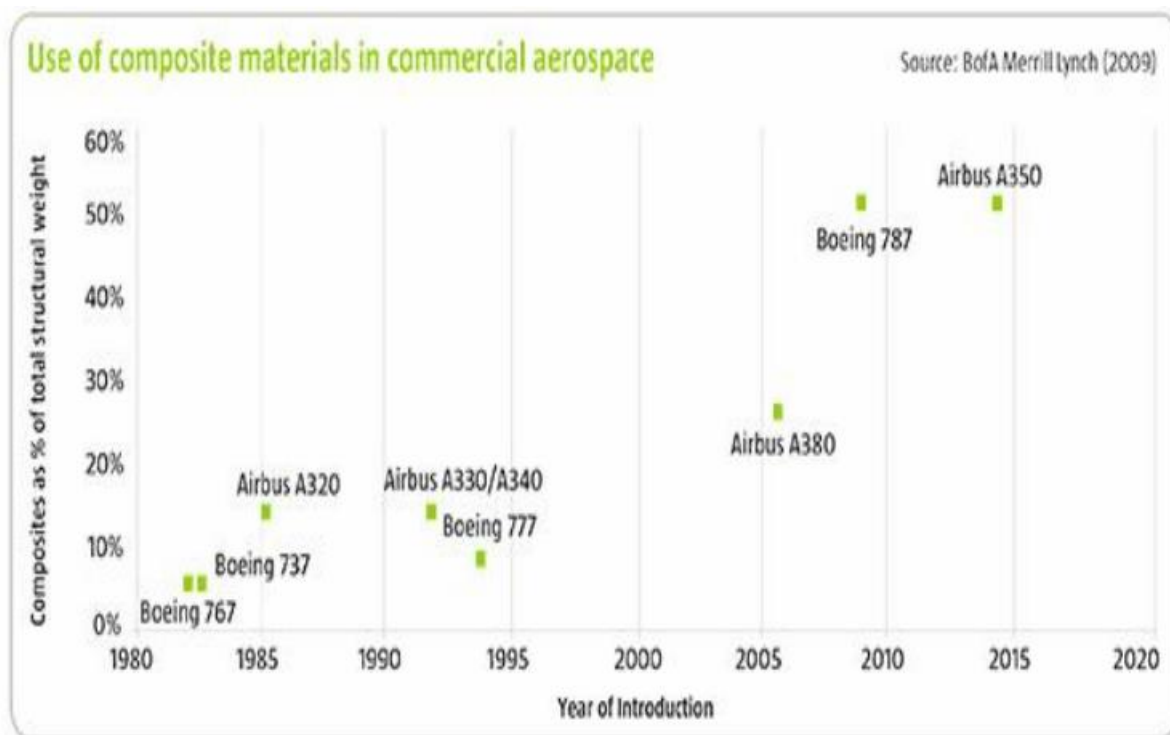


Рис. 1. Використання композитних матеріалів у комерційній аерокосмічній галузі

Композитні матеріали також використовувалися при розробці БПЛА. У 2009 році було проведено дослід у якому брало участь 200 моделей літаків і виявилось, що всі моделі мають композитні компоненти, і в ряді випадків повідомлялося про використання вуглецевого волокна для конструкції планера [4].

Однак зростання попиту на вантажопідйомність і ефективність безпілотної злітної апаратури змусило галузь переключитися на інше виконання композиту для виготовлення конструкції безпілотної злітної апаратури: полімери, армовані вуглецевим волокном (CFRP), які зараз є основним матеріалом, що використовується в конструкції планера БПЛА [5].

За даними Composite World, у 2007 і 2008 роках було вироблено 231 і 247 метричних тон композитів для конструювання БПЛА, а до 2018 року на ринку виробили 738 метричних тон конструкції планера.

У міру збільшення частки ринку безпілотників у цивільному та військовому застосуванні зростатиме попит на більш маневрені БПЛА з ефективним навантаженням, оскільки композитні матеріали відіграватимуть життєво важливу роль у розробці цих нових літаків [6].

Використання адитивних методів виробництва, таких як моделювання плавленого осадження (FDM) і лазерне спікання (LS) у поєднанні з композитними матеріалами, дозволить розробляти більш ефективні дрони для безпеки та військових цілей.

Типи КМ:

1) Скловолокно часто використовується для конструкції літаків, таких як обтічники, кінці крил та інше. Скловолокно також використовується для виготовлення лопатей гвинта вертольоту. Існує кілька видів скловолокна, що використовується в авіаційній промисловості. Електротехнічне скло, або Е-скло, ідентифікується як для електричних застосувань. Має високу стійкість до струму. E-glass виготовляється з боросилікатного скла. S-скло та S2-скло визначають конструкційне скловолокно, яке має вищу міцність, ніж Е-скло. S-скло виготовляється з магнезійно-алюмосилікату [4].

Перевагами скловолокна є нижча вартість порівняно з іншими композиційними матеріалами, стійкість до хімічної корозії. Скловолокно має білий колір і доступне як суха волокниста тканина або препрег.

2) Вуглецеві та графітові волокна базуються на графенових (гексагональних) мережах шарів, присутніх у вуглеці. Якщо графенові шари або площини складені в тривимірному порядку, матеріал визначається як графіт. Зазвичай для формування цього замовлення необхідний тривалий час і температура обробки, що робить графітові волокна дорогими. Зчеплення між площинами слабке. Розлад часто виникає лише так, що наявне двовимірне впорядкування всередині шарів. Цей матеріал визначається як вуглець.

Вуглецеві волокна дуже жорсткі та міцні, у 3-10 разів жорсткіші за скловолокна. Вуглецеве волокно використовується для конструкцій літаків, таких як балки підлоги, стабілізатори, елементи керування польотом, а також

основна структура фюзеляжу та крила. До переваг відноситься висока міцність і стійкість до корозії. До недоліків можна віднести більш низьку електропровідність, ніж алюміній; тому для частин літака, які схильні до ударів блискавки, необхідна блискавкозахистна сітка або покриття. Ще одним недоліком вуглецевого волокна є його висока вартість.

Вуглецеве волокно має сірий або чорний колір і доступне у вигляді сухої тканини та препрегу. Вуглецеві волокна мають високий потенціал спричинення гальванічної корозії при використанні з металевими кріпленнями та конструкціями.

3) Борні волокна дуже жорсткі і мають високу міцність на розтяг і стиск. Волокна мають відносно великий діаметр і погано гнуться; тому вони доступні лише як препрег стрічки. З борним волокном часто використовується епоксидна матриця. Борні волокна використовуються для ремонту тріснутих алюмінієвих обшивок літаків, оскільки теплове розширення бору є близьким до алюмінієвого, і немає потенціалу гальванічної корозії. Борне волокно важко використовувати, якщо поверхня основного матеріалу має контурну форму. Борні волокна дуже дорогі і можуть бути небезпечними для персоналу. Борні волокна використовуються переважно у військовій авіації [7].

4) Керамічні волокна використовуються для високотемпературних застосувань, наприклад, для лопатей турбін у газотурбінних двигунах. Керамічні волокна можна використовувати при температурах до 1204° С.

1.2 Загальні міркування щодо проєктування.

Різниця між композитами та металами полягає в тому, що композиційні матеріали є одноосьовими у своєму одношаровому стані з дуже високими механічними властивостями вздовж поздовжньої осі та низькими властивостями вздовж поперечної осі. Спрямована природа композитів дозволяє створити матеріал, який може відповідати вимогам жорсткості та конкретним навантаженням. Якщо цей матеріал прикріплений до обмежувальних елементів, усі волокна можуть бути орієнтовані таким чином,

якщо вимогою до конструкції є просто забезпечення жорсткості або осьової міцності, великий відсоток матеріалу має бути орієнтованим в одному напрямку [8]. Композит складається з двох або більше шарів з однаковою або різною орієнтацією, що працюють як цілий елемент. Для спрощення проектування та обчислення напружень найчастіше використовуються напрямки 0° , $+45^\circ$, 135° (-45°) і 90° , де 0° є основним напрямком напружень або віссю навантаження. Правильна орієнтація шарів надає елементу конструкції здатність витримувати навантаження, що діють у різних напрямках. Деякі загальні правила, яких слід дотримуватися в процесі проектування композитних частин, стосуються послідовності укладання.

1) Симетрія: Послідовність укладання має бути симетричною навколо нейтральної осі: для кожного шару в позитивному напрямку на відстані X від середньої площини є шар у позитивному напрямку на відстані $-X$. Якщо ідеальна симетрія неможлива, асиметрія повинна бути якомога ближче до середньої площини.

2) Рівномірний розподіл орієнтації шарів: Ті шари, які мають однакову орієнтацію, повинні бути рівномірно розподілені по всій послідовності укладання, щоб мінімізувати ефект сполучення та забезпечити рівномірний розподіл напруги по всьому матеріалу.

3) Максимальне групування: Максимальна кількість шарів, згрупованих разом в одному напрямку, обмежена, ця максимальна кількість залежить від товщини шару. Рекомендується використовувати максимум три шари [9].

1.3 Огляд структури композитних панелей

Сендвіч-композитна структура складається з оболонок або шарів із значно товщим (по відношенню до оболонок) структурним ядром між ними, який прикріплюється шарами адгезиву. Сендвіч-структура в цілому дає позитивний ефект, однак ядро має відповідати найскладнішим вимогам. Коли місцевий тиск високий, грані повинні бути розраховані на пов'язані з ним сили зсуву. Щоб грані та серцевина працювали разом, клейовий або сполучний шар

між поверхнями та серцевиною має бути здатним передавати зусилля зсуву між ними. Клей повинен витримувати напруги зсуву та розтягування. Просте правило полягає в тому, що клей повинен мати таке ж напруження зсуву, що й серцевина. Надзвичайно важливо, щоб оболонки належним чином прилягали до серцевини, щоб забезпечити очікувану структурну поведінку. Вуглецево-епоксидні препреги зазвичай використовуються для формування оболонок стільникових сендвіч-структур. Однією з найдосконаліших технологій виготовлення композитних компонентів є використання попередньо препрегованого армування вуглецевим волокном, яке затверділо під дією тепла та тиску для виготовлення деталей професійної якості з високоякісною поверхнею, низьким вмістом смоли та відмінними структурними характеристиками [10], [11]. Оболонки є результатом поєднання армуючих волокон із полімерною матрицею, що веде до високоякісного матеріалу, що дозволяє зменшити вагу більш ніж на 20% порівняно з алюмінієм. Для досягнення високих механічних характеристик також важливо мати високу об'ємну частку волокон у матеріалі (зазвичай 55-60%), щоб уникнути викривлення волокон через несумісність і обмежити вміст пустот у смолі (зазвичай <3%) [11]. Тонка клейка плівка використовується як розділ між серцевиною та першим шаром оболонок сендвіча. Зовнішня оболонка композитних частин під час експлуатації заряджається електростатично, і цей факт вважається ризиком удару блискавки. Щоб мінімізувати цей ризик, такі компанії, як Boeing і Airbus, розробили системи захисту, які використовують металеву сітку [12], як показано на рисунку 2, виготовлену з алюмінію або міді, прикріплену до зовнішньої поверхні композитних деталей, щоб збільшити електропровідність конструкції літака.

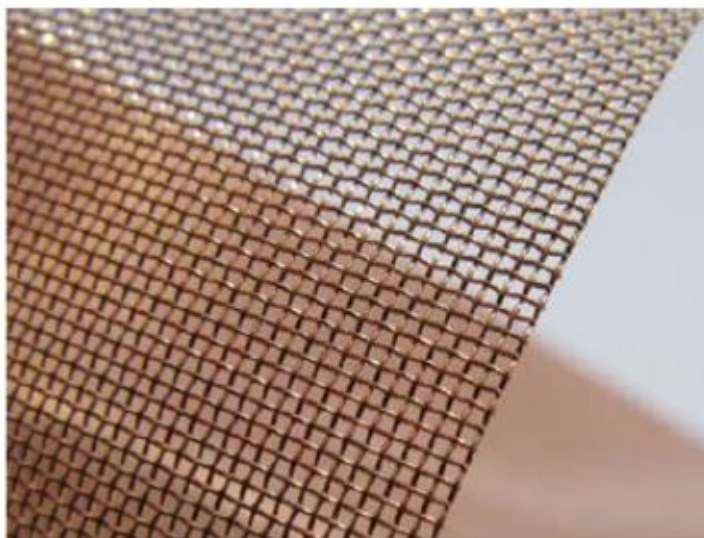


Рис. 2. Сітка з мідного дроту

Композитна основа зазвичай виготовляються з дуже легких матеріалів, таких як піни або стільники. Функція основи полягає в підтримці тонких оболонок, щоб вони не прогиналися (деформувалися) ні всередину, ні назовні, а також утримувати їх у відносному положенні одна відносно одної. Для цього ядро повинно мати кілька важливих характеристик. Воно повинне бути досить жорстким, щоб підтримувати постійну відстань між гранями. Крім того, воно повинне бути настільки жорстким на зріз, щоб поверхні не ковзали одна по одній. Пінопластова основа найчастіше використовуються в сендвіч-конструкціях. Вони можуть бути виготовлені з різних синтетичних полімерів, таких як полівінілхлорид, полістирол, поліуретан, поліметилметакриламід (акрил), поліефірїмід і стирол-акрилонїтрил. Вони можуть постачатися в діапазоні щільності від менше 30 кг/м³ до 300 кг/м³, хоча найбільш використовувані щільності для композитних структур коливаються від 40 до 200 кг/м³. Зазвичай їх товщина становить від 5 до 50 мм. Пінопласти з поліметилметакриламїду, мають найвищу загальну міцність і ступінь жорсткості для композитних ядер. Ці матеріали мають високу стабільність розмірів, що робить їх унікальними в тому, що їх можна легко використовувати зі звичайними препрегами, що твердіють при температурі 130 °С. Основним недоліком цих матеріалів є висока вартість, яка обмежує їх використання аерокосмічними композитами, такими як конструкційні панелі

та командні поверхні [8]. Стільникова основа використовує геометрію, яка дозволяє мінімізувати кількість використаного матеріалу для досягнення мінімальної ваги. Ця геометрія може сильно відрізнятись, але є спільною рисою усіх таких структур – це масив порожнистих клітин, утворених між тонкими вертикальними стінками. Ці клітини часто мають стовпчасту та шестикутну форму. Стільникова структура забезпечує матеріал з мінімальною щільністю та відносно високими механічними властивостями поза площиною. Стільникові сердечники доступні з різних матеріалів для сендвіч-конструкцій, від низької міцності та жорсткості для низьких навантажень до високоміцних і жорстких надзвичайно легких компонентів для конструкцій літаків. Існує два основних типи номексу: металеві та неметалічні [8]. Розробники повинні знати, що алюміній не контактує безпосередньо з карбоновою оболонкою, оскільки провідність може збільшити ризик гальванічної корозії. Основа номексу є найпоширенішою неметалевою структурою для сендвіч-композитів. Номекс широко використовується для легких внутрішніх панелей для літаків у поєднанні з фенольними смолами в облицівці. Подібно до алюмінію, стільники мають високе співвідношення міцності до маси, а також стійкі до корозії та грибків, але мають додаткові переваги, такі як вогнестійкість, хороша теплоізоляція та придатні для тривимірних форм. Для основного матеріалу розглядалися арамідні соти номекс товщиною 15 мм. Цей матеріал показаний на рисунку 3.

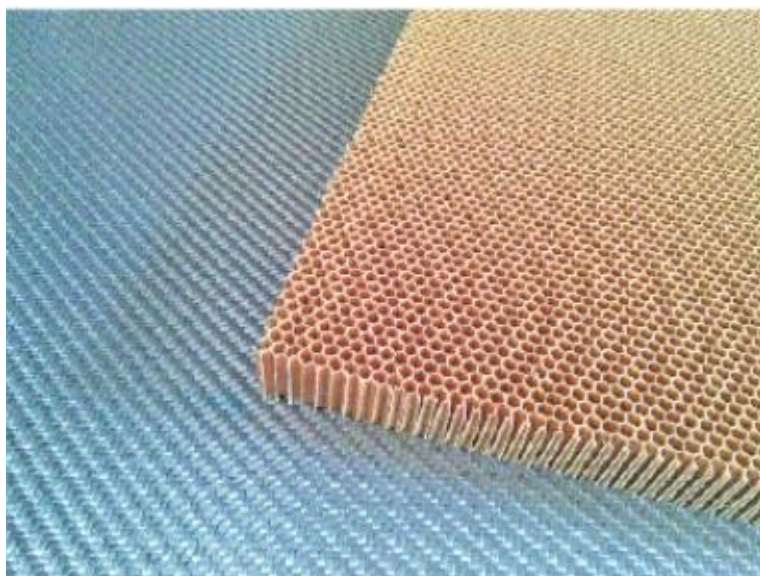


Рис. 3. Арамідна сота номекс

Основний матеріал, як правило, має низьку міцність, але його більша товщина забезпечує сендвіч-композиту високу жорсткість на вигин із загальною низькою щільністю [13].

Причини вибору авіаінженерами стільникової панелі, а не більш звичайних матеріалів, включають [14]:

- високе співвідношення міцності та ваги,
- чудову гладкість поверхні,
- теплоізоляцію,
- акустичне поглинання,
- стійкість до корозії,
- відмінна стійкість до механічної та звукової втоми

Нижче наведено деякі з недоліків основних матеріалів:

- під час виробничого процесу необхідний хороший контроль якості, щоб переконатися, що клейовий шар не роз'єднується.

- проблеми з корозією виникають через уловлену вологу в матеріалі сердечника під час експлуатації.

- несуча здатність конструкцій знижується, якщо роз'єднання можуть ініціювати та поширюватися в клейовому шарі під час експлуатації.

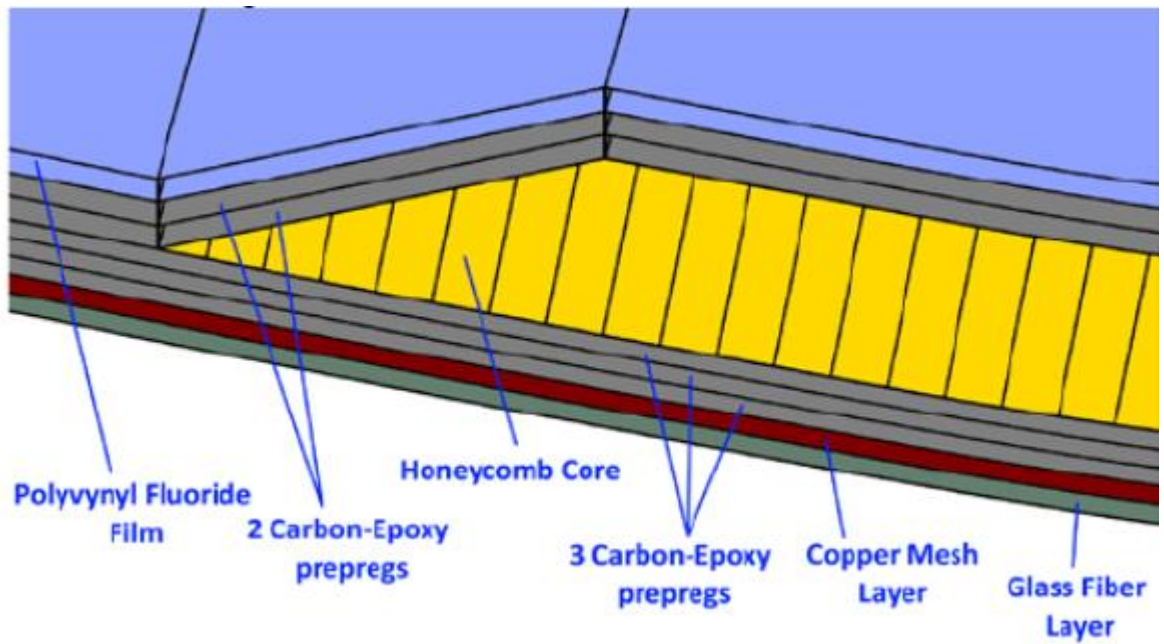


Рис.4. Розкладка для авіаційної композитної сендвіч-панелі

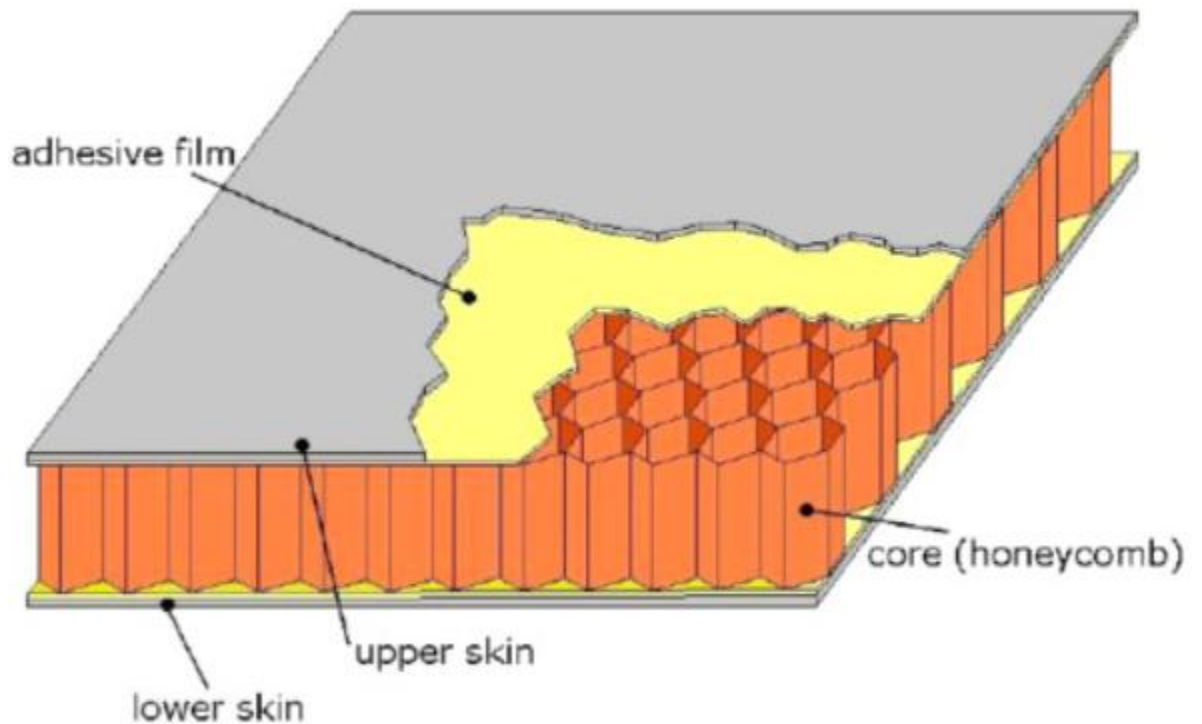


Рис. 5. Конструкція сендвіч-панелі

1.4 Приклади використання композитних панелей

У програмі Boeing 787 свідомо розроблені нові, найсучасніші функції та характеристики, які знижують вартість і підвищують доступність літака. Ці функції призведуть до додаткової економії та збільшення прибутку для клієнтів Boeing. 787 відображає нову філософію проектування життєвого

циклу, яка продиктувала деякі значні зміни у способі побудови літака. Ці зміни включають широке використання композитів у корпусі літака та основній структурі, архітектурі електричних систем, надійній та придатній для обслуговування конструкції та вдосконаленій програмі технічного обслуговування. У сукупності ці зміни запропонують клієнтам гарантоване зниження витрат на обслуговування.

У Boeing 787 використовується більше композитних матеріалів у своєму корпусі та основній конструкції, ніж будь-який попередній комерційний літак Boeing. Проведення процесу проєктування без упереджених ідей дозволило інженерам Boeing визначити оптимальний матеріал для конкретних застосувань у всьому планері [5].

Результатом є корпус літака, який майже наполовину складається з пластику, армованого вуглецевим волокном, та інших композитів. Цей підхід забезпечує економію ваги в середньому на 20 відсотків порівняно зі звичайними алюмінієвими конструкціями.

Вибір оптимального матеріалу для конкретного застосування означав аналіз кожної частини планера, щоб визначити найкращий матеріал, враховуючи робоче середовище та навантаження, яких зазнає компонент протягом терміну служби планера. Наприклад, алюміній чутливий до навантажень розтягування, але дуже добре справляється зі стисненням. Розширене використання композитів, особливо в умовах високого навантаження на фюзеляж, значно зменшує технічне обслуговування через втому порівняно з алюмінієвою конструкцією.

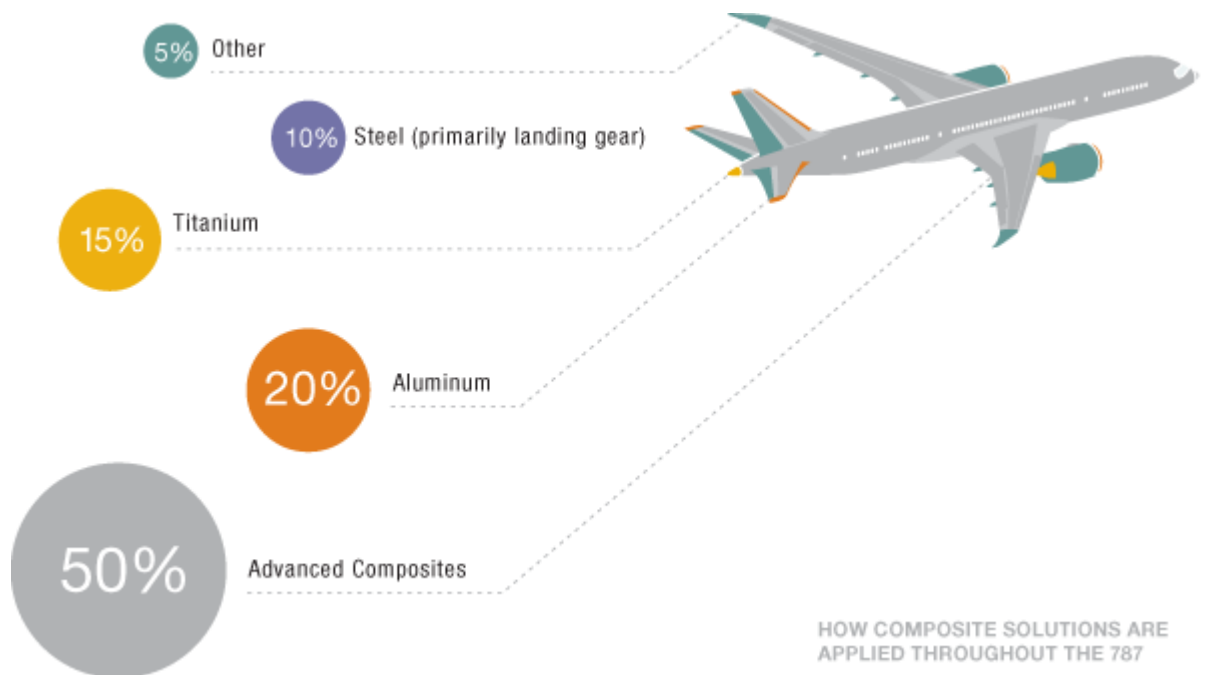


Рис.6. Використання різних матеріалів в Boeing 787

Кожен літак Boeing 787 містить приблизно 32 000 кг композитів CFRP, виготовлених з 23 тон вуглецевого волокна. Композитні матеріали використовуються для виготовлення фюзеляжу, крил, хвоста, дверей і салону.

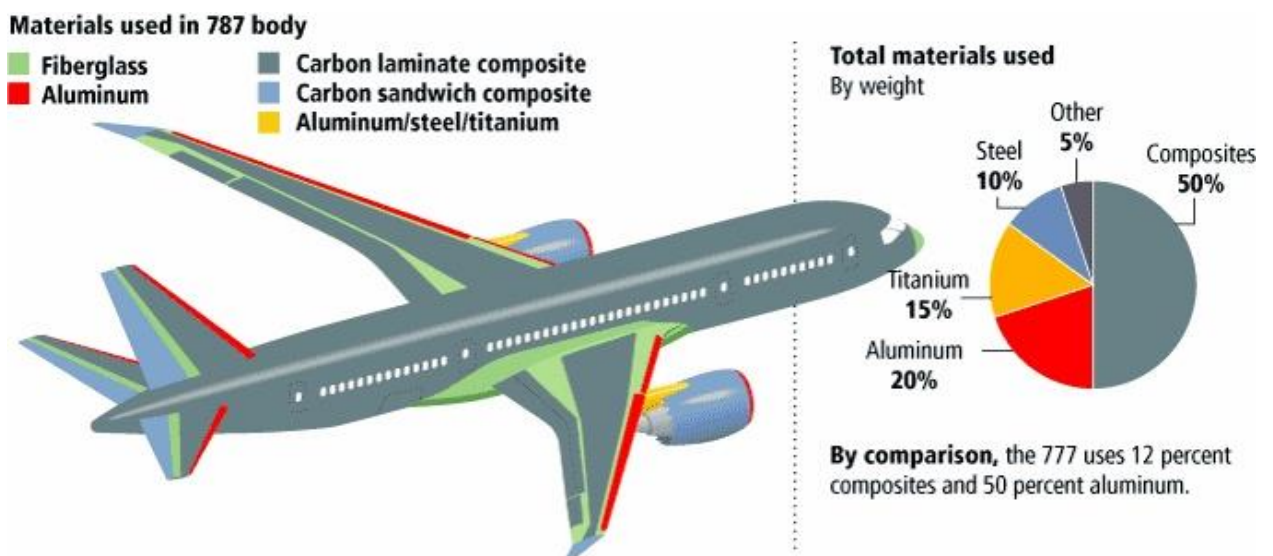


Рис.7. Детальний опис композитних структур використаних в Boeing 787

Секції фюзеляжу Boeing 787 укладені на величезні обертові оправки (рис. 8а). Роботизовані головки AFP і ATL робототехнічно наносять шари епоксидної смоли з вуглецевого волокна на контурні поверхні. Армуючі волокна орієнтовані в певних напрямках, щоб забезпечити максимальну міцність уздовж шляхів максимального навантаження. Секції фюзеляжу

витримують у величезних автоклавах. Отримана монококова оболонка має вже вбудовані внутрішні поздовжні ребра жорсткості (рис. 8 б,с). Ця високоінтегрована структура вимагає на порядок менше кріпильних елементів, ніж звичайні збірні планери. Подібні композитні технології виготовлення застосовуються до крил.

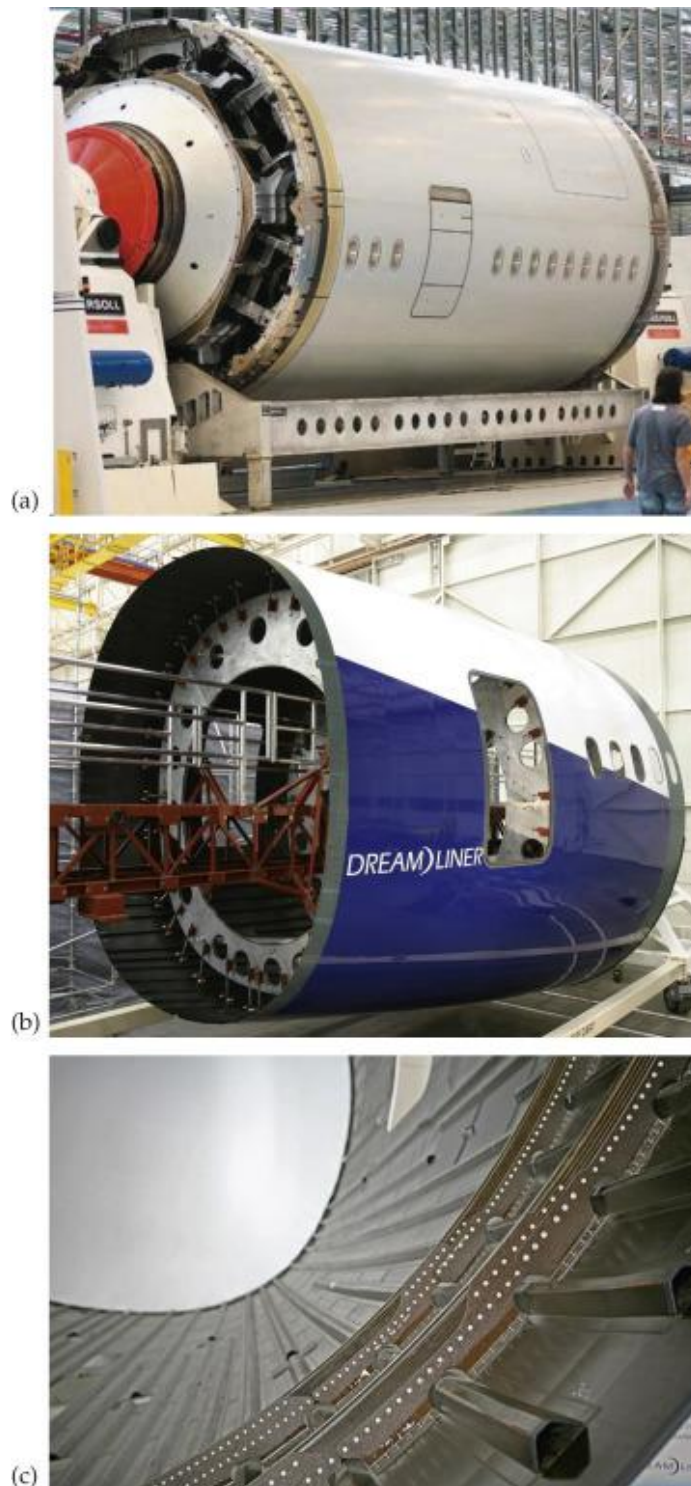


Рис.8. Композитний фюзеляж Boeing 787 Dreamliner: (а) стовбур фюзеляжу є суцільною конструкцією, побудованою на обертовій оправці за

допомогою автоматизованої стрічкової укладки; (b) отримана монококова оболонка має вже вбудовані внутрішні поздовжні ребра жорсткості; (c) високоінтегрована внутрішня структура фюзеляжу вимагає на порядки менше кріплень, ніж звичайні збірні планери.

Пластик, армований вуглецевим волокном є найчастіше використовуваним матеріалом в літаку. На рис 9 зображена його конструкцію:

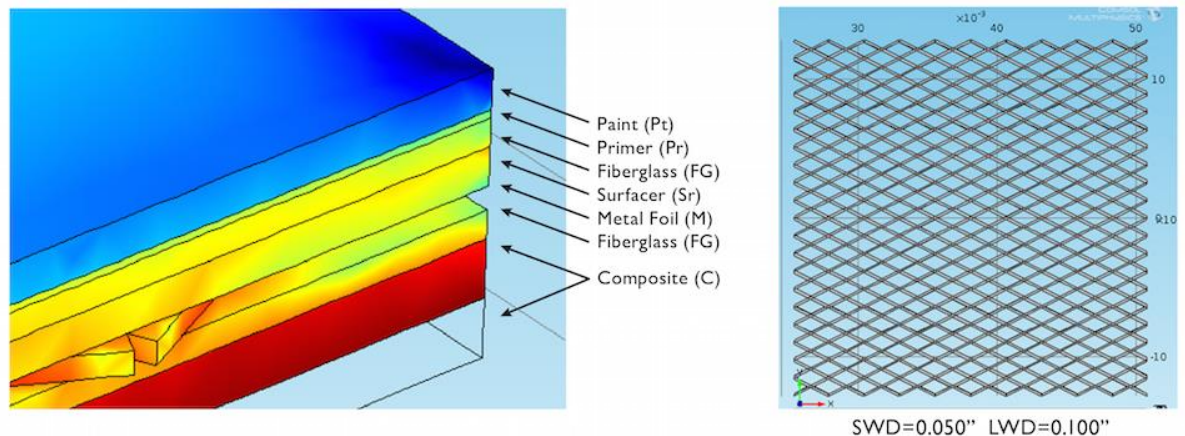


Рис.9. Пластик, армований вуглецевим волокном

Незважаючи на надзвичайну міцність і малу вагу, CFRP, як правило, не є електропровідними, як їхні алюмінієві аналоги, що робить їх сприйнятливими до пошкоджень від удару блискавки. Тому електропровідна розширена металева фольга (ЕМП) додається до компонування композитної структури, для розсіювання сильного струму та тепла, що утворюється від удару блискавки. Композитна структура, показана ліворуч, складається з розширеного шару металевої фольги, показаного праворуч. На рис. 9 також показано додаткові покриття поверх ЕМП, які застосовуються для захисту від вологи та зовнішніх факторів, які викликають корозію. Корозійне пошкодження ЕМП може призвести до зниження провідності, тим самим зменшуючи його здатність захищати конструкції літака від пошкодження блискавкою. Температурні коливання внаслідок циклу польоту «земля-повітря» можуть, однак, призвести до утворення тріщин у схемі захисту поверхні, знижуючи її ефективність.

A350 XWB майже наполовину складається з композитних матеріалів, в основному з армованого вуглецевим волокном пластику (CFRP), включаючи більшість крил літака. CFRP забезпечує краще співвідношення міцності та ваги, ніж метал.

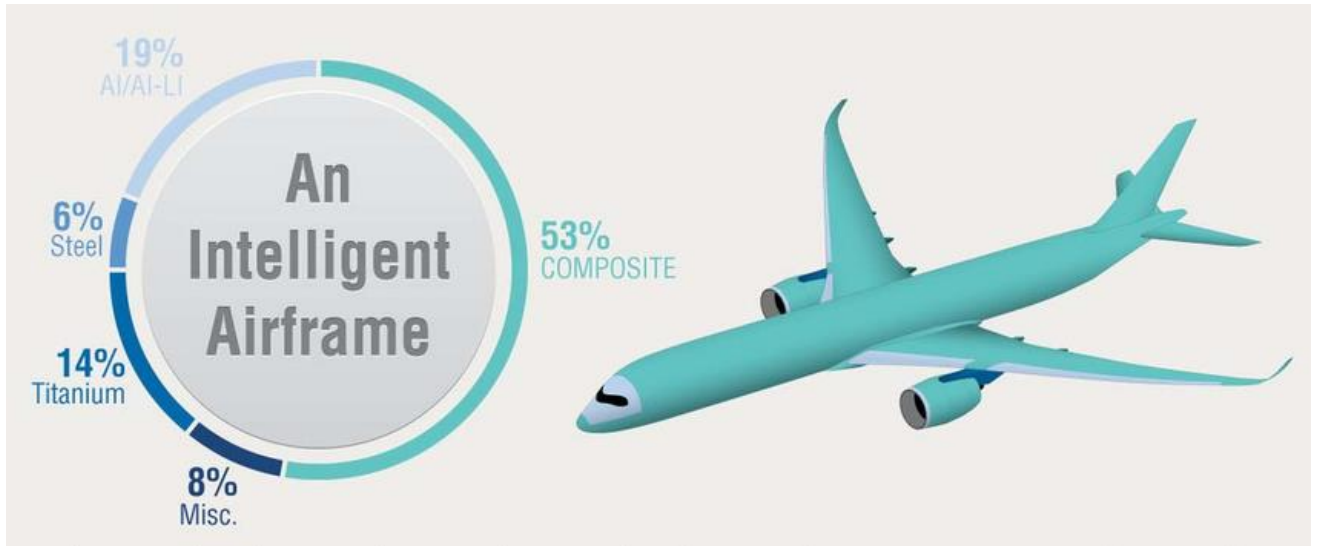


Рис.10. Використання різних матеріалів в A350 XWB

Від носа до хвоста Airbus використовує передові композити у своїй лінійці реактивних лайнерів, які були в авангарді матеріалознавства.

Найчастіше в конструкції використовується CFRP, що складається з вуглецевих волокон, закріплених на місці пластиковою смолою, це забезпечує краще співвідношення міцності та ваги, ніж метали, і менш чутливий до втоми та корозії. Коротше кажучи, він легший за алюміній, міцніший за залізо та більш стійкий до корозії, ніж обидва.

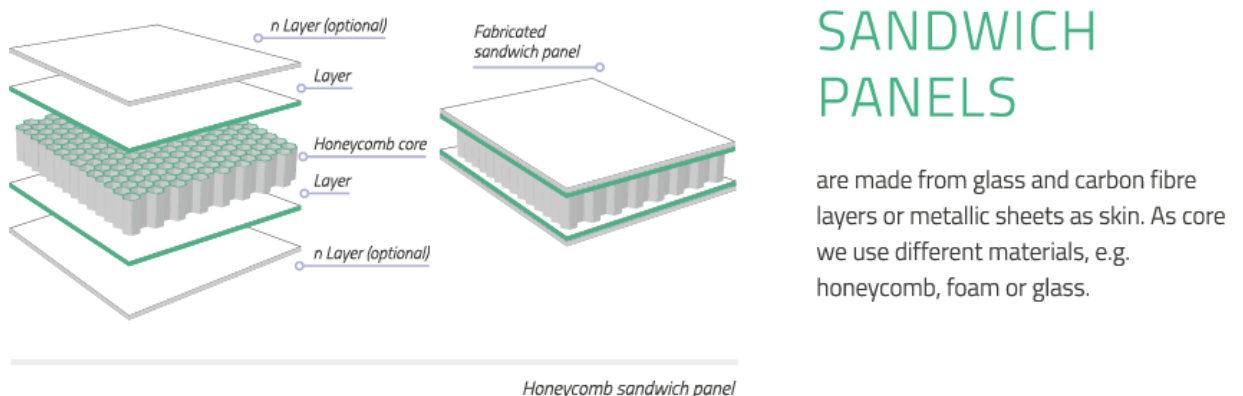


Рис.11. Структура композитної сендвіч панелі

Як і всіх композитів, міцність CFRP є результатом взаємодії між матеріалами, що входять до його складу. Самих по собі ні вуглецевого

волокна, ні смоли недостатньо для створення продукту з бажаними характеристиками для інтеграції в літак. Але після об'єднання в декілька інтегрованих шарів і з'єднання компонент планера або аероструктура з вуглепластику набуває міцності та здатності витримувати навантаження, що робить його ідеальним для використання в авіації.

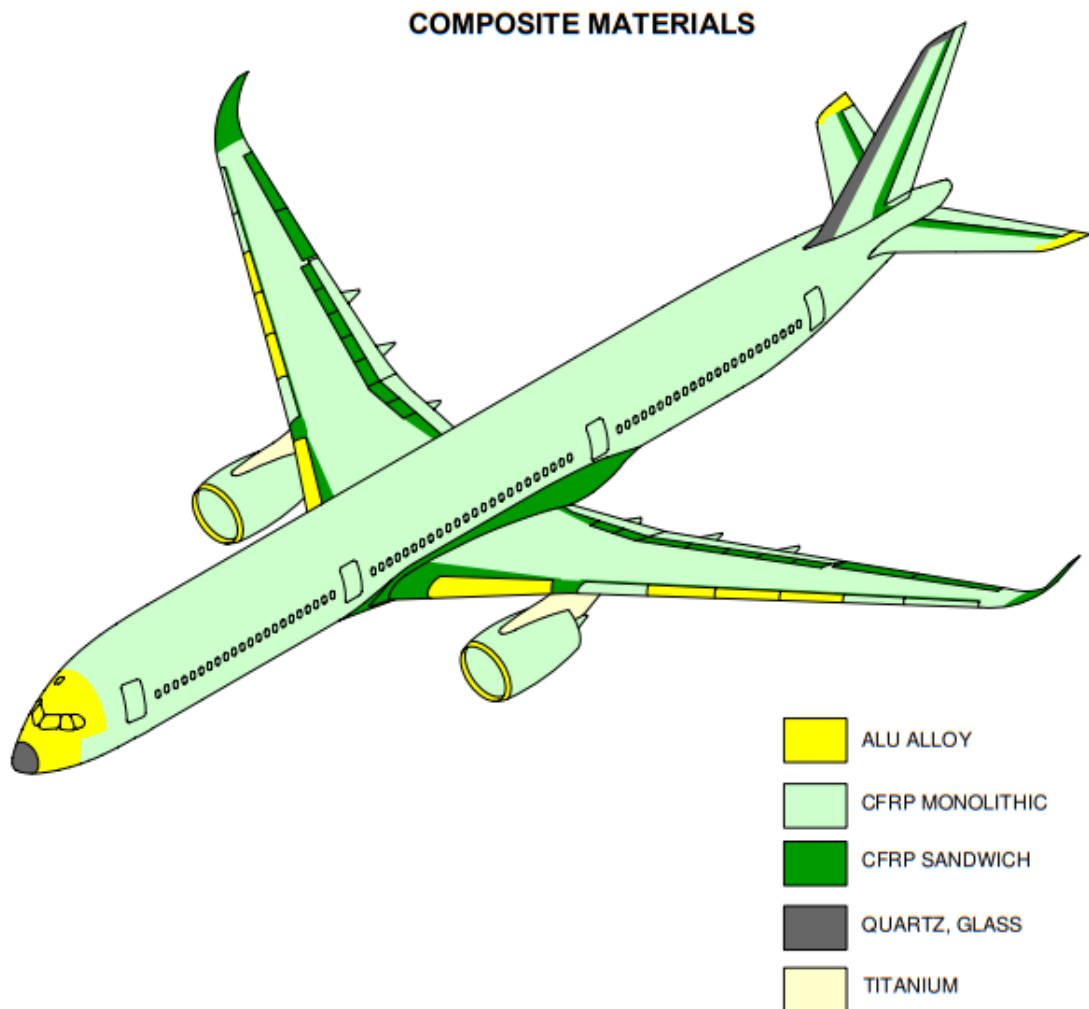


Рис.12. Детальний опис композитних структур використаних в A350 XWB

Композитні матеріали досягають нових висот на A350 XWB. Застосування пластику, армованого вуглецевим волокном, досягло нових пропорцій з A350 XWB, який може похвалитися значним застосуванням композитів. Наприклад, більша частина крила A350 XWB складається з легких вуглецевих композитів, включаючи верхню та нижню поверхню. Маючи розміри 32 метри в довжину і шість метрів в ширину, це одні з найбільших

окремих авіаційних деталей, які будь коли виготовлялися з вуглецевого волокна [3].

Завдяки вуглепластику не тільки планер реактивного лайнера стає міцнішим і міцнішим, зменшена вага дозволяє перевозити більше пасажирів, спалювати менше палива, літати далі або поєднувати це все разом.

Завдяки композитним матеріалам корпус реактивного лайнера може бути міцнішим і легшим, та водночас потребує менше обслуговування під час експлуатації авіакомпанією.

Хоча спочатку виробництво дорожче, ніж традиційні металеві деталі, компоненти з вуглепластику можуть заощадити гроші операторів літаків на майбутніх витратах на технічне обслуговування, оскільки матеріал не іржавіє та не піддається корозії. Наприклад, A350 XWB вимагає на 50% менше завдань з технічного обслуговування конструкції, а поріг для перевірок планера становить 12 років порівняно з 8 для A380.

Під час виробництва вуглепластику тисячі мікроскопічно тонких вуглецевих ниток об'єднуються разом, щоб утворити кожне волокно, яке об'єднує інші в матрицю, скріплену міцною смолою для досягнення необхідного рівня жорсткості. Композитний компонент виготовляється у вигляді листів точної форми, накладених один на одного, а потім скріплених, як правило, за допомогою тепла та тиску в печі, що називається автоклавом, у результаті чого виходить композит високої якості.

У таких частинах, як фюзеляж і крила, можна широко використовувати композити, оскільки необхідне завантаження волокон – спосіб, у який волокна укладають і затверджують в автоклаві – є простим. Однак деталі, які вимагають складного навантаження, у найближчому майбутньому продовжуватимуть використовувати метал.

Двома найпоширенішими типами CFRP є «терморективні» та «термопластики». Хоча терморективні CFRP наразі більш поширені в авіаційній промисловості, термопластики набувають популярності через їх

можливість вторинної переробки – важливе міркування життєвого циклу, яке вже давно є фактором, що заважає більш широкому використанню CFRP.

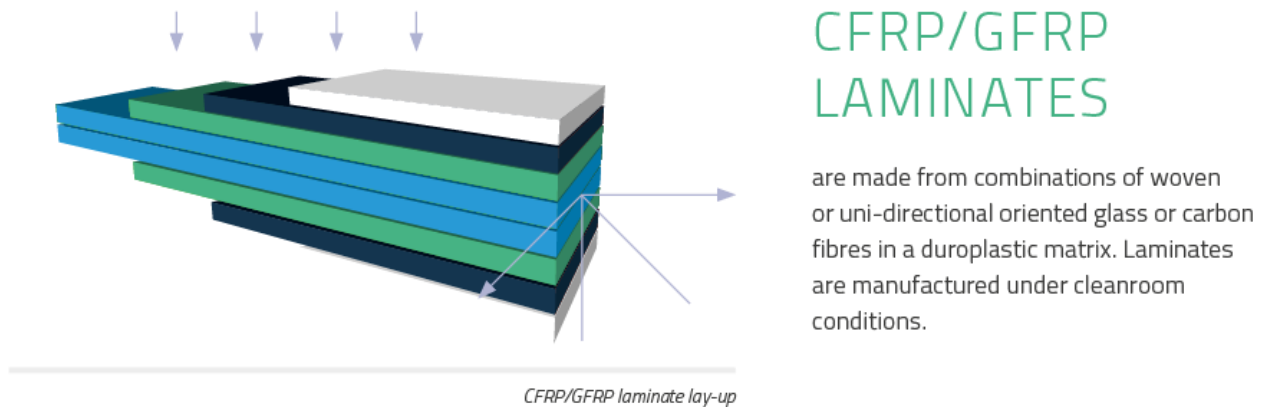


Рис.13. Структура комбінації композиту

Ключова відмінність між терморективними та термопластичними матеріалами полягає в тому, що відбувається під час процесу затвердіння. Під час затвердіння в автоклаві терморективний матеріал піддається хімічній реакції, яка остаточно змінює його склад. Однак термопластичну деталь можна повторно розплавити і зберегти її склад.

Ця різниця робить термопластики привабливими, оскільки Airbus та його постачальники виробляють сотні тон композитних матеріалів щороку. У той час як брукт терморективної смоли не можна використовувати повторно, брукт термопласту можна використовувати різними способами та в ряді секторів за межами авіації [15].

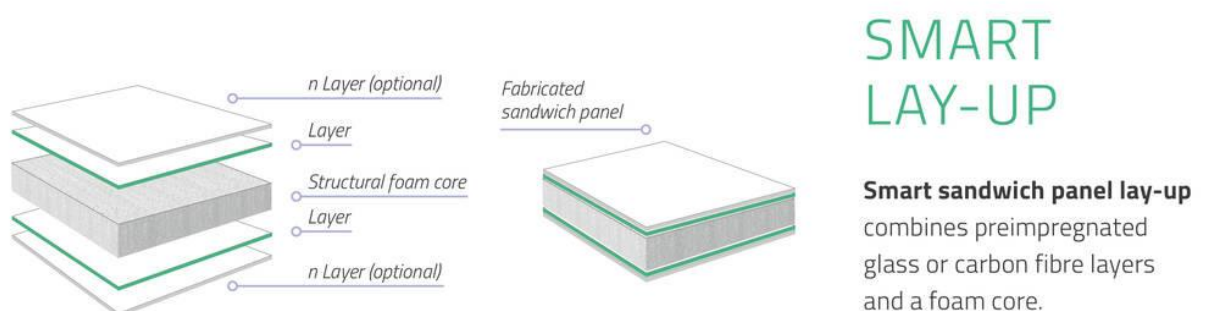


Рис.14. Структура композитної сендвіч панелі використаної в A350

XWB

Boom XB-1 «Baby Boom» (рис. 15) — триреактивний надзвуковий демонстратор масштабу в одну третину, розроблений компанією Boom Technology у рамках розробки надзвукового транспортного авіалайнера Boom Overture.

XB-1 Baby Boom має довжину 21 м максимальну злітну вагу 6 100 кг.

XB-1 виготовлено з легких композитів, титану та нержавіючої сталі A286. Планер складається переважно з вуглецевого волокна/епоксидної смоли із проміжним модулем, з високомодульними волокнами для ковпаків лонжеронів крила та препрегом бісмалеїмідю для високотемпературних передніх кромки і ребер. Задня частина фюзеляжу, що містить двигуни, виготовлена з 90% титану та 10% нержавіючої сталі A286 [16].



Рис. 15. Частина фюзеляжу з вуглецевого волокна

Висновки

Завдяки огляду конструкцій з композиційних матеріалів, зрозуміло що нині існує високий попит на матеріали такого роду. Вони перемагають метали в міцності, а також показують надзвичайні результати у зниженні маси конструкції.

Нині окрім частин декору, або другорядних частин конструкції композиційні матеріали відіграють важливу роль в створенні силової структури літака. Тенденція найбільших авіакомпаній направлена на вивчення і впровадження композиційних матеріалів у літаки. Тому виходячи з аналізу, є надзвичайна необхідність в дослідженні композиційних матеріалів, їх оптимізація та використання в авіації.

Розділ 2. Методики розрахунку варіантів панелей залежно від армування.

У волокнистих композитах високоміцні та високомодульні волокна сприймають основні напруження, що виникають у композиції при дії зовнішніх навантажень, надаючи їй жорсткість і міцність у напрямку орієнтації волокон. Податлива матриця, що заповнює міжволоконний простір, забезпечує спільну роботу окремих волокон за рахунок власної жорсткості та взаємодії, що існує на межі розділу матриця – волокно.

Отже, механічна поведінка композиту визначається трьома основними параметрами: високою міцністю армуючих волокон, жорсткістю матриці та міцністю зв'язку на межі матриця – волокно.

Те чи інше співвідношення цих параметрів характеризує весь комплекс механічних властивостей матеріалу та механізм його руйнування. Роботоспроможність композиту забезпечується як правильним вибором вихідних компонентів, так і раціональною технологією їх поєднання, покликаної забезпечити міцний зв'язок між ними при збереженні початкових властивостей.

Волокна, що застосовуються у конструкційних композиційних матеріалах, повинні задовольняти комплекс експлуатаційних та технологічних вимог. До перших належать вимоги щодо міцності, жорсткості, щільності, стабільності властивостей у необхідному температурному інтервалі, хімічній стійкості тощо. Технологічність волокон визначає можливість створення високопродуктивного процесу виготовлення виробів на їх основі. Важливою вимогою є сумісність волокон з матричним матеріалом. У технологічному аспекті сумісними можна вважати компоненти, на межі яких можливе досягнення міцного зв'язку, близького до міцності матриці, за умов, що забезпечують вихідні значення механічних властивостей компонентів. Найбільші труднощі у зв'язку з цим виникають при створенні матеріалів на основі металевої матриці, оскільки більшість волокон не сумісні з металами.

Скляні волокна. Безперервні скляні волокна утворюються з розпавленої скломаси шляхом витягування струменя на виході з фільтра до діаметра 5...20 мкм. Границя міцності після витягування скляних волокон становить 2...6 ГПа і визначається в основному складом скло-маси, умовами витяжки та подальшої обробки. Модуль пружності волокон становить 50...130 ГПа, щільність 2500...2600 кг/м³.

Саме зі скляними волокнами були проведені експерименти, що започаткували механіку крихкої руйнації та обґрунтували основну властивість тонких волокон – високу міцність порівняно з міцністю монолітного матеріалу. Завдяки цьому вони й використовуються у композитах.

Як відомо, теоретична міцність матеріалів, що передбачається фізикою твердого тіла, значно (на кілька порядків) перевершує міцність реальних матеріалів. Зокрема, теоретична межа міцності скла становить приблизно 14 ГПа, а для скляних стрижнів діаметром 1 мм майже в 100 разів менше. Така різниця пов'язана з впливом поверхневих дефектів – тріщин, які суттєво знижують міцність реальних матеріалів. Експериментом була встановлена критична довжина тріщини, при якій тріщина виявляє тенденцію до необмеженого зростання, що призводить до руйнування матеріалу. Оскільки глибина тріщини на поверхні волокна не може перевищувати його діаметр, природно очікувати зростання межі міцності при зменшенні діаметра волокна. Експериментально встановлено, що зменшенні діаметра скляних волокон, починаючи від 0,03 мм, границя міцності різко збільшується.

При виготовленні композитних елементів конструкцій скляні волокна використовуються у вигляді первинних ниток, ровінгів (тобто пасм нескручених ниток), кручених ниток і тканин на їх основі. Текстильна обробка помітно знижує межу міцності.

Перевагами скляних волокон є висока міцність при розтягуванні та стисканні, порівняно низька вартість вихідних матеріалів та процесу виготовлення, хороша сумісність із полімерними матрицями та

технологічність. Недоліки пов'язані з низьким модулем пружності та порівняно низькою теплостійкістю.

Вуглецеві волокна. Вони є полікристалічними речовинами з високим ступенем орієнтації структури. Вихідною сировиною для їх отримання є органічні волокна, що можна карбонізувати без розплавлення. Процес їх виготовлення полягає у послідовному температурному та механічному впливі на вихідні органічні волокна, що призводить до їх карбонізації, графітизації та вдосконалення структури.

Залежно від умов отримання та типу вихідної сировини межа міцності та модуль пружності вуглецевих волокон знаходяться відповідно в межах 2...3,5 МПа та 220...700 ГПа, а щільність 1750...1950 кг/м³. Найбільшу міцність мають волокна, нагрівання яких на останньому етапі при температурі 1600°C створює дрібнокристалічну структуру. Високомодульні матеріали одержують внаслідок розтягування волокон за температури 2700°C.

Як армуючі елементи композитних матеріалів вуглецеві волокна застосовуються у вигляді джгутів, стрічок і тканин. Вони більш крихкі і менш технологічні, ніж скляні, відрізняються поганою сумісністю з матричними матеріалами.

Основними перевагами вуглецевих волокон є їх більш висока, порівняно зі скляними волокнами, жорсткість і висока теплостійкість. Так, механічні характеристики вуглецевих волокон зберігаються незмінними у разі підвищення температури до 750°C. Крім того, ці волокна характеризуються негативним температурним коефіцієнтом лінійного розширення, що в сукупності з позитивним коефіцієнтом матриці дозволяє синтезувати конструкції, що зберігають свої розміри при температурному впливі.

Борні волокна. Ці волокна отримують осадженням бору на вольфраміву нитку, що нагрівається, діаметром 12...16 мкм. При такому процесі навколо нитки формується борна оболонка, яка частково прореагувала з матеріалом нитки.

В даний час випускають волокна діаметром 100...200 мкм, що мають межу міцності при розтягуванні 2...4 ГПа, модуль пружності 370...430 ГПа, щільність 2500...2700 кг/м³.

Борні волокна мають високу чутливість до концентраторів напружень, ніж пояснюється їх більша міцність при стисканні, ніж при розтягуванні. Волокна бору випускаються у вигляді моноволокон, комплексних ниток та стрічок. Комплексні нитки є пучками безперервних паралельно укладених волокон бору з обмоткою допоміжною скляною ниткою. Борні волокна добре поєднуються як з полімерною, так і з металевою матрицею. Їх основними перевагами є висока жорсткість та міцність при стисканні. До недоліків можна віднести високу вартість, крихкість і пов'язану з нею низьку технологічність, велику товщину елементарного шару, що визначається діаметром волокон.

Виходячи з попередньо вказаних даних розрахуємо напруження в панелях залежно від армування, використовуючи навантаження дані в завданні.

У композиційних матеріалах важлива роль відводиться матриці, яка забезпечує монолітність композиту, фіксує форму виробу та взаємне розташування армуючих волокон, розподіляє напруги, що діють, за обсягом матеріалу, забезпечуючи рівномірне навантаження на волокно та її перерозподіл при руйнуванні частини волокон.

Вимоги до матричних матеріалів також можна розділити на експлуатаційні та технологічні. До перших належать вимоги, пов'язані з механічними та фізико-хімічними властивостями матеріалу матриці, що забезпечують працездатність при дії різних експлуатаційних факторів. Механічні властивості матриці повинні забезпечувати ефективну спільну роботу волокон за різних видів навантажень. Характеристики міцності матеріалу матриці є визначальними при зсувних навантаженнях, навантаженні композиції у напрямках, відмінних від орієнтації волокон, а також при циклічному навантаженні. Природа матриці визначає рівень робочих температур, характер зміни властивостей при впливі атмосферних та інших

факторів. Від вибору матриці залежить термостійкість, опір ударним навантаженням і втоми.

Технологічні вимоги до матриці визначаються здійснюваними зазвичай одночасно процесами отримання композиту та виробу з нього. Основним змістом цих процесів є поєднання армуючих волокон з матрицею та остаточне формоутворення виробу. Метою технологічних операцій є забезпечення рівномірного розподілу волокон у матриці при заданому їх об'ємному змісті, максимально можливе збереження властивостей міцності волокон, створення досить міцної взаємодії на межі розділу волокно – матриця.

Звідси випливають такі технологічні вимоги до матеріалу матриці: хороше змочування волокна матрицею у процесі просочення; можливість попереднього виготовлення напівфабрикатів з подальшим виготовленням з них виробів; якісне поєднання шарів композиту в процесі формування; невисока інтенсивність параметрів остаточного формоутворення.

Для розрахунку будуть використовуватися матриці з борних, вуглецевих та скловолокон, характеристики яких були описані вище.

В процесі експлуатації композиційні матеріали, навантажуються комбінаціями нормальних та зсувних напружень. Через різну орієнтацію волокон, в кожному шарі матеріалу виникає різний напружено-деформований стан, тому пружинні характеристики шарів різні. Напруження в шарах є показником міцності та властивості матеріалів.

Для розрахунку напружень необхідно використовувати дві системи координат. Перша система – є єдиною для всіх шарів матеріалу та утворена осями x та y . Інша система координат – осі 1 і 2, пов'язані з направленням укладання волокон в шарах, є різною для кожного шару. Вісь 1 співпадає з напрямом укладання волокон в шарі, а вісь 2 – є перпендикулярною до неї.

Ортогонально армовані композиційні матеріали складаються з двох типів шарів з кутами армування $\varphi_1 = 0^\circ$ і $\varphi_2 = 90^\circ$ (рис 16).

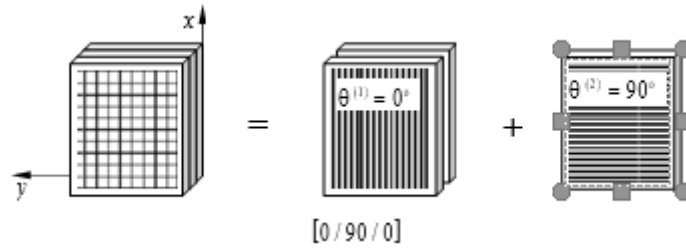


Рис. 16. Схема ортогонально армованого матеріалу

Методика розрахунку експлуатаційних напружень в матеріалі складається з наступних частин:

1. Визначення коефіцієнтів жорсткості пакету композитних матеріалів.
2. Знаходження пружних констант для шарів в системі координат x-y.
3. Визначення середніх напружень по товщині композиту.
4. Знаходження загальних деформацій композита.
5. Обчислення лінійних та зсувних деформацій для кожного шару в зв'язаній координатній системі.
6. Знаходження експлуатаційних напружень в кожному шарі зв'язаної системи координат.

1. Обчислення коефіцієнти жорсткості композитного пакету.

При різних пружних характеристиках шарів в напрямку координатних осей 1 і 2.

$$\begin{aligned}
 B_{11} &= \delta_1 \bar{E}_{1(1)} + \delta_2 \bar{E}_{2(2)}; \\
 B_{22} &= \delta_1 \bar{E}_{2(1)} + \delta_2 \bar{E}_{1(2)}; \\
 B_{12} &= \delta_1 \bar{E}_{1(1)} \mu_{21(1)} + \delta_2 \bar{E}_{1(2)} \mu_{21(2)}; \\
 B_{33} &= \delta_1 \bar{G}_{12(1)} + \delta_2 \bar{G}_{12(2)};
 \end{aligned}$$

де

$\mu_{21(1)}$ – коефіцієнт Пуассона шару з кутом армування $\varphi_1 = 0^\circ$ у випадку прикладання основного навантаження по осі 2, в дужках вказаний номер шару.

$\mu_{21(2)}$ – коефіцієнт Пуассона шару з кутом армування $\varphi_2 = 90^\circ$ у випадку прикладання основного навантаження по осі 2.

δ_1 та δ_2 – сумарні товщини шарів з кутами армування $\varphi_1 = 0^\circ$ і $\varphi_2 = 90^\circ$ відповідно.

$\bar{E}_{1(1)}, \bar{E}_{2(1)}$ – приведені модулі пружності першого роду для шару з кутом армування $\varphi_1 = 0^\circ$, по осях 1 і 2 відповідно.

$\bar{E}_{1(2)}, \bar{E}_{2(2)}$ – приведені модулі пружності першого роду для шару з кутом армування $\varphi_2 = 90^\circ$, по осях 1 і 2 відповідно.

$G_{12(1)}, G_{12(2)}$ – модулі пружності другого роду для шара з кутом армування $\varphi_1 = 0^\circ$ і $\varphi_2 = 90^\circ$ в координатній площині, утворений осями 1 і 2.

Приведений модулі пружності першого роду шарів визначається:

$$\bar{E}_{1(1)} = \frac{E_{1(1)}}{1 - \mu_{12(1)}\mu_{21(1)}};$$

$$\bar{E}_{2(1)} = \frac{E_{2(1)}}{1 - \mu_{12(1)}\mu_{21(1)}};$$

$$\bar{E}_{1(2)} = \frac{E_{1(2)}}{1 - \mu_{12(2)}\mu_{21(2)}};$$

$$\bar{E}_{2(2)} = \frac{E_{2(2)}}{1 - \mu_{12(2)}\mu_{21(2)}};$$

де

$E_{1(1)}, E_{2(1)}$ – модулі пружності першого роду для шару з кутом армування $\varphi_1 = 0^\circ$ в координатній площині, в напрямку осей 1 і 2.

$E_{1(2)}, E_{2(2)}$ – модулі пружності першого роду для шару з кутом армування $\varphi_2 = 90^\circ$ в координатній площині, вздовж осей 1 і 2.

$\mu_{12(1)}$ – коефіцієнт Пуассона шару з кутом армування $\varphi_1 = 0^\circ$, в випадку прикладання головного навантаження вздовж 1.

$\mu_{12(2)}$ – коефіцієнт Пуассона шару з кутом армування $\varphi_2 = 90^\circ$, прикладання головного навантаження вздовж осі 2.

Знаходження коефіцієнт Пуассона:

$$\mu_{12(i)} = \mu_{B(i)} \cdot V_{B(i)} + \mu_{m(i)} \cdot (1 - V_{B(i)});$$

$$\mu_{21(i)} = \frac{\mu_{12(i)} \cdot E_{2(i)}}{E_{1(i)}};$$

де

i – номер шару (при куті армування $\varphi_1 = 0^\circ$, $i = 1$; при куті армування $\varphi_2 = 90^\circ$, $i = 2$).

$\mu_{B(i)}$, $\mu_{m(i)}$ – коефіцієнти Пуассона для волокон і матриці в необхідному шарі відповідно.

$V_{B(i)}$ – об'ємна частка волокна в необхідному шарі матриці.

Коли пружні характеристики матеріалу шарів однакові в напрямках осей 1 і 2, тобто значення модулів пружності першого та другого роду та коефіцієнти Пуассона наступні: $E_{1(1)} = E_{1(2)} = E_1$; $E_{2(1)} = E_{2(2)} = E_2$; $G_{12(1)} = G_{12(2)} = G_{12}$; $\mu_{12(1)} = \mu_{12(2)} = \mu_{12}$; $\mu_{21(1)} = \mu_{21(2)} = \mu_{21}$.

$$B_{11} = \delta_1 \cdot \bar{E}_1 + \delta_2 \cdot \bar{E}_2;$$

$$B_{22} = \delta_1 \cdot \bar{E}_2 + \delta_2 \cdot \bar{E}_1;$$

$$B_{12} = \bar{E}_1 \cdot \mu_{21} \cdot (\delta_1 + \delta_2);$$

$$B_{33} = \bar{G}_{12} \cdot (\delta_1 + \delta_2).$$

Приведений модулі пружності першого роду шарів обчислюються :

$$\bar{E}_{1(1)} = \frac{E_1}{1 - \mu_{12}\mu_{21}};$$

$$\bar{E}_{1(2)} = \frac{E_2}{1 - \mu_{12}\mu_{21}}.$$

де E_1 , E_2 – модулі Юнга шарів композиту з кутами армування $\varphi_1 = 0^\circ$ і $\varphi_2 = 90^\circ$ відповідно:

$$E_1 = E_B \cdot V_B + E_m \cdot (1 - V_B);$$

$$E_2 = \frac{E_B \cdot E_m}{E_m \cdot V_B + E_B \cdot (1 - V_B)}$$

в розрахунку E_B , E_m – модулі Юнга волокна та матриці відповідно.

V_B – об'ємна частка волокон в шарах композиційного матеріалу.

Коефіцієнти Пуассона шарів знаходяться наступним чином:

$$\mu_{12} = \mu_B \cdot V_B + \mu_m \cdot (1 - V_B);$$

$$\mu_{21} = \frac{\mu_{12} \cdot E_2}{E_1}.$$

2. Розрахунок пружних констант для шарів композиту в системі координат x-y.

Для випадку різних пружних характеристик в шара у напрямках осей 1 та

2.

Модуль Юнга в координатах x-y:

$$E_x = \frac{B_{11}}{\delta_1 + \delta_2} - \left(\delta_1 \cdot \frac{\bar{E}_{1(1)}^2 \cdot \mu_{21(1)}^2}{B_{22}} + \delta_2 \cdot \frac{\bar{E}_{1(1)}^2 \cdot \mu_{21(2)}^2}{B_{22}} \right);$$

$$E_y = \frac{B_{22}}{\delta_1 + \delta_2} - \left(\delta_1 \cdot \frac{\bar{E}_{1(1)}^2 \cdot \mu_{21(1)}^2}{B_{11}} + \delta_2 \cdot \frac{\bar{E}_{1(1)}^2 \cdot \mu_{21(2)}^2}{B_{11}} \right).$$

Модуль зсуву в координатах x-y:

$$G_{xy} = G_{12}.$$

Коефіцієнти Пуассона в координатах x-y:

$$\mu_{xy} = \frac{\delta_1 \cdot \bar{E}_{1(1)} \cdot \mu_{21(1)} + \delta_2 \cdot \bar{E}_{1(2)} \cdot \mu_{21(2)}}{B_{22}};$$

$$\mu_{yx} = \frac{\delta_1 \cdot \bar{E}_{1(1)} \cdot \mu_{21(1)} + \delta_2 \cdot \bar{E}_{1(2)} \cdot \mu_{21(2)}}{B_{11}}.$$

При однакових пружних характеристиках шарів в напрямку координатних осей 1 та 2, константи наступні:

Модуль Юнга в координатах x-y:

$$E_x = \frac{B_{11}}{\delta_1 + \delta_2} - (\delta_1 + \delta_2) \cdot \frac{\bar{E}_1^2 \cdot \mu_{21}^2}{B_{22}};$$

$$E_y = \frac{B_{22}}{\delta_1 + \delta_2} - (\delta_1 + \delta_2) \cdot \frac{\bar{E}_1^2 \cdot \mu_{21}^2}{B_{11}}.$$

Модуль зсуву в координатах x-y:

$$G_{xy} = G_{12}.$$

Коефіцієнти Пуассона в координатах x-y:

$$\mu_{xy} = \frac{\bar{E}_1 \cdot \mu_{21} \cdot (\delta_1 + \delta_2)}{B_{22}};$$

$$\mu_{yx} = \frac{\bar{E}_1 \cdot \mu_{21} \cdot (\delta_1 + \delta_2)}{B_{11}}.$$

3. Середні напруження що розподілені по товщині композита:

$$\sigma_x = \frac{N_x}{\delta_\Sigma};$$

$$\sigma_y = \frac{N_y}{\delta_\Sigma};$$

$$\tau_{xy} = \frac{q_{xy}}{\delta_\Sigma},$$

де

N_x, N_y – зусилля розтягу або стиску.

q_{xy} – зусилля зсуву.

$\delta_\Sigma = \delta_1 + \delta_2$ – товщина панелі, де δ_1, δ_2 товщина кожного шару.

4. Загальні деформації композитного пакету:

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \mu_{xy} \cdot \frac{\sigma_y}{E_y};$$

$$\varepsilon_y = -\mu_{xy} \cdot \frac{\sigma_x}{E_x} + \frac{\sigma_y}{E_y};$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}};$$

де $\varepsilon_x, \varepsilon_y$ – відносні лінійні деформації по осях x та y ;

γ_{xy} – зсувна деформація в площині x - y .

5. Розрахуємо лінійні та зсувна відносні деформації в кожному шарі в зв'язній системі координат:

Деформація шару № 1 з кутом армування $\varphi_1 = 0^\circ$ (в дужках в індексі вказаний номер шару):

Відносна лінійна деформація в напрямку осі 1:

$$\varepsilon_{1(1)} = \varepsilon_x;$$

Відносна лінійна деформація в напрямку осі 2:

$$\varepsilon_{2(1)} = \varepsilon_y;$$

Зсувна деформація в площині 12:

$$\gamma_{12(1)} = \gamma_{xy}.$$

Деформація в шарі № 2 з кутом армування $\varphi_2 = 90^\circ$ (в дужках в індексі вказаний номер шару):

Відносна лінійна деформація за напрямком осі 1:

$$\varepsilon_{1(2)} = \varepsilon_y;$$

Відносна лінійна деформація за напрямком осі 2:

$$\varepsilon_{2(2)} = \varepsilon_x;$$

Зсувна деформація площини 12:

$$\gamma_{12(2)} = -\gamma_{xy}.$$

6. Експлуатаційні навантаження в кожному шарі системи координат:

Нормальні напруження вздовж осі 1 для першого шару:

$$\sigma_{1(1)} = \bar{E}_{1(1)} \cdot (\varepsilon_{1(1)} \cdot \mu_{21(1)} \cdot \varepsilon_{2(1)});$$

Нормальні напруження вздовж осі 1 для другого шару:

$$\sigma_{1(2)} = \bar{E}_{1(2)} \cdot (\varepsilon_{1(2)} \cdot \mu_{21(2)} \cdot \varepsilon_{2(2)});$$

Нормальні напруження вздовж осі 2 для першого шару:

$$\sigma_{2(1)} = \bar{E}_{2(1)} \cdot (\varepsilon_{2(1)} \cdot \mu_{12(1)} \cdot \varepsilon_{1(1)});$$

Нормальні напруження вздовж осі 2 для другого шару:

$$\sigma_{2(2)} = \bar{E}_{2(2)} \cdot (\varepsilon_{2(2)} \cdot \mu_{12(2)} \cdot \varepsilon_{1(2)});$$

Дотичні напруження площини 1-2 (для шарів однакові по модулю, але різні за напрямком):

$$\tau_{12(i)} = G_{12(i)} \cdot \gamma_{12(i)}.$$

У випадку коли пружні характеристики в шарах за напрямком координатних осей 1 та 2 є однаковими:

Нормальні напруження вздовж осі 1 для першого шару:

$$\sigma_{1(1)} = \bar{E}_1 \cdot (\varepsilon_{1(1)} \cdot \mu_{21} \cdot \varepsilon_{2(1)});$$

Нормальні напруження вздовж осі 1 для другого шару:

$$\sigma_{1(2)} = \bar{E}_1 \cdot (\varepsilon_{1(2)} \cdot \mu_{21} \cdot \varepsilon_{2(2)});$$

Нормальні напруження вздовж осі 2 для першого шару:

$$\sigma_{2(1)} = \bar{E}_2 \cdot (\varepsilon_{2(1)} \cdot \mu_{12} \cdot \varepsilon_{1(1)});$$

Нормальні напруження вздовж осі 2 для другого шару:

$$\sigma_{2(2)} = \bar{E}_2 \cdot (\varepsilon_{2(2)} \cdot \mu_{12} \cdot \varepsilon_{1(2)});$$

Дотичні напруження в площині 1-2 (для шарів однакові по модулю, але різні за напрямком):

$$\tau_{12(i)} = G_{12} \cdot \gamma_{12(i)}.$$

Вихідні дані для розрахунку:

Таблиця 1

Матеріали волокон	N_x , Н/м	N_y , Н/м	q , Н/м	δ_1 , мм	δ_2 , мм	E_6 , кг/мм ²	E_m , кг/мм ²	V_6	G_{12} , кг/мм ²	μ_6	μ_m
Борні	19,7× 10 ⁴	99,3× 10 ⁴	1,5× 10 ⁴	1,2	0,6	37000	6000	0,7	500	0,23	0,27
Вуглецеві	19,7× 10 ⁴	99,3× 10 ⁴	1,5× 10 ⁴	1,2	0,6	30000	2000	0,7	400	0,2	0,27
Скловолокно	19,7× 10 ⁴	99,3× 10 ⁴	1,5× 10 ⁴	1,2	0,6	67000	2000	0,7	400	0,21	0,27

В таблиці 2 наведено результати розрахунків для композитного матеріалу на базі борних волокон.

Таблиця 2

Експлуатаційні напруження та відносні деформації в композитному матеріалі на базі борних волокон

E_1 , МПа	E_2 , МПа	μ_{12}	μ_{21}	\bar{E}_1 , МПа	\bar{E}_2 , МПа	B_{11} , Н/мм	B_{12} , Н/мм	B_{22} , Н/мм	B_{33} , Н/мм	
$2,77 \times 10^5$	$1,45 \times 10^5$	0,258	0,135	$2,87 \times 10^5$	$1,5 \times 10^5$	$4,34 \times 10^5$	$9,31 \times 10^4$	$3,53 \times 10^5$	9000	
E_x , МПа	E_y , МПа	G_{xy} , МПа	μ_{xy}	μ_{yx}	σ_x , МПа	σ_y , МПа	τ_{xy} , МПа	ε_x	ε_y	γ_{xy}
$2,34 \times 10^5$	$1,89 \times 10^5$	5000	0,2	0,16	109	552	8,33	$0,091 \times 10^{-5}$	0,00282	0,00167
Деформації в 1-м шарі					Деформації в 2-м шарі					
$\varepsilon_{1(1)}$		$\varepsilon_{2(1)}$		$\gamma_{12(1)}$	$\varepsilon_{1(2)}$		$\varepsilon_{2(2)}$		$\gamma_{12(2)}$	
$0,091 \times 10^{-5}$		0,00282		0,00167	0,00282		$0,091 \times 10^{-5}$		-0,00167	
Напруження в 1-м шарі, МПа					Напруження в 2-м шарі, МПа					
$\sigma_{1(1)}$		$\sigma_{2(1)}$		$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$		$\sigma_{1(1)}$		$\sigma_{2(1)}$	
109,49		423,38		109,49	423,38		109,49		423,38	

В таблиці 3 наведено результати розрахунків для композитного матеріалу на базі вуглецевих волокон.

Таблиця 3

Експлуатаційні напруження та відносні деформації в композитному матеріалі на базі вуглецевих волокон

E_1 , МПа	E_2 , МПа	μ_{12}	μ_{21}	\bar{E}_1 , МПа	\bar{E}_2 , МПа	B_{11} , Н/мм	B_{12} , Н/мм	B_{22} , Н/мм	B_{33} , Н/мм
$2,16 \times 10^5$	$5,77 \times 10^4$	0,221	0,059	$16,557 \times 10^6$	$0,58 \times 10^5$	$19,9 \times 10^6$	$1,76 \times 10^6$	10×10^6	9600

Продовження Таблиці 3

$E_x, \text{МПа}$	$E_y, \text{МПа}$	$G_{xy}, \text{МПа}$	μ_{xy}	μ_{yx}	$\sigma_x, \text{МПа}$	$\sigma_y, \text{МПа}$	$\tau_{xy}, \text{МПа}$	ε_x	ε_y	γ_{xy}
$10,9 \times 10^6$	$5,47 \times 10^6$	4000	0,176	0,088	109	552	8,33	$0,11 \times 10^{-5}$	$0,99 \times 10^{-4}$	$0,00208$
<i>Деформації в 1-м шарі</i>					<i>Деформації в 2-м шарі</i>					
$\varepsilon_{1(1)}$	$\varepsilon_{2(1)}$	$\varepsilon_{1(1)}$			$\varepsilon_{2(1)}$	$\varepsilon_{1(1)}$		$\varepsilon_{2(1)}$		
$0,11 \times 10^{-5}$	$0,99 \times 10^{-4}$	$0,11 \times 10^{-5}$			$0,99 \times 10^{-4}$	$0,11 \times 10^{-5}$		$0,99 \times 10^{-4}$		
<i>Напруження в 1-м шарі, МПа</i>					<i>Напруження в 2-м шарі, МПа</i>					
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$			$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$		$\tau_{12(2)}$		
115,73	5,8	8,33			1644,25	1,35		-8,33		

В таблиці 4 наведено результати розрахунків для композитного матеріалу на базі скловолокна.

Таблиця 4

Експлуатаційні напруження та відносні деформації в композитному матеріалі на базі скловолокна

$E_1, \text{МПа}$	$E_2, \text{МПа}$	μ_{12}	μ_{21}	$\bar{E}_1, \text{МПа}$	$\bar{E}_2, \text{МПа}$	$B_{11}, \text{Н/мм}$	$B_{12}, \text{Н/мм}$	$B_{22}, \text{Н/мм}$	$B_{33}, \text{Н/мм}$	
$5,29 \times 10^4$	$3,93 \times 10^4$	0,228	0,169	$1,37 \times 10^6$	$4,087 \times 10^5$	$1,668 \times 10^6$	$0,417 \times 10^6$	$0,87 \times 10^6$	9600	
$E_x, \text{МПа}$	$E_y, \text{МПа}$	$G_{xy}, \text{МПа}$	μ_{xy}	μ_{yx}	$\sigma_x, \text{МПа}$	$\sigma_y, \text{МПа}$	$\tau_{xy}, \text{МПа}$	ε_x	ε_y	γ_{xy}
$0,82 \times 10^6$	$0,43 \times 10^6$	4000	0,479	0,25	109	552	8,33	$-0,19 \times 10^{-3}$	0,0012	$0,00208$
<i>Деформації в 1-м шарі</i>					<i>Деформації в 2-м шарі</i>					
$\varepsilon_{1(1)}$	$\varepsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$			$\varepsilon_{1(2)}$	$\varepsilon_{2(2)}$		$\gamma_{12(2)}$		
$-0,19 \times 10^{-3}$	0,0012	0,00208			0,0012	$-0,19 \times 10^{-3}$		-0,00208		

Напруження в 1-м шарі, МПа			Напруження в 2-м шарі, МПа		
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$
25,22	48,55	8,33	1627,30	3,70	-8,33

Висновок

Ортогональне розташування волокон у композитних матеріалах показує доволі високі характеристики міцності.

Границя міцності борних волокон від 2ГПа до 4ГПа. Максимальне напруження борних волокон в дані їх конфігурації 0,8ГПа, отже умова міцності виконується.

Завдяки ортогональному армуванню композиційних матеріалів на базі борних волокон отримали матеріал що витримує високі навантаження в обох шарах вздовж обох осей, та здатний працювати на згин. Отриманий матеріал можна використовувати в елементах конструкції які працюють в двох площинах.

Границя міцності для вуглецевого волокна до 2,7ГПа. Максимальне напруження що виникало в вуглецевих волокнах – 1,6ГПа, а це менше від границі міцності, але означає що умова міцності виконується, тому даний матеріал доцільно використовувати в такій конфігурації на дані навантаження.

Границя міцності скловолокна до 1,38 ГПа, а це менше ніж максимальні напруження, що виникали в волокнах при даному навантаженні, тому використовувати скловолокно в даних умовах недоречно.

Використання вуглецевих волокон в цій конфігурації навантажень є найдоцільнішим варіантом.

Розділ 3. Методика розрахунку панелей з симетрично армованими композиційними матеріалами

Симетрично армовані композитів складаються з двох типів шарів з кутами армування $\varphi_1 = +\varphi$ и $\varphi_2 = -\varphi$.

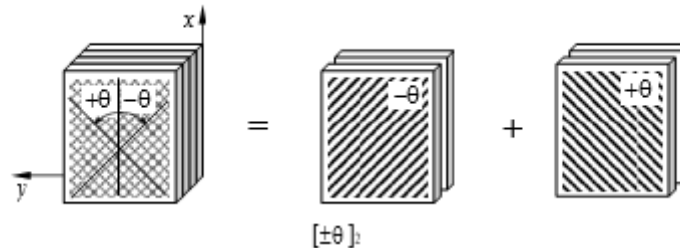


Рис. 17. Схема симетрично армованого матеріалу

Максимальну міцність мають ортотропні симетрично армовані композити. Ортотропність композитів забезпечується при однаковій товщині шарів і однаковості їх пружних характеристик, таких як модуль Юнга, модуль зсуву і коефіцієнт Пуасона:

$$\delta_1 = \delta_2;$$

$$E_{1(1)} = E_{1(2)} = E_1;$$

$$E_{2(1)} = E_{2(2)} = E_2;$$

$$\mu_{12(1)} = \mu_{12(2)} = \mu_{12};$$

$$\mu_{21(1)} = \mu_{21(2)} = \mu_{21};$$

$$G_{12(1)} = G_{12(2)} = G_{12},$$

де δ_1 – сумарна товщина шарів з кутом армування $+\varphi$;

δ_2 – сумарна товщина шарів з кутом армування $-\varphi$;

$E_{1(1)}$, $E_{1(2)}$ – модулі Юнга для шарів вздовж координатної осі 1 (вздовж волокон);

$E_{2(1)}$, $E_{2(2)}$ – модулі Юнга для шарів вздовж координатної осі 2 (поперек волокон);

$\mu_{12(1)}$, $\mu_{12(2)}$ – коефіцієнти Пуасона шарів при прикладанні основного навантаження вздовж осі 1 (вздовж волокон);

$\mu_{21(1)}, \mu_{21(2)}$ – коефіцієнти Пуасона шарів при прикладанні основного навантаження вздовж осі 2 (*поперек волокон*);

$G_{12(1)}, G_{12(2)}$ – модулі зсуву шарів в координатній площині, створеній осями 1 і 2.

Експлуатаційні напруження в шарах ортотропних симетрично армованих композитів визначаються в наступній послідовності:

1. Визначення коефіцієнтів жорсткості композитного пакета.

$$B_{11} = (\delta_{\Sigma}) \left(\bar{E}_1 \cos^4 \varphi + 2\bar{E}_1 \mu_{21} \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \bar{E}_2 \sin^4 \varphi + G_{12} \sin^2 2\varphi \right);$$

$$B_{22} = (\delta_{\Sigma}) \left(\bar{E}_1 \sin^4 \varphi + 2\bar{E}_1 \mu_{21} \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \bar{E}_2 \cos^4 \varphi + G_{12} \sin^2 2\varphi \right);$$

$$B_{33} = (\delta_{\Sigma}) \cdot \left[(\bar{E}_1 + \bar{E}_2 - 2\bar{E}_1 \mu_{21}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + G_{12} \cos^2 2\varphi \right];$$

$$B_{12} = (\delta_{\Sigma}) \cdot \left[(\bar{E}_1 + \bar{E}_2) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \bar{E}_1 \mu_{21} (\sin^4 \varphi + \cos^4 \varphi) - G_{12} \sin^2 2\varphi \right].$$

де δ_{Σ} – загальна товщина композитного пакета; $\delta_{\Sigma} = \delta_1 + \delta_2$;

\bar{E}_1, \bar{E}_2 – приведені модулі Юнга шарів відповідно по осям 1 і 2.

Для кутів армування $\varphi = \pm 45^\circ$ $B_{11} = B_{22}$.

2. Визначення пружних констант шаруватого композиційного матеріала в системі координат x - y .

$$E_x = \frac{1}{\delta_{\Sigma}} \left(B_{11} - \frac{B_{12}^2}{B_{22}} \right); \quad E_y = \frac{1}{\delta_{\Sigma}} \left(B_{22} - \frac{B_{12}^2}{B_{11}} \right);$$

$$G_{xy} = \frac{B_{33}}{\delta_{\Sigma}};$$

$$\mu_{xy} = \frac{B_{12}}{B_{22}}; \quad \mu_{yx} = \frac{B_{12}}{B_{11}}.$$

Для кутів армування $\varphi = \pm 45^\circ$ $\mu_{xy} = \mu_{yx}$.

3. Розрахунок середніх напружень за товщиною композитного пакета:

$$\sigma_x = \frac{N_x}{\delta_\Sigma}; \sigma_y = \frac{N_y}{\delta_\Sigma}; \tau_{xy} = \frac{q_{xy}}{\delta_\Sigma},$$

де N_x, N_y – зусилля що розтягують або стискають, Н/мм;

q_{xy} – зсувні зусилля, Н/мм.

4. За відомими усередненими напруженнями визначаються загальні деформації композитного пакета, що дорівнюють деформаціям кожного з шарів в системі координат x, y :

$$\begin{aligned}\varepsilon_x &= \frac{\sigma_x}{E_x} - \mu_{yx} \frac{\sigma_y}{E_y}; \\ \varepsilon_y &= -\mu_{xy} \frac{\sigma_x}{E_x} + \frac{\sigma_y}{E_y}; \\ \gamma_{xy} &= \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}}.\end{aligned}$$

де $\varepsilon_x, \varepsilon_y$ – лінійні відносні деформації по осям x і y ;

γ_{xy} – зсувні відносні деформації в площині xy .

5. Визначаються лінійні і зсувні деформації в кожному шарі в зв'язаній з ним системі координат $1, 2$.

Лінійна деформація по осі 1:

$$\varepsilon_{1(i)} = \varepsilon_x \cos^2 \varphi_i + \varepsilon_y \sin^2 \varphi_i + \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i;$$

лінійна деформація по осі 2:

$$\varepsilon_{2(i)} = \varepsilon_x \sin^2 \varphi_i + \varepsilon_y \cos^2 \varphi_i - \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i;$$

зсувна деформація в площині 12:

$$\gamma_{12(i)} = (\varepsilon_y - \varepsilon_x) \sin 2\varphi_i + \gamma_{xy} \cos 2\varphi_i,$$

де i – номер шара:

$i = 1$ – шар з кутом армування $+\varphi$;

$i = 2$ – шар з кутом армування $-\varphi$;

γ_{xy} – коефіцієнт впливу, для ортотропного композита дорівнює нулю.

6. Розраховуються експлуатаційні напруження в шарах в системі координат, утворених осями 1 і 2.

Нормальні напруження в i -м шарі по оі 1:

$$\sigma_{1(i)} = \bar{E}_1 \cdot (\varepsilon_{1(i)} + \mu_{21} \varepsilon_{2(i)})$$

нормальні напруження в i -м шарі по оі 2:

$$\sigma_{2(i)} = \bar{E}_2 \cdot (\varepsilon_{2(i)} + \mu_{12} \varepsilon_{1(i)})$$

Зсувні напруження в i -м шарі в площині 12:

$$\tau_{12(i)} = G_{12} \cdot \gamma_{12(i)}$$

Вихідні дані для розрахунку:

Таблиця 5

Матеріали волокон	N_x , Н/м	N_y , Н/м	q , Н/м	δ_1 , мм	δ_2 , мм	\bar{E}_1 , МПа	\bar{E}_2 , МПа	G_{12} , кг/мм ²	μ_{12}	μ_{21}
Борні	$19,7 \times 10^4$	$99,3 \times 10^4$	$1,5 \times 10^4$	0,9	0,9	$2,87 \times 10^5$	$1,5 \times 10^5$	500	0,23	0,27
Вуглецеві	$19,7 \times 10^4$	$99,3 \times 10^4$	$1,5 \times 10^4$	0,9	0,9	$16,557 \times 10^6$	$0,58 \times 10^5$	400	0,2	0,27
Скловолокон о	$19,7 \times 10^4$	$99,3 \times 10^4$	$1,5 \times 10^4$	0,9	0,9	$1,37 \times 10^6$	$4,087 \times 10^5$	400	0,21	0,27

Таблиця 6

Результати розрахунків деформацій і напружень в шарах КМ на базі борних ВОЛОКОН

Кути армування	B_{11} , Н/мм	B_{12} , Н/мм	B_{22} , Н/мм	B_{33} , Н/мм	E_x , МПа	E_y , МПа	G_{xy} , МПа	μ_{xy}	μ_{yx}
$\pm 30^\circ$	$36,65 \times 10^4$	$22,79 \times 10^4$	$24,32 \times 10^4$	$9,74 \times 10^4$	$8,5 \times 10^4$	$5,64 \times 10^4$	$5,41 \times 10^4$	0,937	0,621
$\pm 45^\circ$	$27,538 \times 10^4$	$25,738 \times 10^4$	$27,538 \times 10^4$	$12,69 \times 10^4$	$1,935 \times 10^4$	$1,935 \times 10^4$	$7,05 \times 10^4$	0,935	0,935
$\pm 60^\circ$	$24,32 \times 10^4$	$22,79 \times 10^4$	$36,65 \times 10^4$	$9,7426 \times 10^4$	$5,637 \times 10^4$	$8,495 \times 10^4$	$5,412 \times 10^4$	0,622	0,937

Продовження Таблиці 6

Кут армування	σ_x , МПа	σ_y , МПа	τ_{xy} , МПа	ε_x	ε_y	γ_{xy}	Деформації в 1-м шарі		
							$\varepsilon_{1(1)}$	$\varepsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$
$\pm 30^\circ$	109,4	551,6	8,3	$-4,8 \times 10^{-3}$	0,0086	$-1,5 \times 10^{-4}$	$-1,52 \times 10^{-3}$	$-5,167 \times 10^{-3}$	0,011 51
$\pm 45^\circ$	109,4	551,6	8,3	-0,021	0,023	$-1,2 \times 10^{-4}$	$-1,05 \times 10^{-3}$	$-1,05 \times 10^{-3}$	0,044 22
$\pm 60^\circ$	109,4	551,6	8,3	-0,004	0,0053	$-1,5 \times 10^{-4}$	$-5,167 \times 10^{-3}$	$-1,52 \times 10^{-3}$	0,008 24
Кут армування	Деформації в 2-м шарі			Напруження в 1-м шарі, МПа			Напруження в 2-м шарі, МПа		
	$\varepsilon_{1(2)}$	$\varepsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	$\varepsilon_{1(2)}$	$\varepsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	$\varepsilon_{1(2)}$	$\varepsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$
$\pm 30^\circ$	$-1,38 \times 10^{-3}$	$5,3 \times 10^{-3}$	-0,0 117	-35,68	722,67	57,53	12,92164	747,27	- 58,29
$\pm 45^\circ$	$1,18 \times 10^{-3}$	$1,176 \times 10^{-3}$	-0,044	385,5 2	195,15	221,11	428,6036	216,95	- 221,1
$\pm 60^\circ$	$2,99 \times 10^{-3}$	$-1,72 \times 10^{-3}$	-0,0 082	1365, 3	-49,65	41,22	726,40	-154,6	- 41,22

Результати розрахунків деформацій і напружень в шарах КМ на базі вуглецевих волокон

Таблиця 7

Кут армування	B_{11} , Н/мм	B_{12} , Н/мм	B_{22} , Н/мм	B_{33} , Н/мм	E_x , МПа	E_y , МПа	G_{xy} , МПа	μ_{xy}	μ_{yx}
$\pm 30^\circ$	19,79 $\times 10^6$	10,630 $\times 10^6$	4,94 $\times 10^6$	2,591 $\times 10^6$	-17,032 $\times 10^5$	-4,255 $\times 10^5$	1,4398 $\times 10^6$	2,15	0,537
$\pm 45^\circ$	11,51 $\times 10^6$	11,492 $\times 10^6$	11,507 $\times 10^6$	3,453 $\times 10^6$	15,989 $\times 10^3$	15,989 $\times 10^3$	1,9184 $\times 10^6$	0,998	0,998
$\pm 60^\circ$	49,44 $\times 10^6$	10,63 $\times 10^6$	19,79 $\times 10^6$	2,592 $\times 10^6$	-4,255 $\times 10^5$	-17,032 $\times 10^5$	1,4398 $\times 10^6$	0,537	2,15

Продовження Таблиці 7

Кути армування	σ_x , МПа	σ_y , МПа	τ_{xy} , МПа	ε_x	ε_y	γ_{xy}	Деформації в 1-м шарі		
							$\varepsilon_{1(1)}$	$\varepsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$
$\pm 30^\circ$	109,4	551,6	8,3	$6,32 \times 10^{-4}$	-0,00116	$-5,8 \times 10^{-6}$	$18,2 \times 10^{-5}$	-71×10^{-5}	-0,00155
$\pm 45^\circ$	109,4	551,6	8,3	-0,0276	0,0276	$-4,3 \times 10^{-6}$	$2,37 \times 10^{-5}$	$2,37 \times 10^{-5}$	0,055278
$\pm 60^\circ$	109,4	551,6	8,3	$0,00439$	-0,00019	$-5,8 \times 10^{-6}$	28×10^{-5}	$-3,2 \times 10^{-5}$	-0,00054
Кути армування	Деформації в 2-м шарі			Напруження в 1-м шарі, МПа			Напруження в 2-м шарі, МПа		
	$\varepsilon_{1(2)}$	$\varepsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$
$\pm 30^\circ$	$18,7 \times 10^{-5}$	$-70,8 \times 10^{-5}$	0,00155	-175,131	-39,2565	-6,21429	-69,7388	-38,91	6,19
$\pm 45^\circ$	$2,804 \times 10^{-5}$	$2,804 \times 10^{-5}$	-0,06	498,3075	1,6449	221,11	589,6427	1,9517	-221
$\pm 60^\circ$	$-2,699 \times 10^{-5}$	$28,546 \times 10^{-5}$	0,00054	723,8848	15,89488	-2,15327	829,2774	16,2437	2,15327

Результати розрахунків деформацій і напружень в шарах КМ на базі

СКЛОВОЛОКНА

Таблиця 8

Кути армування	B_{11} , Н/мм	B_{12} , Н/мм	B_{22} , Н/мм	B_{33} , Н/мм	E_x , МПа	E_y , МПа	G_{xy} , МПа	μ_{xy}	μ_{yx}
$\pm 30^\circ$	$16,88 \times 10^5$	$10,109 \times 10^5$	$8,2295 \times 10^5$	$3,5240 \times 10^5$	$2,478 \times 10^5$	$1,2081 \times 10^5$	$1,9578 \times 10^5$	1,2284	0,5989
$\pm 45^\circ$	$11,40 \times 10^5$	$11,260 \times 10^5$	$11,404 \times 10^5$	$4,6784 \times 10^5$	$0,1589 \times 10^5$	$0,1589 \times 10^5$	$2,5971 \times 10^5$	0,987	0,987
$\pm 60^\circ$	$8,229 \times 10^5$	$10,109 \times 10^5$	$16,880 \times 10^5$	$3,5240 \times 10^5$	$1,2081 \times 10^5$	$2,478 \times 10^5$	$1,9578 \times 10^5$	0,5989	1,2284

Продовження Таблиці 8

Кути армування	σ_x , МПа	σ_y , МПа	τ_{xy} , МПа	ε_x	ε_y	γ_{xy}	Деформації в 1-м шарі		
							$\varepsilon_{1(1)}$	$\varepsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$
$\pm 30^\circ$	109,4	551,6	8,3	-0,00229	0,004042	-4,3 $\times 10^{-5}$	-7,3 $\times 10^{-4}$	0,002 4	0,005 4
$\pm 45^\circ$	109,4	551,6	8,3	-0,027	0,027901	-3,2 $\times 10^{-5}$	2,46 $\times 10^{-4}$	2,46 $\times 10^{-4}$	0,055 2
$\pm 60^\circ$	109,4	551,6	8,3	-0,00183	0,001684	-4,3 $\times 10^{-5}$	7,87 $\times 10^{-4}$	-9,4 $\times 10^{-4}$	0,003 06
Кути армування	Деформації в 2-м шарі			Напруження в 1-м шарі, МПа			Напруження в 2-м шарі, МПа		
	$\varepsilon_{1(2)}$	$\varepsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$
$\pm 30^\circ$	-6,954 $\times 10^{-4}$	24,62 $\times 10^{-4}$	-0,00549	-106	928,59	21,8	-41,72	946,81	-21,96
$\pm 45^\circ$	2,7855 $\times 10^{-4}$	2,7855 $\times 10^{-4}$	-0,05528	428,83	121,88	224,1	484,64	137,75	-221,11
$\pm 60^\circ$	8,2384 $\times 10^{-4}$	-9,322 $\times 10^{-4}$	-0,00306	719,67	-328,5	12,25	783,82	-310,3	-12,25

Висновки

Завдяки ортотропності симетрично направлених волокон, матеріали мають відмінні характеристики міцності.

Матеріали на базі на борного та скловолокна найоптимальніше розміщення армування під кутом 45° , при такому куті матеріал може витримувати навантаження, рівномірно розподіляючи їх. Оптимальним кутом армування для вуглецевих волокон є кут 30° .

Ортогональне розташування волокон у композитних матеріалах показує доволі високі характеристики міцності.

Границя міцності борних волокон від 2ГПа до 4ГПа. Максимальне напруження борних волокон в дані їх конфігурації при куті 60 градусів – 1,3ГПа, отже умова міцності виконується.

Границя міцності для вуглецевого волокна до 2,7ГПа. Максимальне напруження що виникало в вуглецевих волокнах – 0,83ГПа, тому умова міцності виконується, а отже даний матеріал доцільно використовувати в такій конфігурації на дані навантаження.

Границя міцності скловолокна до 1,38 ГПа, а це більше ніж максимальні напруження, що виникали в волокнах при даному навантаженні, тому використовувати скловолокно в даних умовах доречно.

На базі симетрично армованих композитних матеріалів можна виготовлювати панелі силових конструкцій таких як крило чи панелей оперення.

Розділ 4. Методика розрахунку панелей армованих ортогональними і перехресними шарами

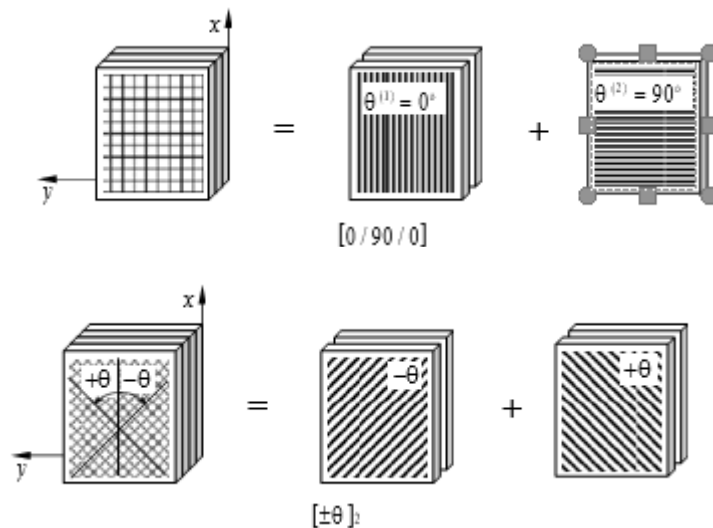


Рис.18. Матеріали армовані ортогональними і перехресними шарами

Композити що розглядаються містять чотири типа шарів з кутами армування $\varphi_1 = 0^\circ$; $\varphi_2 = 90^\circ$; $\varphi_3 = +\varphi$ і $\varphi_4 = -\varphi$. Для забезпечення ортотропності композитів шари з кутами армування $\varphi_3 = +\varphi$ і $\varphi_4 = -\varphi$ мають мати однакову товщину і однакові пружні характеристики: модулі Юнга вздовж і поперек волокон, модуль зсуву в площині укладки волокон, коефіцієнти Пуассона. Шари з кутами армування $\varphi_1 = 0^\circ$ і $\varphi_2 = 90^\circ$ можуть різнитися як товщиною, так і пружними характеристиками. Але на практиці частіше за все пружні характеристики шарів однакові, оскільки вони виготовляються з одних і тих же матричних матеріалів і волокон. Товщини шарів з кутами армування $\varphi_1 = 0^\circ$ и $\varphi_2 = 90^\circ$ можуть суттєво різнитися залежно від вимоги до жорсткості композиційного пакета в координатних напрямках x і y .

Експлуатційні напруження в шарах композитів визначаються в наступній послідовності.

1. Визначаються коефіцієнти жорсткості композиційного пакета.

$$B_{11} = \delta_1 \bar{E}_1 + \delta_2 \bar{E}_2 + (\delta_3 + \delta_4) \left(\bar{E}_1 \cos^4 \varphi + 2\bar{E}_1 \mu_{21} \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \bar{E}_2 \sin^4 \varphi + G_{12} \sin^2 2\varphi \right);$$

$$B_{22} = \delta_1 \bar{E}_2 + \delta_2 \bar{E}_1 + (\delta_3 + \delta_4) \left(\bar{E}_1 \sin^4 \varphi + 2\bar{E}_1 \mu_{21} \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \bar{E}_2 \cos^4 \varphi + G_{12} \sin^2 2\varphi \right);$$

$$B_{33} = G_{12} (\delta_1 + \delta_2) + (\delta_3 + \delta_4) \left(\bar{E}_1 + \bar{E}_2 - 2\bar{E}_1 \mu_{21} \right) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + G_{12} \cos^2 2\varphi];$$

$$B_{12} = \bar{E}_1 \mu_{21} (\delta_1 + \delta_2) + (\delta_3 + \delta_4) \left(\bar{E}_1 + \bar{E}_2 \right) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \bar{E}_1 \mu_{21} \left(\sin^4 \varphi + \cos^4 \varphi \right) - G_{12} \sin^2 2\varphi]$$

Де \bar{E}_1, \bar{E}_2 – приведені модулі Юнга шарів відповідно по осям 1 и 2 (передбачається, що пружні характеристики шарів в зв'язаній системі координат однакові);

δ_1 – сумарна товщина шарів з кутом армування 0° ;

δ_2 – сумарна товщина шарів з кутом армування 90° ;

δ_3 – сумарна товщина шарів з кутом армування $+\varphi$;

δ_4 – сумарна товщина шарів з кутом армування $-\varphi$;

μ_{12} – коефіцієнт Пуассона шарів при прикладанні основного навантаження по осі 1 (вздовж волокон);

μ_{21} – коефіцієнт Пуассона шарів при прикладанні основного навантаження по осі 2 (поперек волокон);

G_{12} – модуль зсуву шарів в площині 12.

2. Розраховуються пружні константи шаруватого композиційного матеріала в системі координат x-y.

$$E_x = \frac{1}{\delta_\Sigma} \left(B_{11} - \frac{B_{12}^2}{B_{22}} \right); \quad E_y = \frac{1}{\delta_\Sigma} \left(B_{22} - \frac{B_{12}^2}{B_{11}} \right);$$

$$G_{xy} = \frac{B_{33}}{\delta_\Sigma}; \quad \mu_{xy} = \frac{B_{12}}{B_{22}}; \quad \mu_{yx} = \frac{B_{12}}{B_{11}}.$$

Де δ_Σ – загальна товщина композитного пакета; $\delta_\Sigma = \delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4$.

3. Визначається середнє напруження за товщиною композитного пакета:

$$\sigma_x = \frac{N_x}{\delta_\Sigma}; \quad \sigma_y = \frac{N_y}{\delta_\Sigma}; \quad \tau_{xy} = \frac{q_{xy}}{\delta_\Sigma},$$

де N_x, N_y – погонні зусилля розтягу або стиску, Н/мм;

q_{xy} – зсувні погонні зусилля, Н/мм.

4. За відомими середніми напруженнями визначаються сумарні (загальні) деформації композитного пакета, що дорівнюють деформаціям кожного із шарів в системі координат x, y :

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \mu_{yx} \frac{\sigma_y}{E_y};$$

$$\varepsilon_y = -\mu_{xy} \frac{\sigma_x}{E_x} + \frac{\sigma_y}{E_y};$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}}.$$

Де $\varepsilon_x, \varepsilon_y$ – лінійні відносні деформації по осям x и y ;

γ_{xy} – зсувні відносні деформації в площині xy .

5. Визначаються лінійні і зсувні деформації в кожному шарі в зв'язаній з ним системі координат $1, 2$.

Лінійна деформація по осі 1:

$$\varepsilon_{1(i)} = \varepsilon_x \cos^2 \varphi_i + \varepsilon_y \sin^2 \varphi_i + \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i;$$

лінійна деформація по осі 2:

$$\varepsilon_{2(i)} = \varepsilon_x \sin^2 \varphi_i + \varepsilon_y \cos^2 \varphi_i - \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i;$$

Зсувна деформація в площині 12:

$$\gamma_{12(i)} = (\varepsilon_y - \varepsilon_x) \sin 2\varphi_i + \gamma_{xy} \cos 2\varphi_i,$$

де i – номер шару;

$i = 1$ – шар з кутом армування 0° ;

$i = 2$ – шар з кутом армування 90° ;

$i = 3$ – шар з кутом армування $+\varphi$;

$i = 4$ – шар з кутом армування $-\varphi$.

6. Розраховуються експлуатаційні напруження в шарах в системі координат, утворених осями 1 и 2 .

Нормальні напруження в i -м шарі по осі 1:

$$\sigma_{1(i)} = \bar{E}_1 \cdot (\varepsilon_{1(i)} + \mu_{21} \varepsilon_{2(i)})$$

нормальні напруження в i -м шарі по осі 2:

$$\sigma_{2(i)} = \bar{E}_2 \cdot (\varepsilon_{2(i)} + \mu_{12} \varepsilon_{1(i)})$$

Зсувні напруження в i -м шарі в площині 12:

$$\tau_{12(i)} = G_{12} \cdot \gamma_{12(i)}$$

Вихідні дані для розрахунку:

Таблиця 9

Матеріал и волокон	N_x Н/м	N_y Н/м	q Н/м	δ_1 мм	δ_2 мм	δ_3 мм	δ_4 мм	\bar{E}_1 , МПа	\bar{E}_2 , МПа	G_{12} , кГ/мм ²	μ_{12}	μ_{21}
Борні	$19,7 \times 10^4$	$99,3 \times 10^4$	$1,5 \times 10^4$	0,4 5	0,4 5	0,45	0,45	$2,87 \times 10^5$	$1,5 \times 10^5$	500	0,23	0,27
Вуглецеві	$19,7 \times 10^4$	$99,3 \times 10^4$	$1,5 \times 10^4$	0,4 5	0,4 5	0,45	0,45	$16,557 \times 10^6$	$0,58 \times 10^5$	400	0,2	0,27
Скловолок но	$19,7 \times 10^4$	$99,3 \times 10^4$	$1,5 \times 10^4$	0,4 5	0,4 5	0,45	0,45	$1,37 \times 10^6$	$4,087 \times 10^5$	400	0,21	0,27

Таблиця 10

Результати розрахунків деформацій і напружень в борних шарах КМ

Кут армування	B_{11} , Н/мм	B_{12} , Н/мм	B_{22} , Н/мм	B_{33} , Н/мм	E_x , МПа	E_y , МПа	G_{xy} , МПа
0	454950	139482	331650	9000	220160	160492,5	5000
90	331650	139482	454950	9000	160492,5	220160	5000
45	334265,062	207356,062	334265,1	67916,18	114241,7	114241,7	37731,21
-45	332014,383	206037,562	332014,4	70165,5	113418,9	113418,9	38980,83

Продовження Таблиці 10

μ_{xy}	μ_{yx}	$\sigma_x, \text{МПа}$	$\sigma_y, \text{МПа}$	$\tau_{xy}, \text{МПа}$	ε_x	ε_y	γ_{xy}				
0,42057	0,306588	109,4	551,67	8,333333	-0,30953	0,003228	0,001667				
0,306588	0,42057	109,4	551,67	8,333333	-0,42239	0,002297	0,001667				
0,620334	0,620334	109,4	551,67	8,333333	-0,62421	0,004235	0,000221				
0,620568	0,620568	109,4	551,67	8,333333	-0,62447	0,004265	0,000214				
<i>Деформації в 1-м шарі</i>			<i>Деформації у 2-м шарі</i>			<i>Деформації у 3-м шарі</i>			<i>Деформації в 4-м шарі</i>		
$\varepsilon_{1(1)}$	$\varepsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\varepsilon_{1(2)}$	$\varepsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	$\varepsilon_{1(3)}$	$\varepsilon_{2(3)}$	$\gamma_{12(3)}$	$\varepsilon_{1(4)}$	$\varepsilon_{2(4)}$	$\gamma_{12(4)}$
-0,309	0,0032	0,0016	0,0022	-0,422	-0,001	-0,309	-0,309	0,6284	-0,310	-0,310	0,444
5278	2826	67	9668	3937	67	7812	7812	4	1142	1142	665
<i>Напруження в 1-м шарі, МПа</i>			<i>Напруження у 2-м шарі, МПа</i>			<i>Напруження у 3-м шарі, МПа</i>			<i>Напруження в 4-м шарі, МПа</i>		
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$	$\sigma_{1(3)}$	$\sigma_{2(3)}$	$\tau_{12(3)}$	$\sigma_{1(4)}$	$\sigma_{2(4)}$	$\tau_{12(4)}$
-88584,	-10194,	8,3	-3207	-632	-8,3	-1129	-5715	3142,	-1130	-5721	2223,
31	47		2,14	79,82		12,17	4,64	199	33,5	6,07	325

Результати розрахунків деформацій і напружень в вуглецевих шарах КМ

Таблиця 11

<i>Кут армування</i>	$B_{11}, \text{Н/мм}$	$B_{12}, \text{Н/мм}$	$B_{22}, \text{Н/мм}$	$B_{33}, \text{Н/мм}$	$E_x, \text{МПа}$	$E_y, \text{МПа}$	$G_{xy}, \text{МПа}$
0	22378050	8046702	7528950	7200	7654440	2575287	4000
90	7528950	8046702	22378050	7200	2575287	7654440	4000
45	13226928	9773528,99	13226928	1729257	3336197	3336197	960698,2
-45	13225127,5	9772474,19	13225127	1731056	3335517	3335517	961697,9

Продовження Таблиці 11

μ_{xy}		μ_{yx}	σ_x , МПа	σ_y , МПа	τ_{xy} , МПа	ϵ_x	ϵ_y	γ_{xy}			
1,068768		0,35958	109,4	551,6	8,3	-0,35978	0,000199	0,002083			
0,35958		1,068768	109,4	551,6	8,3	-1,0688	$5,68 \times 10^{-5}$	0,002083			
0,738911		0,738911	109,4	551,6	8,3	-0,73904	0,000141	$8,67 \times 10^{-6}$			
0,738932		0,738932	109,4	551,6	8,3	-0,73906	0,000141	$8,67 \times 10^{-6}$			
<i>Деформації в 1-м шарі</i>			<i>Деформації у 2-м шарі</i>			<i>Деформації у 3-м шарі</i>			<i>Деформації в 4-м шарі</i>		
$\epsilon_{1(1)}$	$\epsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\epsilon_{1(2)}$	$\epsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	$\epsilon_{1(3)}$	$\epsilon_{2(3)}$	$\gamma_{12(3)}$	$\epsilon_{1(4)}$	$\epsilon_{2(4)}$	$\gamma_{12(4)}$
-0,35 978	0,000 19893	0,002 083	5,679 $\times 10^{-$	-1,06 87977	-0,00 208	-0,36 93355	-0,36 93355	0,739 185	-0,36 93546	-0,36 93546	0,52262 5
<i>Напруження в 1-м шарі, МПа</i>			<i>Напруження у 2-м шарі, МПа</i>			<i>Напруження у 3-м шарі, МПа</i>			<i>Напруження в 4-м шарі, МПа</i>		
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$	$\sigma_{1(3)}$	$\sigma_{2(3)}$	$\tau_{12(3)}$	$\sigma_{1(4)}$	$\sigma_{2(4)}$	$\tau_{12(4)}$
-5955 988,8	-416 1,91	8,333	-4777 002,4	-6198 9,61	-8,333	-7766 162,6	-257 05,75	2956, 7	-7766 563,9	-2570 7,083	2090,49 9

Результати розрахунків деформацій і напружень в скловолокневих шарах КМ

Таблиця 12

<i>Кут армування</i>	B_{11} , Н/мм	B_{12} , Н/мм	B_{22} , Н/мм	B_{33} , Н/мм	E_x , МПа	E_y , МПа	G_{xy} , МПа
0	2033415	665820	1168245	7200	918857	527905	4000
90	1168245	665820	2033415	7200	527905	918857	4000
45	1370335	902830	1370335	237211	430842	430842	131784
-45	1368535	901776	1368535	239011	430179	430179	132783

Таблиця 13

μ_{xy}	μ_{yx}	σ_x , МПа	σ_y , МПа	τ_{xy} , МПа	ε_x	ε_y	γ_{xy}				
0,56993	0,32744	109,4	109,4	551,67	8,3	-0,32837	0,000977				
0,32744	0,56993	109,4	109,4	551,67	8,3	-0,57032	0,000532				
0,65884	0,65884	109,4	109,4	551,67	8,3	-0,65987	0,001113				
0,65894	0,65894	109,4	109,4	551,67	8,3	-0,65996	0,001115				
<i>Деформації в 1-м шарі</i>			<i>Деформації у 2-м шарі</i>			<i>Деформації у 3-м шарі</i>			<i>Деформації в 4-м шарі</i>		
$\varepsilon_{1(1)}$	$\varepsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\varepsilon_{1(2)}$	$\varepsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	$\varepsilon_{1(3)}$	$\varepsilon_{2(3)}$	$\gamma_{12(3)}$	$\varepsilon_{1(4)}$	$\varepsilon_{2(4)}$	$\gamma_{12(4)}$
-0,328 3652	0,000 97713	0,002 083	0,000 5325	-0,570 3249	-0,002 08	-0,329 2451	-0,329 2451	0,660 978	-0,329 356	-0,329 356	0,467 426
<i>Напруження в 1-м шарі, МПа</i>			<i>Напруження у 2-м шарі, МПа</i>			<i>Напруження у 3-м шарі, МПа</i>			<i>Напруження в 4-м шарі, МПа</i>		
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$	$\sigma_{1(3)}$	$\sigma_{2(3)}$	$\tau_{12(3)}$	$\sigma_{1(4)}$	$\sigma_{2(4)}$	$\tau_{12(4)}$
-449 498,9	-277 83,24 9	8,33 3333	-210 233,7	-233 046,0 8	-8,33 333	-572 853,5	-162 820,5 8	2643, 914	-573 046,5 3	-162 875,4 4	- 2643,9 14

Висновок

При попередньо розглянутому виді армування при заданих навантаженнях виникають екстремальні напруження, тому умови міцності не виконуються, що показує неефективність матеріалів в ділянці з навантаженнями які використовувалися в прикладі. Конструкції з даним типом армування доцільно використовувати в конструкціях що мало навантажені, або є елементами декору. Вони покажуть свою ефективність в зменшенні маси завдяки впровадження їх як внутрішнє оснащення літака.

Розділ 5. Методика розрахунку композиційних панелей з підкріплюючими елементами в складі конструкції

З збільшенням навантажень конструктивне обмеження зверху на висоту наповнювача призводять до того що маса панелі збільшується швидше, ніж несуча можливість і трислойні панелі по ефективності поступаються підкріпленими панелями чи стрингерами, останнє при наступному збільшенні навантаження потрібно підкріплювати поперечними ребрами для попередження втрати стійкості.

1. Визначаються коефіцієнти жорсткості композиційного пакета.

$$B_{11} = \delta_1 \bar{E}_1 + \delta_2 \bar{E}_2 + (\delta - \delta_1 - \delta_2)(\bar{E}_1 \cos^4 \varphi + \bar{E}_2 \sin^4 \varphi + 2(\bar{E}_1 \mu_{21} + 2G_{12}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi);$$

$$B_{22} = \delta_1 \bar{E}_2 + \delta_2 \bar{E}_1 + (\delta - \delta_1 - \delta_2)(\bar{E}_1 \sin^4 \varphi + \bar{E}_2 \cos^4 \varphi + 2(\bar{E}_1 \mu_{21} + 2G_{12}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi);$$

$$B_{12} = \bar{E}_1 \mu_2 (\delta_1 + \delta_2) + (\delta - \delta_1 - \delta_2)(\bar{E}_1 \mu_{21} + (\bar{E}_1 + \bar{E}_2 - 2\bar{E}_1 \mu_{21} - 4G_{12}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi);$$

$$B_{33} = G_{12}(\delta_1 + \delta_2) + (\delta - \delta_1 - \delta_2)((\bar{E}_1 + \bar{E}_2 - 2\bar{E}_1 \mu_{21}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + G_{12} \cos^2 2\varphi);$$

Де \bar{E}_1, \bar{E}_2 – приведені модулі Юнга шарів відповідно по осям 1 і 2 (передбачається, що пружні характеристики шарів в зв'язаній системі координат однакові);

δ_0 – сумарна товщина шарів;

$\delta_1 = j_1 \delta_0$;

$\delta_2 = j_2 \delta_0$;

μ_{12} – коефіцієнт Пуассона шарів при прикладанні основного навантаження по осі 1;

μ_{21} – коефіцієнт Пуассона шарів при прикладанні основного навантаження по осі 2 (поперек волокон);

G_{12} – модуль зсува шарів в площині 12.

2.3а відомими середніми напруженнями визначаються сумарні (загальні) деформації композитного пакета, що дорівнюють деформаціям кожного із шарів в системі координат x, y :

$$\varepsilon_x = \frac{N_o B_{22} - N_y B_{12}}{B_{11} B_{22} - B_{12}^2};$$

$$\varepsilon_y = \frac{N_y B_{11} - N_o B_{12}}{B_{11} B_{22} - B_{12}^2};$$

$$\gamma_{xy} = \frac{q_{yx}}{B_{33}};$$

$$N_o = N_x(1 - \theta)$$

3. Розраховуються експлуатаційні напруження в шарах в системі координат, утворених осями 1 і 2.

Нормальні напруження в i -м шарі по осі 1:

$$\sigma_1 = \bar{E}_1(\varepsilon_x(\cos^2 \varphi + \mu_{21} \sin^2 \varphi) + \varepsilon_y(\sin^2 \varphi + \mu_{21} \cos^2 \varphi) + \gamma_{xy}(1 - \mu_{21})\sin\varphi\cos\varphi);$$

Нормальні напруження в i -м шарі по осі 2:

$$\sigma_2 = \bar{E}_2(\varepsilon_x(\sin^2 \varphi + \mu_{21} \cos^2 \varphi) + \varepsilon_y(\cos^2 \varphi + \mu_{21} \sin^2 \varphi) + \gamma_{xy}(1 - \mu_{21})\sin\varphi\cos\varphi);$$

Зсувні напруження в i -м шарі в площині 12:

$$\sigma_1 = \bar{G}_{12}(\sin 2\varphi(\varepsilon_x - \varepsilon_y) + \gamma_{xy} \cos 2\varphi);$$

Вихідні дані для розрахунку:

Таблиця 14

Матеріали волокон	N_x , Н/м	N_y , Н/м	q , Н/м	δ_1 , мм	δ_2 , мм	\bar{E}_1 , МПа	\bar{E}_2 , МПа	G_{12} , кз/мм ²	μ_{12}	μ_{21}
Борні	19,7×10 ⁴	99,3×10 ⁴	1,5×10 ⁴	0,9	0,9	2,87×10 ⁵	1,5×10 ⁵	500	0,23	0,27
Вуглецеві	19,7×10 ⁴	99,3×10 ⁴	1,5×10 ⁴	0,9	0,9	16,557×10 ⁶	0,58×10 ⁵	400	0,2	0,27
Скловолокно	19,7×10 ⁴	99,3×10 ⁴	1,5×10 ⁴	0,9	0,9	1,37×10 ⁶	4,087×10 ⁵	400	0,21	0,27

Таблиця 15

Результати розрахунків деформацій і напружень в борних шарах КМ

B_{11} , Н/мм		B_{12} , Н/мм		B_{22} , Н/мм		B_{33} , Н/мм		E_x , МПа		E_y , МПа		G_{xy} , МПа	
286440,000		139482		783627,6		692640		161489,4		441794,3		427555,6	
μ_{xy}	μ_{yx}	σ_x , МПа		σ_y , МПа		τ_{xy} , МПа		ε_x		ε_y		γ_{xy}	
0,177995	0,48695	109,44444		551,6667		8,333333		-0,0003		0,00132		$2,17 \times 10^{-5}$	
<i>Деформації в 1-м шарі</i>						<i>Деформації у 2-м шарі</i>							
$\varepsilon_{1(1)}$		$\varepsilon_{2(1)}$		$\gamma_{12(1)}$		$\varepsilon_{1(2)}$		$\varepsilon_{2(2)}$		$\gamma_{12(2)}$			
-0,0003		0,00132		$2,17 \times 10^{-5}$		0,0013204		-0,0003		$-2,2 \times 10^{-5}$			
<i>Напруження в 1-м шарі, МПа</i>						<i>Напруження у 2-м шарі, МПа</i>							
$\sigma_{1(1)}$		$\sigma_{2(1)}$		$\tau_{12(1)}$		$\sigma_{1(2)}$		$\sigma_{2(2)}$		$\tau_{12(2)}$			
355,7837		187,7443		0,108281		16,47687		0,689069		-0,10828			

Результати розрахунків деформацій і напружень в вуглецевих шарах КМ

Таблиця 16

B_{11} , Н/мм		B_{12} , Н/мм		B_{22} , Н/мм		B_{33} , Н/мм		E_x , МПа		E_y , МПа		G_{xy} , МПа	
2084280,00		8046702		42332704		26904060		342434,3		6955001		16607444	
μ_{xy}	μ_{yx}	σ_x , МПа		σ_y , МПа		τ_{xy} , МПа		ε_x		ε_y		γ_{xy}	
0,190082	3,860663	109,44444		551,6667		8,33		-0,00016		$5,44 \times 10^{-5}$		$5,58 \times 10^{-7}$	
<i>Деформації в 1-м шарі</i>						<i>Деформації у 2-м шарі</i>							
$\varepsilon_{1(1)}$		$\varepsilon_{2(1)}$		$\gamma_{12(1)}$		$\varepsilon_{1(2)}$		$\varepsilon_{2(2)}$		$\gamma_{12(2)}$			
-0,00016		$5,44 \times 10^{-5}$		$5,58 \times 10^{-7}$		$5,438 \times 10^{-5}$		-0,00016		$-5,6 \times 10^{-7}$			

Продовження Таблиці 16

Напруження в 1-м шарі, МПа			Напруження у 2-м шарі, МПа		
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$
173,1061	1,266925	0,00223	-2450,57	-22,5275	-0,00279

Результати розрахунків деформацій і напружень в скловолокнових шарах КМ

Таблиця 17

B_{11} , Н/мм	B_{12} , Н/мм	B_{22} , Н/мм	B_{33} , Н/мм	E_x , МПа	E_y , МПа	G_{xy} , МПа	
851016,00	665820	3575040	2869254	448773,4	1885256	1771144	
μ_{xy}	μ_{yx}	σ_x , МПа	σ_y , МПа	τ_{xy} , МПа	ϵ_x	ϵ_y	γ_{xy}
0,186241	0,782 382	109,44444	551,6667	8,333333	-0,00012	0,000 3	5,23E-06
Деформації в 1-м шарі				Деформації у 2-м шарі			
$\epsilon_{1(1)}$	$\epsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$		$\epsilon_{1(2)}$	$\epsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$	
-0,00012	0,0003	$5,23 \times 10^{-6}$		0,0002999	-0,00012	$-5,2 \times 10^{-6}$	
Напруження в 1-м шарі, МПа				Напруження у 2-м шарі, МПа			
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$		$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$	
366,887	112,3657	0,020911		-51,9512	-7,4875	-0,02614	

Висновки

Границя міцності борних волокон від 2ГПа до 4ГПа. Максимальне напруження в борних волокнах – 0,355ГПа, отже умова міцності виконується.

Границя міцності для вуглецевого волокна до 2,7ГПа. Максимальне напруження що виникало в вуглецевих волокнах – 2,4ГПа, тому умова міцності виконується, тому вуглецеве волокно доцільно використовувати в такій конфігурації на дані навантаження.

Границя міцності скловолокна до 1,38 ГПа, а також більше ніж максимальні напруження, що виникали в волокнах – 0,267ГПа, тому використовувати скловолокно в даних умовах доцільно.

Спостерігаючи характер напружень панелі з підкріпленням найкраще витримують високі навантаження, матеріали на базі борних волокон та на базі скловолокон мають оптимальні значення навантажень. Такі панелі ефективні в місцях високих напружень.

Розділ 6 Розрахунок і оптимізація варіантів конструкцій панелей

Розрахунки композиційних матеріалів були проведені за чотирма методиками армування, для панелей з ортогонально розташованими шарами волокон, симетрично армованими, панелей армованих ортогональними і перехресними шарами та панелей з підкріплюючими елементами. Дані розрахунки також проводилися в залежності від трьох матеріалів матричних волокон: борних, вуглецевих та скловолокон.

За результатами розрахунків можна зрозуміти доцільність використання різних композиційних панелей в конструктивних частинах літака.

Всі розрахунки проводилися для композиційного пакету однієї товщини – 1, 8 мм. Але через різні кількості шарів та вимоги до армування товщина шару одного композиційного матеріалу може відрізнятися від іншого. Найкращі результати з міцності були отримані при розрахунку композитних матеріалів з підкріпленням на базі борних волокон, дана конфігурація добре працює в усіх напрямках, а також значно зменшує масу конструкції. Але такі панелі не недоцільно використовувати на всіх високонавантажених елементах конструкції через їх надзвичайно високу ціну. Процес виготовлення складний і вимагає багато обладнання та спеціалізованої праці, а запаси бору на Землі обмежені, тому роздобути його нелегко чи дешево. Борне волокно все ще досить нове для ринку, тому попиту на нього ще немає.

Один кілограм аерокосмічної борної нитки товщиною 0.1 мм коштує понад 2000\$, для однієї силової конструкції виготовленої з борних матеріалів тільки на матеріали буде витрачено сотні тисяч доларів, невраховуючий ціну на перевірку матеріалів та на їх сертифікацію. Доцільним використанням даної конструкції є використання її як обшивки на хвостовому оперенні, через високі навантаження на дану структуру.

Також гарну міцність показали композитні матеріалами у яких волокна з скловолокна та з підкріпленням. Їх доцільно використовувати на основних

силових агрегатах, панелі крила, предкрилки та закрилки, панелі фюзеляжу, через відносну міцність та недорогу ціну. Кілограм авіаційного скловолокна коштує 80\$.

Панелі з вуглецевого волокна підходять для використання їх в конструюванні панелей крила. Вони мають суттєву меншу вагу за скловолокно, а також дешевші від борного волокна.

Порівнюючи ці дві конструкції в матеріалу на борній основі маса значно менша від матеріалу на основі скловолокна. Панель довжиною і шириною 1м з товщиною 1,8 мм виготовлена з борних волокон матиме масу 0,5кг, а з скловолокна 2,77 кг, для панелі з вуглецевого волокна при цій конфігурації маса буде 2 кг.

Симетрично армовані композиційні матеріали витримують менші напруження ніж матеріали з підкріпленнями, однак саме ці матеріали підходять для використання їх у менш навантажених конструкціях. Наприклад композиційний матеріали з симетричним армуванням доцільно використовувати при конструювання обтічників, поверхонь керування польотом, панелі передньої та задньої кромки на крилі та стабілізаторі, однак вибір матеріалу матриці залежить від фінансових можливостей та необхідних масових та силових характеристик. Наприклад використання борного матеріалу для обтічника є ефективним через характер навантажень на нього, отриманий обтічник буде легким але дуже міцним. Однак для панелей передньої та задньої кромки на крилі та стабілізатору краще використовувати вуглецеве волокно, такий вибір спричинений бюджетністю порівнюючи з борними. Один кілограм вуглецевого волокна 100\$.

Ортогонально армовані композиційні матеріали з вуглецевого волокна, також доцільно використовувати в розробці обтічників, поверхонь керування польотом, панелі передньої та задньої кромки на крилі та стабілізаторі, проте міцність при такій товщині пакету як при симетричному армуванні, буде меншою.

Панелі з ортогональним та паралельним армуванням, є багатошаровими конструкціями, та їх ефективність спостерігається при використанні на низько навантажених ділянках, для зменшення маси, наприклад як основа дверей шасі.

Висновок

Композиційні матеріали показали свою надзвичайну ефективність. Їх використання задовольняє необхідні властивості конструкції – посилення, але водночас зниження маси. Такі удосконалення мають наслідки, що впливають на фінансову складову. Композиційні матеріали мають високу ціну, ціна росте в залежності від складу вибраних волокон. З досліджених матеріалів найдорожчим є борне волокно, водночас воно найміцніше, та через невелику його кількість і складність добування сформувалась така ціна.

Найпопулярнішим і водночас найдешевшим є скловолокно, воно не показує надзвичайних силових характеристик, водночас може понизити масу конструкції.

Наразі найпопулярніші в авіації є вуглецеві композиційні матеріали, через відмінне поєднання силових характеристик та доступність в ціні.

Розділ 7. Методика виготовлення композиційного матеріалу

Розглянемо виготовлення панелей з симетричним армуванням з використанням вуглецю в матрицях.

Раніше найдоцільнішим методом виготовлення була вакуумна інфузія, процес, при якому із застосуванням вакуумної плівки (мішка) створюється розрядження в робочій порожнині форми і за рахунок різниці в тиску відбувається всмоктування смоли та просочення армуючих матеріалів.

Переваги такого методу:

- відмінне співвідношення смоли та волокон;
- зниження вмісту повітря в шарах;
- економія смоли;
- зменшення емісії шкідливих речовин;
- конструкції типу сендвіч можуть виготовлятися в один прийом.
- менші витрати на обладнання;
- ширші можливості варіювання структури шару.

Вакуумна інфузія, як і будь-який процес виготовлення композиційних матеріалів, не ідеальна, і має низку недоліків. Приступаючи до використання цієї технології, потрібно бути готовим до наступного:

- процес нескладний, однак, потребує певних навичок, тому на перших етапах можливі помилки та невдачі;
- виріб можна легко зіпсувати;
- час підготовки до інфузії не обмежена, однак, сама підготовка досить складна, оскільки включає не тільки викладку армуючих матеріалів у форму, але також і створення вакуумного мішка, розміщення вакуумних ліній і ліній подачі смоли;
- правильне створення вакуумного мішка також потребує певних навичок;

Для виготовлення дослідженого композиційного матеріалу, доцільно використовувати новий метод вакуумної інфузії - імпульсна інфузію.

Імпульсна інфузія — це процес вакуумної інфузії з подвійним мішком, який базується на використанні правильно сконструйованого багаторазового розподільника тиску та здатного краще контролювати вакуумний тиск у імпульсному режимі. Таким чином, поперечний потік смоли через сухе волокнисте армування сприяє і досягається краща адгезія між смолою та волокнами. Новий процес дозволяє отримувати шари з тією ж об'ємною часткою волокон і властивостями розтягування, що й ті, що виготовляються за традиційними інфузійними технологіями. Було оцінено середнє збільшення до 9% для модуля пружності при згині та до 24% для міцності при згині для композитів, виготовлених імпульсним способом, порівняно з традиційними вакуумними інфузійними композитами. Крім того, завдяки незначному споживанню смоли та відсутності розподільчої мережі імпульсна інфузія забезпечує перевагу економії матеріалів приблизно на 19% і значне скорочення відходів.

У звичайній вакуумній інфузії просочування сухого волокнистого армування термореактивною рідкою смолою відбувається шляхом нанесення у вакуумі. Процес в основному включає три етапи: укладання волокна, застосування вакууму та просочення волокна термореактивною смолою та затвердіння смоли. Армування, як правило, вуглецева або склотканина, поміщається на односторонню жорстку форму, формуваний матеріал вакуумного мішка замінює звичайний металевий інструмент. Смола вводиться через один або кілька вхідних затворів, залежно від розміру та форми деталі. Вакуум подається через один або кілька вентиляційних отворів, щоб видалити повітря з волокнистої преформи та забезпечити просочування волокна деталі смолою. Сітка для розподілу смоли поміщається на арматуру для сприяння потоку смоли, щоб забезпечити повне змочування преформи та усунути порожнечі та сухі плями.

У разі імпульсної інфузії використовуються два вакуумні пакети, а сітка для розподілу смоли видаляється. Нижній вакуумний мішок визначає нижню камеру, де відбувається вливання смоли. Нижній вакуумний мішок укладається на суховолокнисту арматуру без розміщення сітки для розподілу смоли. Розподільник тиску належної конструкції розташований на нижньому вакуумному мішку та під другим верхнім вакуумним мішком, що дозволяє ідентифікувати верхню камеру. Застосовуючи різний вакуумний тиск у двох камерах і своєчасно контролюючи різницю тиску між двома камерами, потік смоли пульсує і просувається як у площині, так і через товщину арматури.

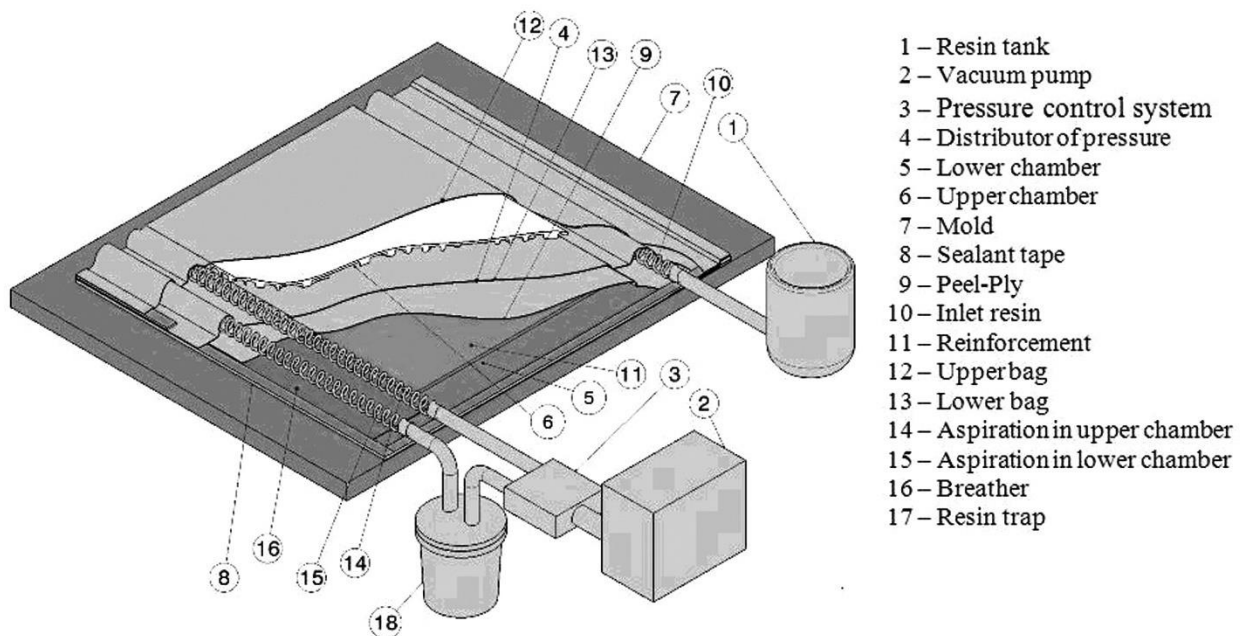


Рис.19. Схема системи просочування для процесу імпульсної інфузії.

На рисунку 19 показано схематичне розташування, де можна спостерігати дві «камери». «Нижня камера» (5) визначається «нижнім мішком» (13), який закріплений на прес-формі (7) по її межі герметизуючою стрічкою (8). Збірка мішків під мішком (13) складається з прес-форми (7), де сухе волокнисте армування (11) з прилеглим шаром абсорбуючої тканини (16) наноситься після нанесення антиадгезиву; трубок для вакуумного застосування (15) та ін'єкційної смоли (10), які покриті листом відривного шару (9). Після упаковки нижнього вузла в мішки встановлюють розподільник тиску (4) і трубку для застосування вакууму (14), а потім захоплюють інший мішок (12), який

герметично закриває по краю нижньої камери (13), створюючи «верхню камеру» (6).

Трубка для впорскування смоли (10) з'єднана з баком (1). Трубки (14) і (15) для застосування вакууму підключені до системи контролю тиску (3) і до вакуумного насоса (2). Таким чином, принцип дії «імпульсної інфузії» полягає в наявності двох «камер», де вакуум може бути різним і своєчасно контролюватись.

Є два способи роботи:

а) Статичний режим:

Спочатку у верхній камері (6) застосовується більша депресія, ніж у нижній камері (5) рис 20. При цьому розподільник тиску (4) рухається вгору і завдяки своїй особливій формі деякими частинами тягне нижній мішок (13).

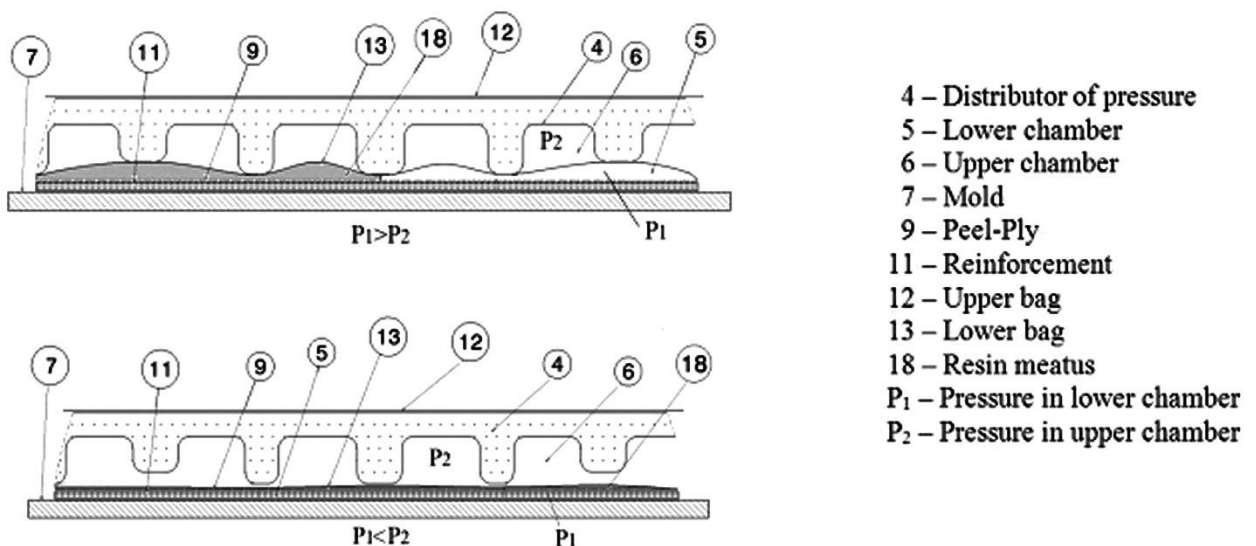


Рис. 20. Схема потоку смоли в процесі імпульсної інфузії.

Таким чином між арматурою (11) і нижнім мішком (13) утворюється тонкий отвір (18), куди може текти смола. Коли вводиться вся кількість смоли, необхідної для просочування сухих волокон, у верхньому мішку вивільняється вакуум, а в нижньому мішку збільшується. Таким чином, смола продавлюється через арматуру, а волокна ущільнюються.

б) Динамічний режим:

Різниця тиску між верхньою камерою та нижньою камерою регулюється з часом регулятором тиску (3), створюючи дію стиснення на смолу, яка змушена текти поперечно до арматури.

Частота пульсації залежить від смоли, пружних характеристик матеріалів, з яких складається нижня камера (13), верхня камера (12) і розподільник тиску (4).

Щоб забезпечити безперервну пульсацію під час інфузії, на вакуумному насосі було введено клапан, який керував дистанційним інтерфейсом.

У імпульсному процесі сітка розподілу потоку смоли замінена належним чином сконструйованим розподільником тиску, який можна спостерігати на рис 21. Його геометрія була розроблена та оптимізована з метою отримання гнучкої та, водночас, стійкої до вакууму розподільник потоку смоли. Після кількох попередніх випробувань це було реалізовано за допомогою силіконової гуми високої міцності (Dow Corning Silastic MRTV).

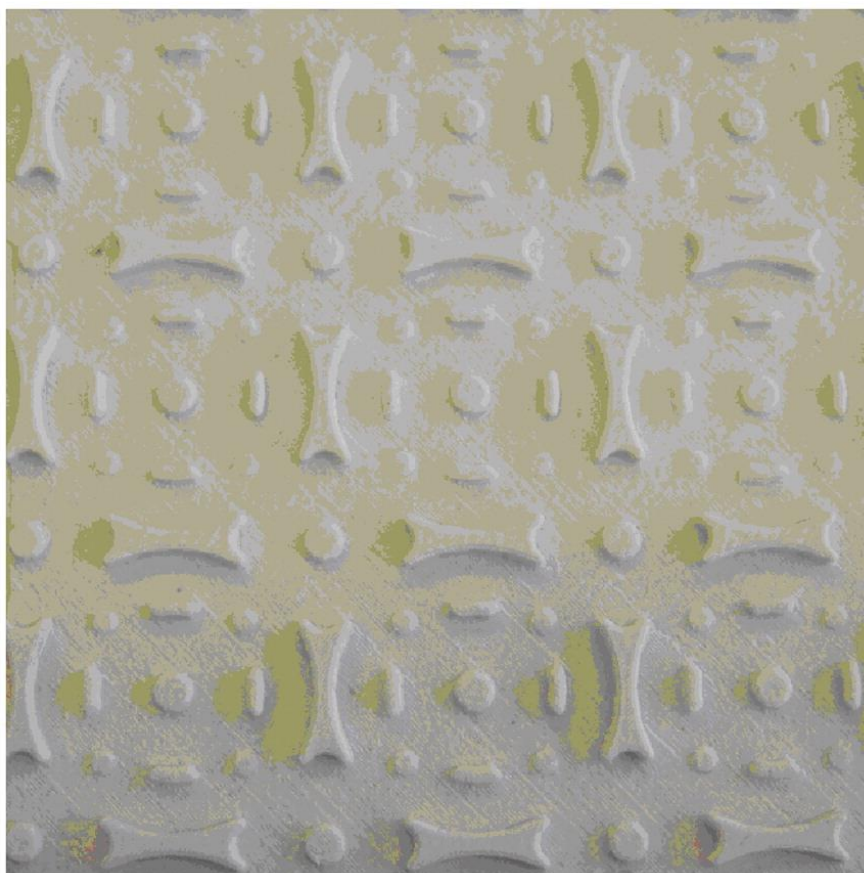


Рис. 21. Силіконовий розподільник тиску.

У процесі імпульсної інфузії застосовувався вакуумний тиск 1 бар у верхній камері та 0,3 бар у нижній камері. Ці вакуумні тиски були застосовані в імпульсному режимі з частотою 1 Гц. На рис 22 і 23 показана система імпульсної інфузії.



Рис. 22 . Установка для імпульсної інфузії



Рис. 23. Процес виготовлення композиційного матеріалу

Висновок

Методи виготовлення композиційного матеріалу прямо впливають на його отримані характеристики. Через це необхідно виділити важливу роль вивченню технологій створення композиційних матеріалів. Багато років однією із лідируючих технологій біла та залишається вакуумна інфузія.

Вакуумна інфузія має надзвичайну ефективність та безліч плюсів порівняно з іншими. Тому доречно за основу брати технологію подібного типу. Вивчивши багато досліджень, вирішено використовувати метод імпульсивної інфузії. Цей метод заснований на методі вакуумної інфузії з деякими модифікаціями.

Імпульсна інфузія — це процес вакуумної інфузії з подвійним мішком, який базується на використанні правильно сконструйованого багаторазового розподільника тиску та здатного краще контролювати вакуумний тиск у імпульсному режимі. Поперечний потік смоли через сухе волокнисте армування сприяє і досягається краща адгезія між смолою та волокнами. Процес дозволяє отримувати шари з тією ж об'ємною часткою волокон і властивостями розтягування, що й ті, що виготовляються за традиційними інфузійними технологіями. Середнє збільшення до 9% для модуля пружності при згині та до 24% для міцності при згині для композитів, виготовлених імпульсним способом, порівняно з традиційними вакуумними інфузійними композитами. Крім того, завдяки незначному споживанню смоли та відсутності розподільчої мережі імпульсна інфузія забезпечує перевагу економії матеріалів приблизно на 19% і значне скорочення відходів.

Розділ 8. Розробка стартап-проєкту

Провівши аналіз методів виготовлення композиційних матеріалів, було виявлено передовий метод виготовлення панелей, який має перспективи і тенденції для розвитку. Метод створений на основі вакуумної інфузії він має всі його переваги, але завдяки розробкам і експериментам цей метод вдало модифікували і вдосконалили. Модуль пружності при згині збільшився до 9%, а міцності при згині— до 24%, порівняно з традиційними вакуумними інфузійними композитами. Крім того, завдяки незначному споживанню смоли та відсутності розподільчої мережі імпульсна інфузія забезпечує перевагу економії матеріалів приблизно на 19% і значне скорочення відходів.

Через очевидні переваги виготовлення даних панелей, було вирішено розробити стартап проєкт по виготовленню композиційних матеріалів методом імпульсної.

8.1. Ідея стартап проєкту

Головна ідея проєкту – виготовлення високоефективних композиційних панелей. Ідеї стартапу описані в таблиці 18.

Таблиця 18

Опис ідеї стартапу

Зміст ідеї	Напрямок застосування	Вигода для користувача
За допомогою методу імпульсної інфузії створювати високо ефективні панелі	Авіаційна сфера	Застосування панелей як частин конструкції літальних апаратів
	Механіко-машинна схема	Можливість виготовлення КМ для авіабудування

На ринку існують аналоги подібних схем, але більшість із них не направлені в авіаційному застосуванні. В основі існуючих аналогів стоїть виготовлення композиційних матеріалів за старими методами, а тому і з

недоліками такими як гірші масові та міцнісні характеристики, а також велика кількість відходів і неефективне розпорядження сировиною.

8.2. Технологічний аудит ідеї проекту.

Для проведення технічного аудиту ідеї проекту, необхідно провести аудит технологій, за допомогою яких можна реалізувати ідею проекту. І для початку потрібно визначити можливість технологічного здійснення проекту. Результат представлений у таблиці 19.

Таблиця 19

Технологічна здійсненість ідеї стартапу

Ідея проекту	Технології для реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
Виготовлення високоефективних композиційних панелей.	Метод імпульсної інфузії на базі вакуумної інфузії	Наявні	Доступні

Обрана технологія доступна та не потребує доробки, надає усі необхідні можливості для реалізації поставленої задачі. Для розробки з використанням технології необхідно мати устаткування для імпульсної інфузії: вакуумна станція, вакуумна пастка для смоли, смола для зв'язування, матриця, вакуумна плівка, трубки та шланги, герметизуючий шар, поглинаючий шар, жертвовий шар, конектори, перехідники, роздільна плівка, провідний шар, армуючі матеріали.

8.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

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

проектів-конкурентів. Для цього проводиться аналіз попиту описаний в таблиці 20.

Таблиця 20

Орієнтовна характеристика потенційного ринку стартап проекту

Показники стану ринку	Характеристика
Загальна потреба в продукції	Має попит на ринку
Ціна на продукт	Різниться в залежності від конфігурації та особистих параметрів замовлення
Динаміка ринку	Зростає
Наявність обмежень для входу	Не спостерігається

Надалі визначаються потенційні групи клієнтів та їх характеристики, формується орієнтовний перелік вимог до товару для певної групи таблиці 21.

Таблиця 21

Потенційні групи клієнтів

Потенційні групи клієнтів	Вимоги до товару
Авіаційна галузь	Забезпечення високоефективним та якісним продуктом
Машинобудівна галузь	

Аналіз ринкового середовища, проводиться після визначення потенційних груп клієнтів. Для аналізу складаються таблиці факторів, що сприяють ринковому впровадженню проекту, а також факторів, що йому перешкоджають таблиці 22-23. Надалі проводиться аналіз пропозиції – визначаються загальні риси конкуренції на ринку, таблиця 24: визначаються тип можливої майбутньої конкуренції, її інтенсивність, а також рівень конкурентоспроможності в залежності з рівнем конкурентної боротьби, галузевою ознакою та видами товарів.

Фактори загроз

Фактори	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
Збільшення кількості конкурентів	Можливе збільшення кількості конкурентів, які створять якісний продукт. Можливість появи дешевших продуктів	Зниження ціни з підвищенням якості, розробка удосконалень, розширення ринку, розробка нових маркетинг-проектів.
Зміни тенденцій ринку	Можлива ситуація, при якій з'явиться новий метод виготовлення композиційних матеріалів, з меншими затратами, а відповідно – дешевший	Пошук чи розробка кращого метода виготовлення КМ.
Зниження репутації компанії	Можлива ситуація при якій конкуренти матимуть більший попит	Зміна партнерів, заключення нових контрактів.
Спад економіки	Можливе зменшення попиту на товар через економічну ситуацію	Збільшення обсягів продаж, пониження цін, розвиток з подальшим розширенням цільової аудиторії

Фактори можливостей

Фактори	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
Невелика кількість конкурентів	На ринку нині є конкуренти, однак їх технології потребують оновлення.	Розповсюджувати та розвивати продукцію, розвивати ринки збуту
Відповідні тенденції ринку	Використання КМ в світі збільшується з кожним днем, тому є потреба в створенні якісних КМ	Розповсюджувати та розвивати продукцію, розвивати ринки збуту
Побудова власної репутації	На ринку новачки мають всі можливості для створення своєї позитивної репутації	Пошук замовників чи можливих покупців, створення продукту, розширення бази замовників. Затвердити за собою статус надійної компанії

Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	Проявлення характеристики	Вплив на діяльність
Тип конкуренції	В залежності від кількості конкурентів та якості продуктів які вони виготовляють у	Підвищення якості відповідно покращення продукту.

	порівнянні з продуктами компанії	
За рівнем конкурентної боротьби	Локальна та світова конкуренція	На локальному ринку невелика кількість конкурентів, однак на світовому рівні – більша, як і попит на даний товар. Перспектива виходу на міжнародний ринок
За галузевою ознакою	Загальногалузева. Продукт може бути використаний у різних сферах діяльності.	Немає сенсу розширюватися за межі авіабудування, тому що є багато варіантів розвиватись всередині галузі
Конкуренція за видами товарів	Створений товар може мати конкурентів, які пропонують аналогічний товар	Зниження ціни, пошук довгострокових контрактів
За характером конкурентних переваг	Цінова Важливо за скільки продається товар, та скільки з нього прибутку	Можливе підвищення ціни на складні конструкції та пониження на великі однотипні партії
За інтенсивністю	Марочна Можуть з'являться конкуренти.	При виході на ринок потрібно рекламуватися як найефективніший продукт поміж існуючих

На основі аналізу конкуренції, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту, вимог споживачів до товару та факторів маркетингового середовища

визначається та обґрунтовується перелік факторів конкурентоспроможності.

За визначеними факторами конкурентоспроможності проводиться аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту, таблиця 25.

Таблиця 25

Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Клієнти	Товари замітники
Складові галузі	Розробники аналогічних систем	Якісніші Продукти з нижчими цінами	Мають Найважливіше значення. Більш важлива їх кількість, аніж постійна співпраця	Відсутні. Лише є конкуренти з аналогічними методами виробництва
Висновки	Інтенсивність Конкурентності з боку прямих конкурентів невисока	Наявні усі можливості для входу на ринок. Потенційні конкуренти не виявлені.	Необхідність клієнтської бази, через це важливо привабити споживачів до продукту	Немає обмежень

Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
Небагато конкурентів на ринку	На ринку нашої країни, на який для старту націлена розроблена технологія, конкурентів мало.
Доступність створеного продукту	Розроблена технологія показує ефективність продукту
Надійність	Високо надійний та кращий за існуючих конкурентів

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (Strength, Weak, Opportunities, Troubles), таблиця 27.

SWOT-аналіз проекту

Сильні сторони (S): - інноваційна технологія; - якісний продукт;	Слабкі сторони (W): - недостатньо оборотних коштів; - відсутність репутації компанії;
Можливості (O): - вихід на нові ринки; - розширення клієнтської бази;	Загрози (T): - поява нових конкурентів; - зниження репутації компанії; - зміни тенденцій попиту;

SWOT-аналіз є основою для розробки альтернативи ринкової поведінки(перелік заходів) для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, виведених на ринок.

Визначені альтернативи аналізуються з точки зору строків, а також ймовірності отримання ресурсів (таблиця 28).

Альтернативи ринкового впровадження стартаппроекту

Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
Вихід на нові ринки	Пошук інвесторів	3-8 місяців
Розширення послуг	Пошук інвесторів	Після виходу на ринок основного продукту, після 8 місяців

8.4. Розробка ринкової стратегії

Розробка ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних клієнтів, які визначені у таблиці 29.

Таблиця 29

Вибір груп потенційних споживачів

Опис цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в сегменті	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
Авіаційні підприємства	Потребують	Невисокий	Незначна	Помірно
Машинобудівні підприємства	Незначна	Незначний	Присутня	Помірно

За результатами аналізу потенційних груп споживачів обираються цільові групи, для яких пропонуватиметься товар, також визначається стратегія охоплення ринку.

Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформулювати базову стратегію розвитку, таблиця 30.

Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Вихід на нові ринки	Стратегія спеціалізації	Надання товару	Стратегія диференціації
Розширення технологій	Стратегія диференціації (допускається стратегія спеціалізації)	Надання товару відмінних якостей, які роблять технологію особливою на фоні аналогічних технологій	Стратегія диференціації (допускається стратегія спеціалізації)

Визначення базової конкурентної поведінки

Чи є проект «першим» на ринку	На локальному так
Чи буде компанія шукати нових клієнтів, чи забирати існуючих у конкурентів?	Обоє варіанти
Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента?	Ні
Стратегія конкурентної поведінки	Стратегія виклику лідера

На основі вимог клієнтів з обраних сегментів до постачальника та до продукту, а також в залежності від обраної базової стратегії розвитку та стратегії конкурентної поведінки розробляється стратегія позиціонування (таблиця 32), яка полягає у формуванні ринкової позиції, за яким ідентифікується проект.

Визначення стратегії позиціонування

Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проєкту	Вибір асоціацій, що формують комплексну позицію власного проєкту
Доступна ціна	Стратегія диференціації	Вирішення важливих поставлених задач швидко. Висока ефективність товару	- Стандарт якості - ТЗ

Робота стартап-компанії на ринку повинна бути спланована за стратегією диференціації і буде поширювати ефективний товар, дотримуючись конкурентної поведінки стратегії, а саме випускати необхідний товар для усіх можливих клієнтів.

Далі наведена розроблена маркетингова модель товару з уточненням ідея продукту, його фізичних складових, особливості процесу його надання.

8.5. Розробка маркетингової програми стартап проєкту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у таблиці 33 підсумовані результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

Потреба	Вигода від товару	Ключові переваги перед конкурентами
Оцінка якості	Оцінка за 4 метриками. Удосконалення оцінки будь-якої з обраних характеристик.	Якість та ефективність продукції, мала кількість відходів, покращені характеристики

Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові
Товар за задумом	Панелі на основі симетрично армованих волокон вуглецю, які виготовляються за вказаними параметрами для замовника
Реалізований товар	Реалізовано робочу лабораторію яка забезпечує створення необхідного товару. Тестування товару пройшло успішно До продажу: один тип армування панелей за заданими характеристиками. Після продажу: проведення нових досліджень для покращення якості та ефективності товару.

Захищення товару від копіювання: від копіювання потенційний товар захистити не складає проблеми. Розроблені додаткові елементи та процеси ід час виготовлення, не використовуються нині на локальному ринку. Визначення цінових меж, якими необхідно керуватись при встановленні ціни на потенційний товар, яке передбачає аналіз ціни на товари-аналоги, а так як на локальному ринку майже немає конкурентів, а ціни товарів конкурентів залежать від конфігурації та сировини, то межі встановлених цін базуватимуться на цих принципах з врахуванням високої ціни на виробничу техніку.

Наступний крок – визначення оптимальної системи збуту, в межах якої приймається рішення (таблиця 35): проводити збут власними силами або залучати сторонніх посередників, вибір та обґрунтування оптимальної глибини каналу та виду збуту.

Формування системи збуту

Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна систем збуту
Готові платити більше за кращу якість	Залучення клієнтської бази та продаж	Нульовий рівень: тільки виробник	Вертикальна маркетингова система

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів (таблиця 36).

Таблиця 36

Концепція маркетингових комунікацій

Поведінка цільових клієнтів	Канали комунікацій цільових клієнтів	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення
Готові платити більше за кращу якість	Будь-які	Висока якість та ефективність товару	Пояснити замовникам ідею виробництва

Таблиця 37

Інформаційна карта проєкту

Назва проєкту	Виготовлення композиційних матеріалів методом імпульсної інфузії
Автор проєкту	Шийка Вікторія Іванівна
Коротка анотація	Для покращення характеристик з міцності в конструкція літальних апаратів необхідно виготовлювати композиційні матеріали. В ході розробки проєкту було оброблено численні матеріали,

	що показали ефективність виготовлення композиційних матеріалів методом іфузії.
Термін реалізації проекту	1 рік
Необхідні ресурси	<p>Матеріально робочі:</p> <p>Вакуумна станція - 180 000 грн</p> <p>Вакуумна пастка для смоли – 27000 грн</p> <p>Смола для зв'язування – 36000 грн</p> <p>Матриця – 18000 грн</p> <p>Вакуумна плівка – 14000 грн</p> <p>Трубки та шланги – 3700 грн</p> <p>Герметизуючи шар – 7300 грн</p> <p>Поглинаючий шар – 9100 грн</p> <p>Жертвовий шар – 5500 грн</p> <p>Конектори, перехідники – 1800 грн</p> <p>Роздільна плівка – 3700 грн</p> <p>Провідний шар – 14700 грн</p> <p>Армують матеріали – 36000 грн</p> <p>Трудові:</p> <p>1. Співробітники проекту – 175 000 грн/міс.</p> <p>Інтелектуальні:</p> <p>Фінансові:</p> <p>1. Виробниче обладнання: 225000 грн на виробничу техніку</p> <p>2. Зарплата персоналу – 175,000 грн/міс.</p> <p>3. Комунальні витрати – 4,000 грн/міс</p>
6.Опис проблеми, яку вирішує проект	Провівши аналіз методів виготовлення композиційних матеріалів, було виявлено передовий метод виготовлення панелей, який має перспективи і

	<p>тенденції для розвитку. Так як даний метод створений на основі вакуумної інфузії він має всі його переваги, але завдяки розробкам і експериментам цей метод вдало модифікували і вдосконалили. Модуль пружності при згині збільшився до 9% , а міцності при згині— до 24%, порівняно з традиційними вакуумними інфузійними композитами. Крім того, завдяки незначному споживанню смоли та відсутності розподільчої мережі імпульсна інфузія забезпечує перевагу економії матеріалів приблизно на 19% і значне скорочення відходів.</p> <p>Через очевидні переваги виготовлення даних панелей, було вирішено розробити стартап проєкт по виготовленню композиційних матеріалів.</p>
<p>7.Головні цілі та завдання проєкту</p>	<p>Ціль: Виготовлення високоефективних композиційних панелей.</p>
<p>8.Очікувані результати</p>	<p>Реалізація проєкту забезпечить підвищення силових і масових характеристик композиційних панелей літальних апаратів.</p>

Висновки

Отже, ринкова програма орієнтовано має бути побудована наступним чином:

- розробка технології та здобуття обладнання;
- вибір сегменту ринку та пошук замовників;
- стратегія розвитку – стратегія розподіленості, а саме формування конкурентоспроможності досягається шляхом надання замовнику товару, якого той потребує. На основі детального вивчення середовища споживання розробляється одна або декілька особливих характеристик товару;
- стратегія конкурентної поведінки – стратегія виклику лідера, а саме на споживчому ринку націлюватись на всіх можливих замовників. Така стратегія будується за принципом «йти слідом» за лідером ринку. За наступні цілі ставиться можливість обійти лідерів цільового сегменту. Стан та динаміка ринкового середовища на сьогоднішній день важкий але можливий для впровадження розробленої системи, але необхідність в товарі прослідковується.

Конкурентні переваги створеного продукту очевидні. На локальному ринку аналогів не існує, а схожі – низької якості. На міжнародному ринку конкуренція присутня та буде рости, якщо не підтримувати та не розвивати технології. Після проведення аналізу можливого цільового сегменту, потреб замовників та можливого попиту, динаміки ринку, рентабельності роботи на ринку, можна однозначно зробити висновок, що створений проєкт доцільний до комерціалізації.

Перспективи впровадження з огляду на потенційні групи клієнтів та бар'єри входження, стан конкуренції та конкурентоспроможності проєкту – прямі, і тільки доводять можливість впровадження, та значиму роль реалізації даного продукту.

ВИСНОВКИ ДО ДИПЛОМНОЇ РОБОТИ

Метою магістерської дисертації є оптимізація панелей за силовими і масовими характеристиками. Для реалізації поставленої мети була проведена низка розрахунків. Основами волокон для розрахунків було обрано борні, вуглецеві та скловолокна.

Борні волокна відрізняються надзвичайно високими силовими характеристиками. Їх використовують в авіації доволі не часто, тому що вони мають високу ціну.

Вуглецеві волокна найпопулярніші в авіації. Існує безліч прикладів використання їх як в силових так і додаткових елементах конструкцій. Вони відрізняються відмінними силовими показниками, та в порівнянні з борними матеріалами – доступною ціною.

Скловолокно часто використовується як складова невисоко навантажених конструкцій.

Після вибору волокон необхідно вибрати метод армування. Вирішено розглянути 4 методи армування для 3х різних матеріалів волокон. Розглянути типи армування: ортогональними, семеричними, перехресними а також панелі з підкріпленнями.

На основі отриманих розрахунків було вибрано оптимальне застосування для кожного з видів армування, переглянуті переваги та недоліки в масі та в ціні.

Після аналізу розрахованих панелей було вибрано метод виготовлення панелей з симетричним армуванням. Для виготовлення панелі було обрано метод імпульсної інфузії. Імпульсна інфузія має в собі всі переваги вакуумною, а також є вдосконаленою її модифікацією, що вирізняється меншою кількістю відходів та кращим просоченням смол.

На основі потреби виготовлення панелей методом імпульсної інфузії було створено стартап проект у якому розглянуто ідеї проекту, технологічний аудит, аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту, розробка

ринкової стратегії та маркетингової програми стартап проекту. На основі проведених аналізів було створено документацію стартап проекту.

Цілі магістерської дисертації виконано, проведені всі необхідні розрахунки та аналізи створено релевантний стартап проект.

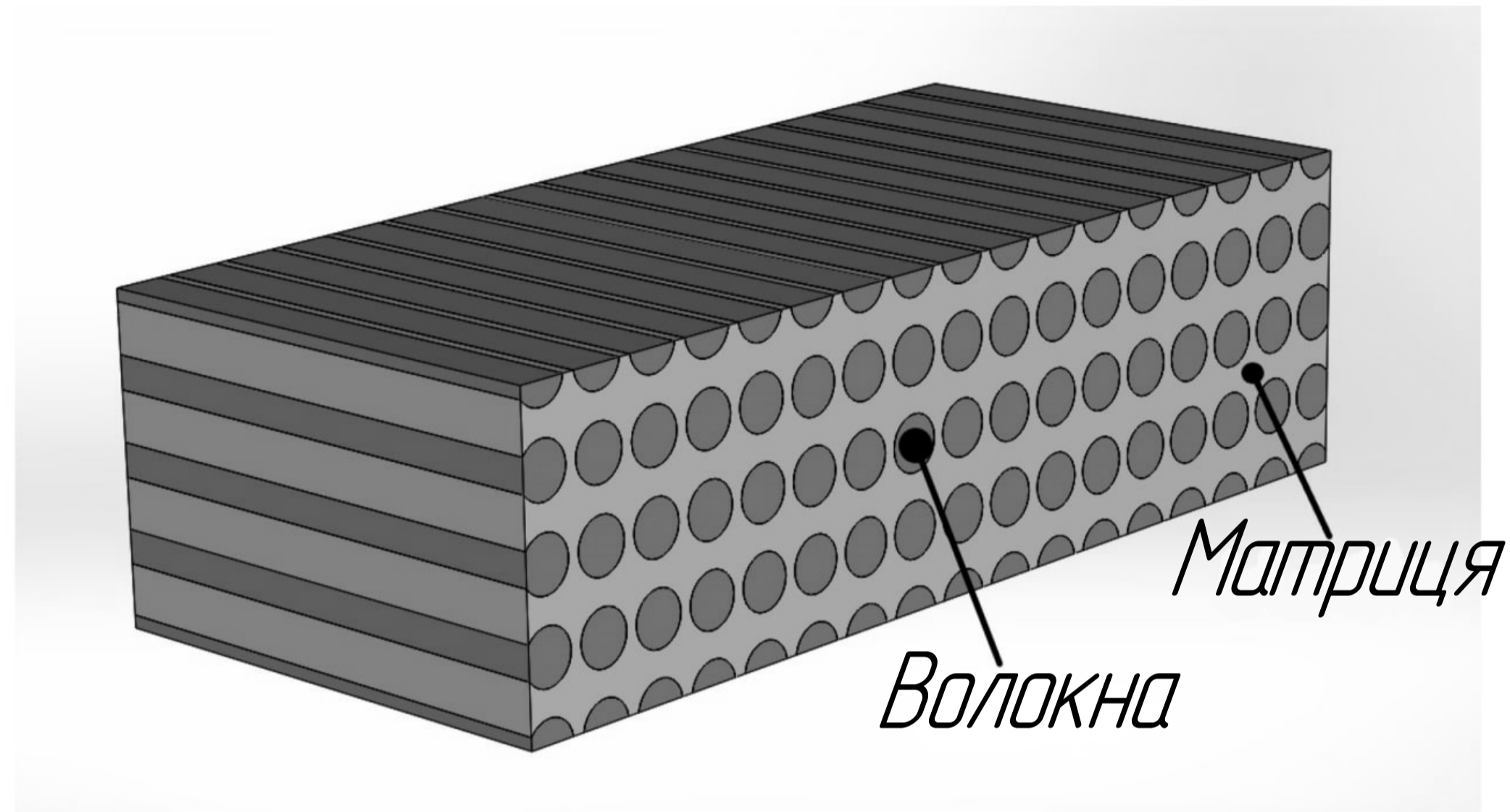
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Staszewski WJ, Mahzan S, Traynor R. Health monitoring of aerospace composite structures – Active and passive approach
2. Fabricius, F., 2005. A Seven Step Procedure for Design for Manufacture. World Class Design to Manufacture, pp. 23-30.
3. Airbus, 2014. Available at: www.airbus.com [Accessed February 2014].
4. Herbertsson, J., 1999. Enterprise Oriented Design for Manufacture - On the adaption and application of DFM in an enterprise. PhD thesis, Linkoping: LinkopingsUniversitet.
5. Boeing, 2014. Available at: www.boeing.com/boeing/commercial [Accessed February 2014].
6. Ford, H. 1998. Today and Tomorrow, Massachusetts, Productivity Press.
7. Riley, F. J. 1998. The Evolution of Automatic Assembly. Assembly Engineering, 1, 36-38
8. Gurit Guide to composites – Delivering the future of composites solutions.
9. M. Chun-Yung Niu, Airframe Stress Analysis and Sizing, Second Edition, Hong Kong Conmilit Press Ltd.
10. Easy composites – Beginners' Guide to Out-of-Autoclave Prepreg Carbon Fiber, Easy Composites Ltd.
11. M. Heine, E. Fitzer, Carbon Fibres - Ullmann's Encyclopedia of Industrial Chemistry, 5th Edition, vol. A 11 2016
12. B. Alemour, O. Badran, M. Hassan, A Review of Using Conductive Composite Materials in Solving Lightning Strike and Ice Accumulation Problems in Aviation.
13. C. Honeycomb, Aluminum honeycomb vs Nomex, <https://corex-honeycomb.co.uk/aluminium-honeycomb-vs-nomex/>.
14. G. Suna, X. Huoa, D. Chena, Q. Li, Experimental and numerical study on honeycomb sandwich panels under bending and in-panel compression.
15. <https://safetyfirst.airbus.com/safe-operations-with-composite-aircraft>
16. https://en.wikipedia.org/wiki/Boom_XB-1

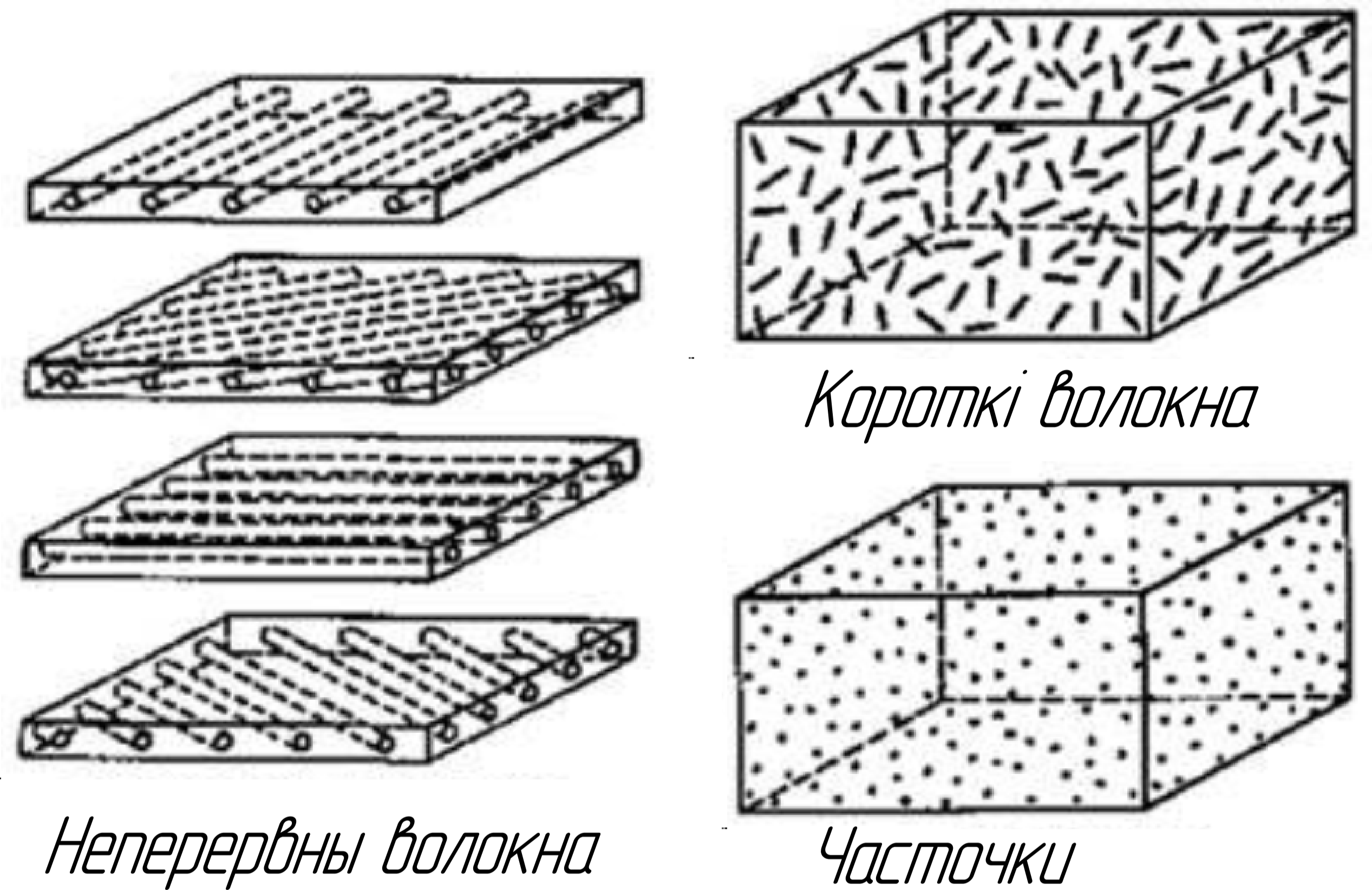
17. Шийка, В. І. Класифікація засобів безпеки від захоплення літака / В. І. Шийка // Проблеми охорони праці, промислової та цивільної безпеки : збірник матеріалів Двадцять четвертої Всеукраїнської науково-методичної конференції (з участю студентів), м. Київ, 20 травня 2021 р. – 2021. – С. 113-116.

Аналіз матеріалів (волокон та матриць) що використовуються в авіації

Схема складу композитного матеріалу



Схеми армування



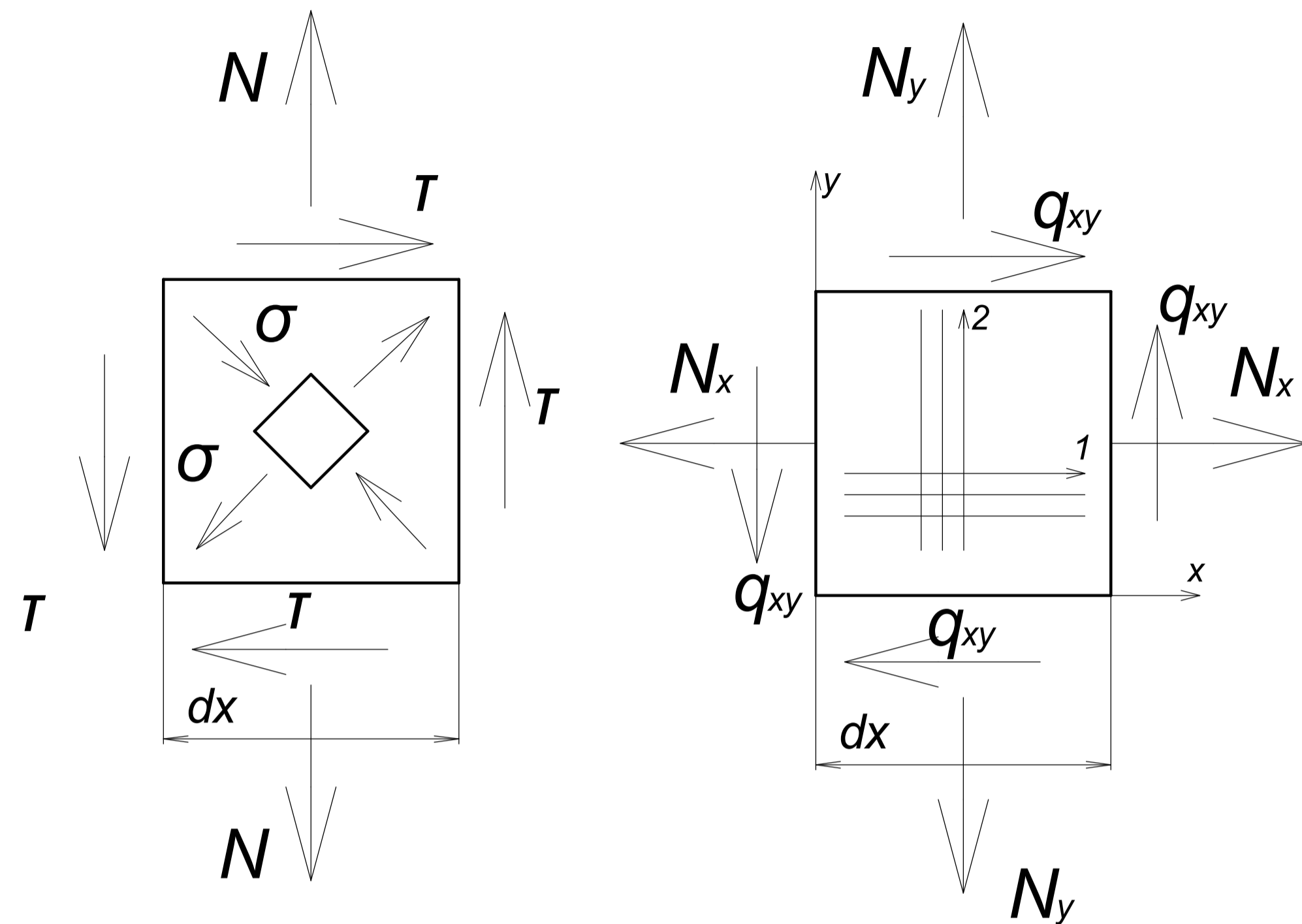
Конструкція обшивки Boeing 787 Dreamliner Композиційні матеріали

- Вуглецеві панелі
- Вуглецеві сендвіч панелі
- Інші КМ
- Алюміній, титан та інше



					Ак11мп08.10.34.00.01 ІМ			
Зм.	Арх.	№ док.	Підп.	Дата	Лит.	Маса	Масштаб	
Розрад.	Шкала ВІ	Аналіз КМ для ЛА						
Перев.	Архипов О.Г.						Архив	Архив 1
Т.контр.						НТУУ «КПІ» ім. І. Сікорського		
Нконтр.						ІАТ, Ак-19т		
Затв.						Формат А1		

Розрахункова схема для ортогонально армованих КМ



Ортогонально армовані КМ на основі скловолокна

E_1 , МПа	E_2 , МПа	μ_{12}	μ_{21}	\bar{E}_1 , МПа	\bar{E}_2 , МПа	B_{11} , Н/мм	B_{12} , Н/мм	B_{22} , Н/мм	B_{33} , Н/мм	
$5,29 \times 10^4$	$3,93 \times 10^4$	0,228	0,169	$1,37 \times 10^6$	$4,087 \times 10^5$	$1,668 \times 10^6$	$0,417 \times 10^6$	0,87 $\times 10^6$	9600	
E_{xx} , МПа	E_{yy} , МПа	G_{xy} , МПа	μ_{xy}	μ_{yx}	σ_x , МПа	σ_y , МПа	τ_{xy} , МПа	ϵ_x	ϵ_y	γ_{xy}
$0,82 \times 10^6$	$0,43 \times 10^6$	4000	0,479	0,25	109	552	8,33	$-0,19 \times 10^{-3}$	0,0012	0,00 208
Деформації в 1-м шарі					Деформації в 2-м шарі					
$\epsilon_{1(1)}$	$\epsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\epsilon_{1(2)}$	$\epsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$					
$-0,19 \times 10^{-3}$	0,0012		$-0,19 \times 10^{-3}$	0,0012	$-0,19 \times 10^{-3}$					
Напруження в 1-м шарі, кг/мм ²					Напруження в 2-м шарі, кг/мм ²					
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$					
25,22	48,55		25,22	48,55	25,22					

Методика розрахунку ортогонально армованих КМ

1) коефіцієнти жорсткості

$$B_{11} = \delta_1 \cdot \bar{E}_1 + \delta_2 \cdot \bar{E}_2;$$

$$B_{22} = \delta_1 \cdot \bar{E}_2 + \delta_2 \cdot \bar{E}_1;$$

$$B_{12} = \bar{E}_1 \cdot \mu_{21} \cdot (\delta_1 + \delta_2);$$

$$B_{33} = \bar{G}_{12} \cdot (\delta_1 + \delta_2).$$

2) приведені модулі пружності

$$E_1 = E_B \cdot V_B + E_m \cdot (1 - V_B);$$

$$E_2 = \frac{E_B \cdot E_m}{E_m \cdot V_B + E_B \cdot (1 - V_B)}$$

3) знаходження коефіцієнт Пуассонаї

$$\mu_{12} = \mu_B \cdot V_B + \mu_m \cdot (1 - V_B);$$

$$\mu_{21} = \frac{\mu_{12} \cdot E_2}{E_1}$$

4) модуль Юнга в координатах x-y

$$E_x = \frac{B_{11}}{\delta_1 + \delta_2} - (\delta_1 + \delta_2) \cdot \frac{\bar{E}_1^2 \cdot \mu_{21}^2}{B_{22}}$$

$$E_y = \frac{B_{22}}{\delta_1 + \delta_2} - (\delta_1 + \delta_2) \cdot \frac{\bar{E}_1^2 \cdot \mu_{21}^2}{B_{11}}$$

5) модуль зсува в координатах x-y

$$G_{xy} = G_{12}.$$

6) загальні деформації

$$\epsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \mu_{xy} \cdot \frac{\sigma_y}{E_y};$$

$$\epsilon_y = -\mu_{xy} \cdot \frac{\sigma_x}{E_x} + \frac{\sigma_y}{E_y};$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}};$$

7) напруження в шарах

$$\sigma_{1(1)} = \bar{E}_{1(1)} \cdot (\epsilon_{1(1)} \cdot \mu_{21(1)} \cdot \epsilon_{2(1)});$$

$$\sigma_{1(2)} = \bar{E}_{1(2)} \cdot (\epsilon_{1(2)} \cdot \mu_{21(2)} \cdot \epsilon_{2(2)});$$

$$\sigma_{2(1)} = \bar{E}_{2(1)} \cdot (\epsilon_{2(1)} \cdot \mu_{12(1)} \cdot \epsilon_{1(1)});$$

$$\sigma_{2(2)} = \bar{E}_{2(2)} \cdot (\epsilon_{2(2)} \cdot \mu_{12(2)} \cdot \epsilon_{1(2)});$$

$$\tau_{12(i)} = G_{12(i)} \cdot \gamma_{12(i)}.$$

Ортогонально армовані КМ на основі борних волокон

E_1 , МПа	E_2 , МПа	μ_{12}	μ_{21}	\bar{E}_1 , МПа	\bar{E}_2 , МПа	B_{11} , Н/мм	B_{12} , Н/мм	B_{22} , Н/мм	B_{33} , Н/мм	
$2,77 \times 10^5$	$1,45 \times 10^5$	0,258	0,135	$2,87 \times 10^5$	$1,5 \times 10^5$	$4,34 \times 10^5$	$9,31 \times 10^4$	$3,53 \times 10^5$	9000	
E_{xx} , МПа	E_{yy} , МПа	G_{xy} , МПа	μ_{xy}	μ_{yx}	σ_x , МПа	σ_y , МПа	τ_{xy} , МПа	ϵ_x	ϵ_y	γ_{xy}
$2,34 \times 10^5$	$1,89 \times 10^5$	5000	0,2	0,16	109	552	8,33	$0,091 \times 10^{-5}$	0,00 282	0,00 167
Деформації в 1-м шарі					Деформації в 2-м шарі					
$\epsilon_{1(1)}$	$\epsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\epsilon_{1(2)}$	$\epsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$					
$0,091 \times 10^{-5}$	0,00282		0,00167	0,00282	$0,091 \times 10^{-5}$					
Напруження в 1-м шарі, кг/мм ²					Напруження в 2-м шарі, кг/мм ²					
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$					
109,49	423,38		8,33	808,23	109,36					

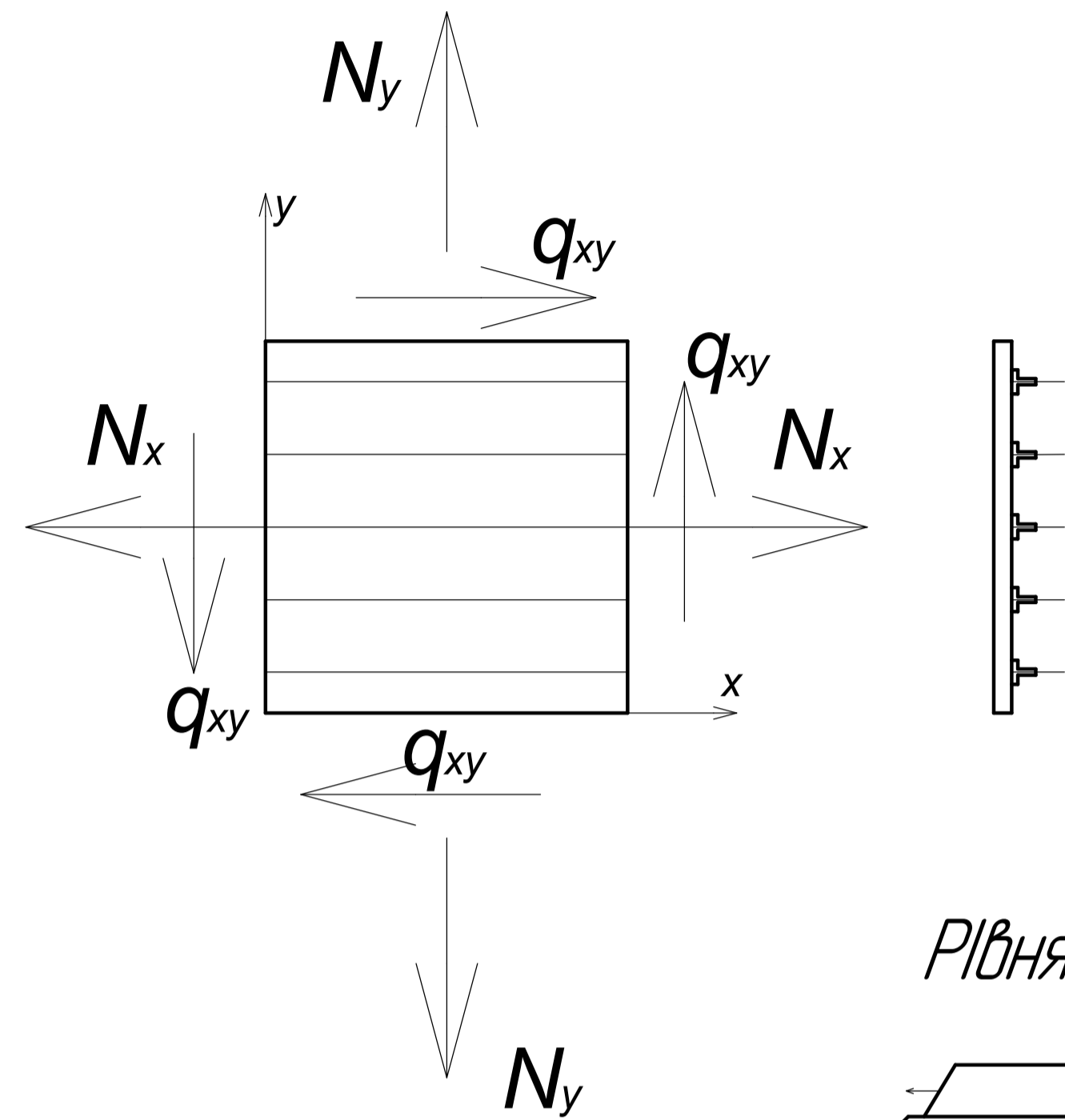
Ортогонально армовані КМ на основі вуглецевого волокна

E_1 , МПа	E_2 , МПа	μ_{12}	μ_{21}	\bar{E}_1 , МПа	\bar{E}_2 , МПа	B_{11} , Н/мм	B_{12} , Н/мм	B_{22} , Н/мм	B_{33} , Н/мм	
$2,16 \times 10^5$	$5,77 \times 10^4$	0,221	0,059	$16,557 \times 10^6$	$0,58 \times 10^5$	$19,9 \times 10^6$	$1,76 \times 10^6$	10×10^6	9600	
E_{xx} , МПа	E_{yy} , МПа	G_{xy} , МПа	μ_{xy}	μ_{yx}	σ_x , МПа	σ_y , МПа	τ_{xy} , МПа	ϵ_x	ϵ_y	γ_{xy}
$10,9 \times 10^6$	$5,47 \times 10^6$	4000	0,176	0,088	109	552	8,33	$0,11 \times 10^{-5}$	$0,99 \times 10^{-4}$	0,00 208
Деформації в 1-м шарі					Деформації в 2-м шарі					
$\epsilon_{1(1)}$	$\epsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\epsilon_{1(2)}$	$\epsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$					
$0,11 \times 10^{-5}$	$0,99 \times 10^{-4}$		$0,11 \times 10^{-5}$	$0,99 \times 10^{-4}$	$0,11 \times 10^{-5}$					
Напруження в 1-м шарі, кг/мм ²					Напруження в 2-м шарі, кг/мм ²					
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$					
115,73	5,8		115,73	5,8	115,73					

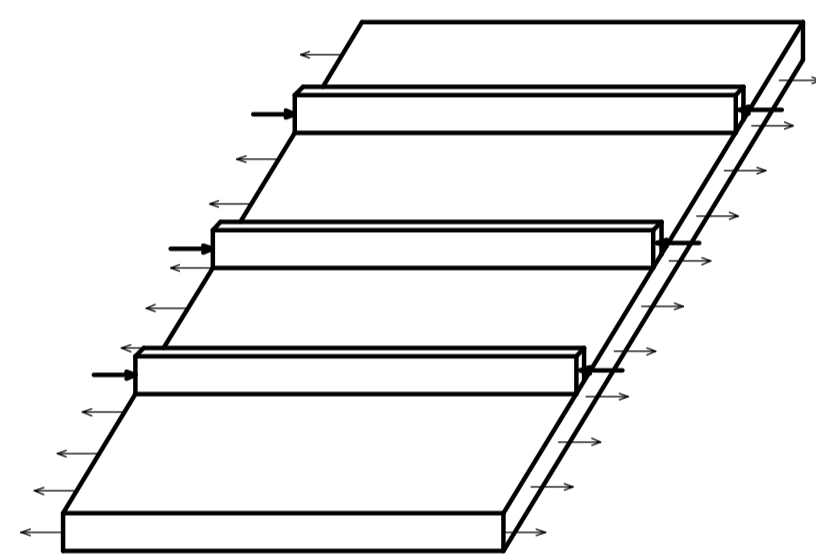
				Ак11м08.10.34.00.02						
Зм.	Арх.	№ докум.	Підп.	Дата	Розрахункова схема ортогонально розташованих шарів			Лист	Маса	Масштаб
Розроб.	Шляка ВІ									
Перев.	Архипов ОІ.							Архив	Архив	1
Т.контр.								НТУУ «КПІ» ім. І. Сікорського		
Н.контр.								ІАТ, Ак-11м		
Затв.	Морозово ОІ.									

Перф. запис. Сторінка №. Підпис і дата. Підпис і дата. Підпис і дата.

Розрахункова схема для підкріпленої панелі



Рівняння рівноваги



Розрахунок панелей з КМ з підкріплюючими елементами в складі конструкції на основі борних волокон

B ₁₁ , Н/мм		B ₁₂ , Н/мм		B ₂₂ , Н/мм		B ₃₃ , Н/мм		E _{кк} , МПа		E _{кн} , МПа		G _{ккн} , МПа	
286440,000		139482		783627,6		692640		161489,4		441794,3		427555,6	
μ _{кк}	μ _{кн}	σ _к , МПа	σ _н , МПа	τ _{кк} , МПа	ε _к	ε _н	γ _{кк}						
0,177995	0,48695	109,44444	551,6667	8,333333	-0,0003	0,00132	2,17×10 ⁻⁵						
Деформації в 1-м шарі						Деформації у 2-м шарі							
ε ₁₍₁₎		ε ₂₍₁₎		γ ₁₂₍₁₎		ε ₁₍₂₎		ε ₂₍₂₎		γ ₁₂₍₂₎			
-0,0003		0,00132		2,17×10 ⁻⁵		0,0013204		-0,0003		-2,2×10 ⁻⁵			
Напруження в 1-м шарі, МПа						Напруження у 2-м шарі, МПа							
σ ₁₍₁₎		σ ₂₍₁₎		τ ₁₂₍₁₎		σ ₁₍₂₎		σ ₂₍₂₎		τ ₁₂₍₂₎			
355,7837		187,7443		0,108281		16,47687		0,689069		-0,10828			

Методика розрахунку симетрично армованих КМ

1) коефіцієнти жорсткості

$$B_{11} = \delta_1 \bar{E}_1 + \delta_2 \bar{E}_2 + (\delta - \delta_1 - \delta_2)(\bar{E}_1 \cos^4 \varphi + \bar{E}_2 \sin^4 \varphi + 2(\bar{E}_1 \mu_{21} + 2G_{12}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi);$$

$$B_{22} = \delta_1 \bar{E}_2 + \delta_2 \bar{E}_1 + (\delta - \delta_1 - \delta_2)(\bar{E}_1 \sin^4 \varphi + \bar{E}_2 \cos^4 \varphi + 2(\bar{E}_1 \mu_{21} + 2G_{12}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi);$$

$$B_{12} = \bar{E}_1 \mu_{21} (\delta_1 + \delta_2) + (\delta - \delta_1 - \delta_2) * (\bar{E}_1 \mu_{21} + (\bar{E}_1 + \bar{E}_2 - 2\bar{E}_1 \mu_{21} - 4G_{12}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi);$$

$$B_{33} = G_{12} (\delta_1 + \delta_2) + (\delta - \delta_1 - \delta_2) ((\bar{E}_1 + \bar{E}_2 - 2\bar{E}_1 \mu_{21}) * \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + G_{12} \cos^2 2\varphi);$$

2) загальні деформації

$$\varepsilon_x = \frac{N_x B_{22} - N_y B_{12}}{B_{11} B_{22} - B_{12}^2};$$

$$\varepsilon_y = \frac{N_y B_{11} - N_x B_{12}}{B_{11} B_{22} - B_{12}^2};$$

$$\gamma_{xy} = \frac{q_{yx}}{B_{33}};$$

$$N_o = N_x (1 - \theta)$$

3) напруження в шарах

$$\sigma_1 = \bar{E}_1 (\varepsilon_x \cos^2 \varphi + \mu_{21} \sin^2 \varphi) + \varepsilon_y (\sin^2 \varphi + \mu_{21} \cos^2 \varphi) + \gamma_{xy} (1 - \mu_{21}) \sin \varphi \cos \varphi;$$

$$\sigma_2 = \bar{E}_2 (\varepsilon_x (\sin^2 \varphi + \mu_{21} \cos^2 \varphi) + \varepsilon_y (\cos^2 \varphi + \mu_{21} \sin^2 \varphi) + \gamma_{xy} (1 - \mu_{21}) \sin \varphi \cos \varphi);$$

$$\sigma_3 = \bar{G}_{12} (\sin 2\varphi (\varepsilon_x - \varepsilon_y) + \gamma_{xy} \cos 2\varphi);$$

Розрахунок панелей з КМ з підкріплюючими елементами в складі конструкції на основі вуглецевого волокна

B ₁₁ , Н/мм		B ₁₂ , Н/мм		B ₂₂ , Н/мм		B ₃₃ , Н/мм		E _{кк} , МПа		E _{кн} , МПа		G _{ккн} , МПа	
2084280,00		8046702		42332704		26904060		342434,3		6955001		16607444	
μ _{кк}	μ _{кн}	σ _к , МПа	σ _н , МПа	τ _{кк} , МПа	ε _к	ε _н	γ _{кк}						
0,190082	3,860663	109,44444	551,6667	8,333333	-0,00016	5,44×10 ⁻⁵	5,58×10 ⁻⁷						
Деформації в 1-м шарі						Деформації у 2-м шарі							
ε ₁₍₁₎		ε ₂₍₁₎		γ ₁₂₍₁₎		ε ₁₍₂₎		ε ₂₍₂₎		γ ₁₂₍₂₎			
-0,00016		5,44×10 ⁻⁵		5,58×10 ⁻⁷		5,438×10 ⁻⁵		-0,00016		-5,6×10 ⁻⁷			
Напруження в 1-м шарі, МПа						Напруження у 2-м шарі, МПа							
σ ₁₍₁₎		σ ₂₍₁₎		τ ₁₂₍₁₎		σ ₁₍₂₎		σ ₂₍₂₎		τ ₁₂₍₂₎			
173,1061		1,266925		0,00223		-2450,57		-22,5275		-0,00279			

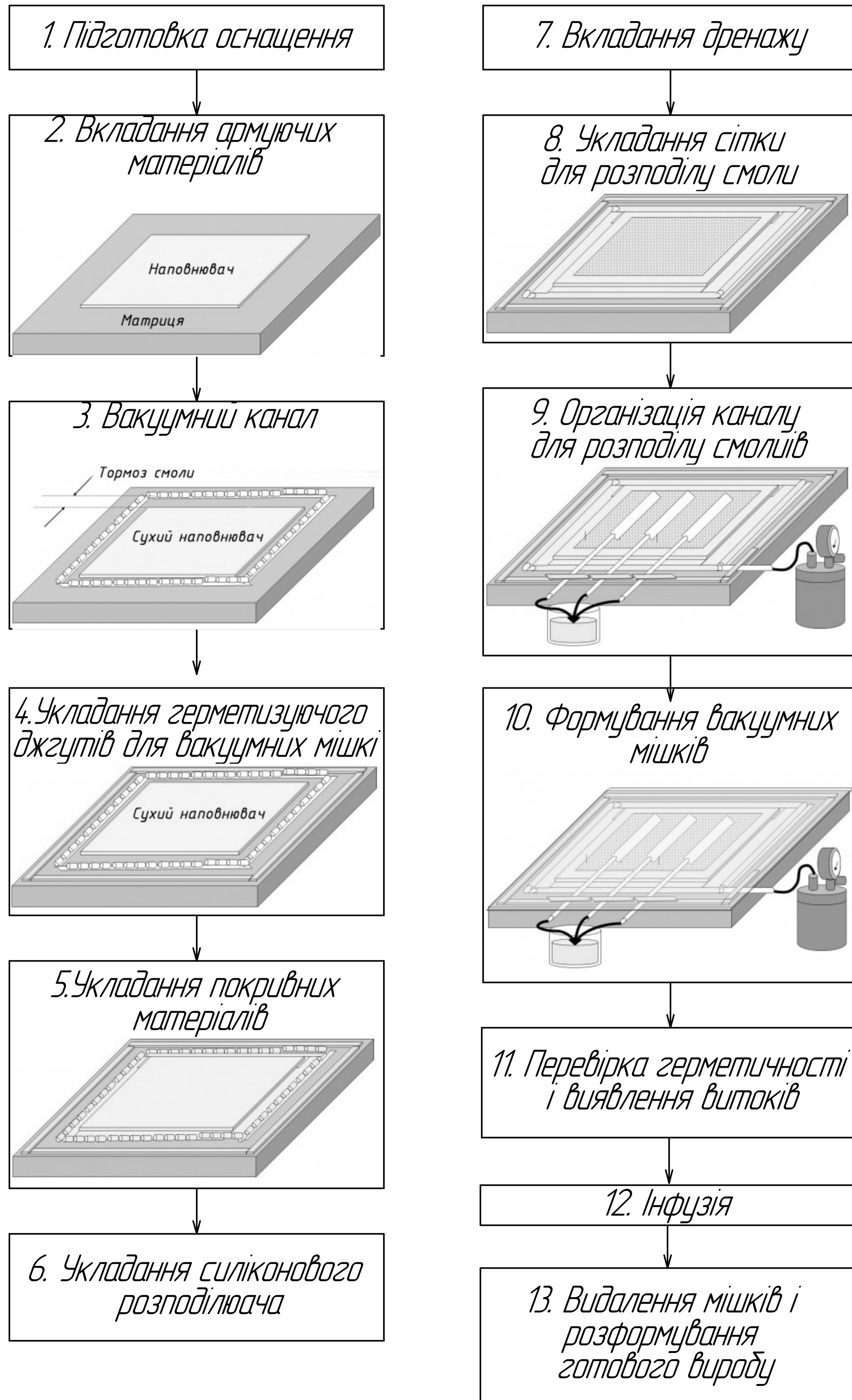
Розрахунок панелей з КМ з підкріплюючими елементами в складі конструкції на основі скловолокна

B ₁₁ , Н/мм		B ₁₂ , Н/мм		B ₂₂ , Н/мм		B ₃₃ , Н/мм		E _{кк} , МПа		E _{кн} , МПа		G _{ккн} , МПа	
851016,00		665820		3575040		2869254		448773,4		1885256		1771144	
μ _{кк}	μ _{кн}	σ _к , МПа	σ _н , МПа	τ _{кк} , МПа	ε _к	ε _н	γ _{кк}						
0,186241	0,782382	109,44444	551,6667	8,333333	-0,00012	0,0003	5,23E-06						
Деформації в 1-м шарі						Деформації у 2-м шарі							
ε ₁₍₁₎		ε ₂₍₁₎		γ ₁₂₍₁₎		ε ₁₍₂₎		ε ₂₍₂₎		γ ₁₂₍₂₎			
-0,00012		0,0003		5,23×10 ⁻⁶		0,0002999		-0,00012		-5,2×10 ⁻⁶			
Напруження в 1-м шарі, МПа						Напруження у 2-м шарі, МПа							
σ ₁₍₁₎		σ ₂₍₁₎		τ ₁₂₍₁₎		σ ₁₍₂₎		σ ₂₍₂₎		τ ₁₂₍₂₎			
366,887		112,3657		0,020911		-51,9512		-7,4875		-0,02614			

Ак11мп08.10.34.00.05												
Зм.	Арх.	№ док.	Підп.	Дата	Розрахункова схема підкріплених панелей	Лист	Маса	Масштаб				
Розроб.	Шляка ВІ					Архив	Архив	1				
Перев.	Архипов О.Г.				НТУУ «КПІ» ім. І. Сікорського							
І. контр.					ІАТ, Ак-1фт							
Н. контр.												
Затв.	Маришченко О.П.											

Лист записки
Сторінка №
Лінійка і дата
Варіант №
Лінійка і дата

Етапи імпульсної інфузії



Форма та інструменти для імпульсної інфузії

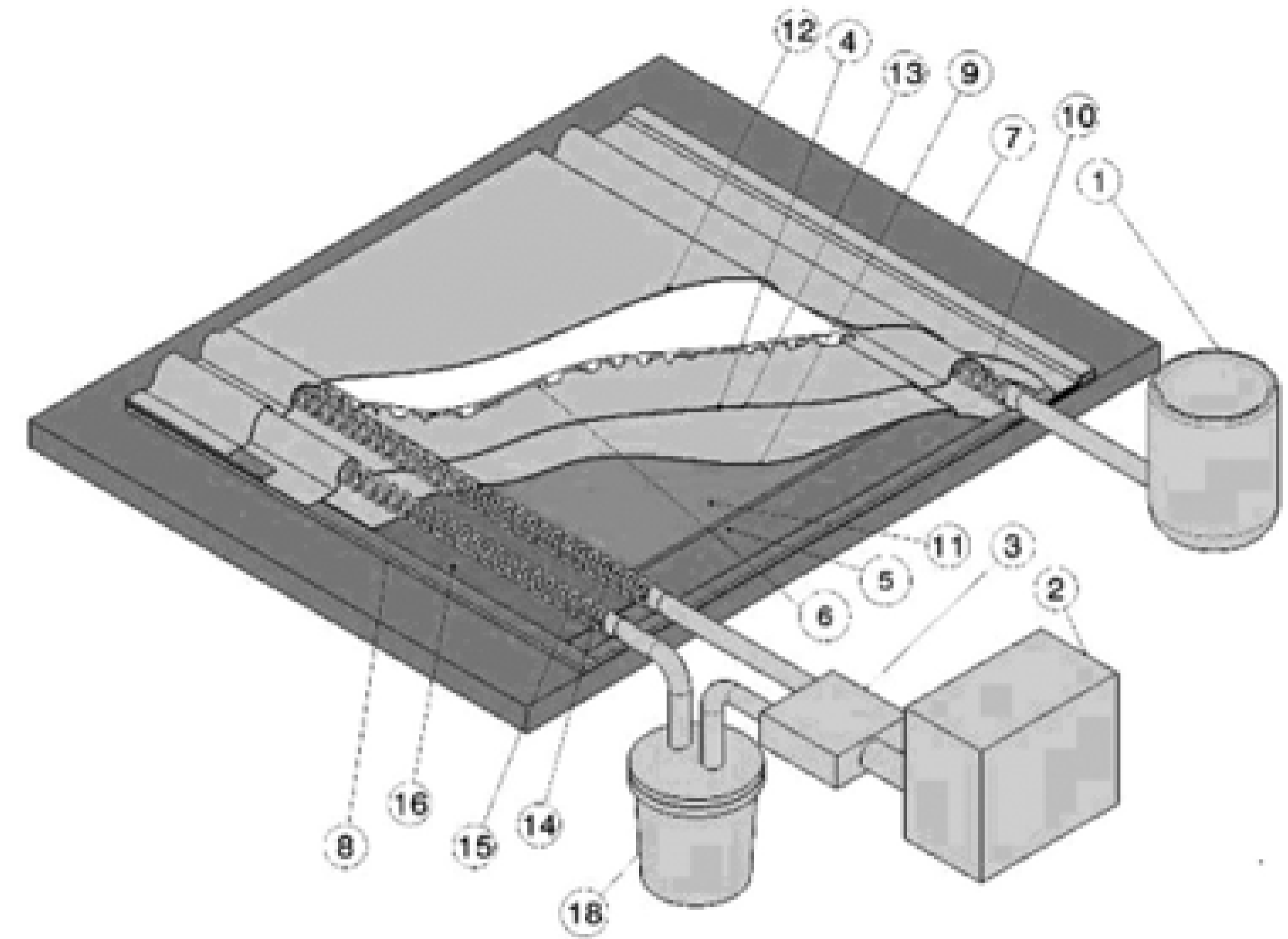
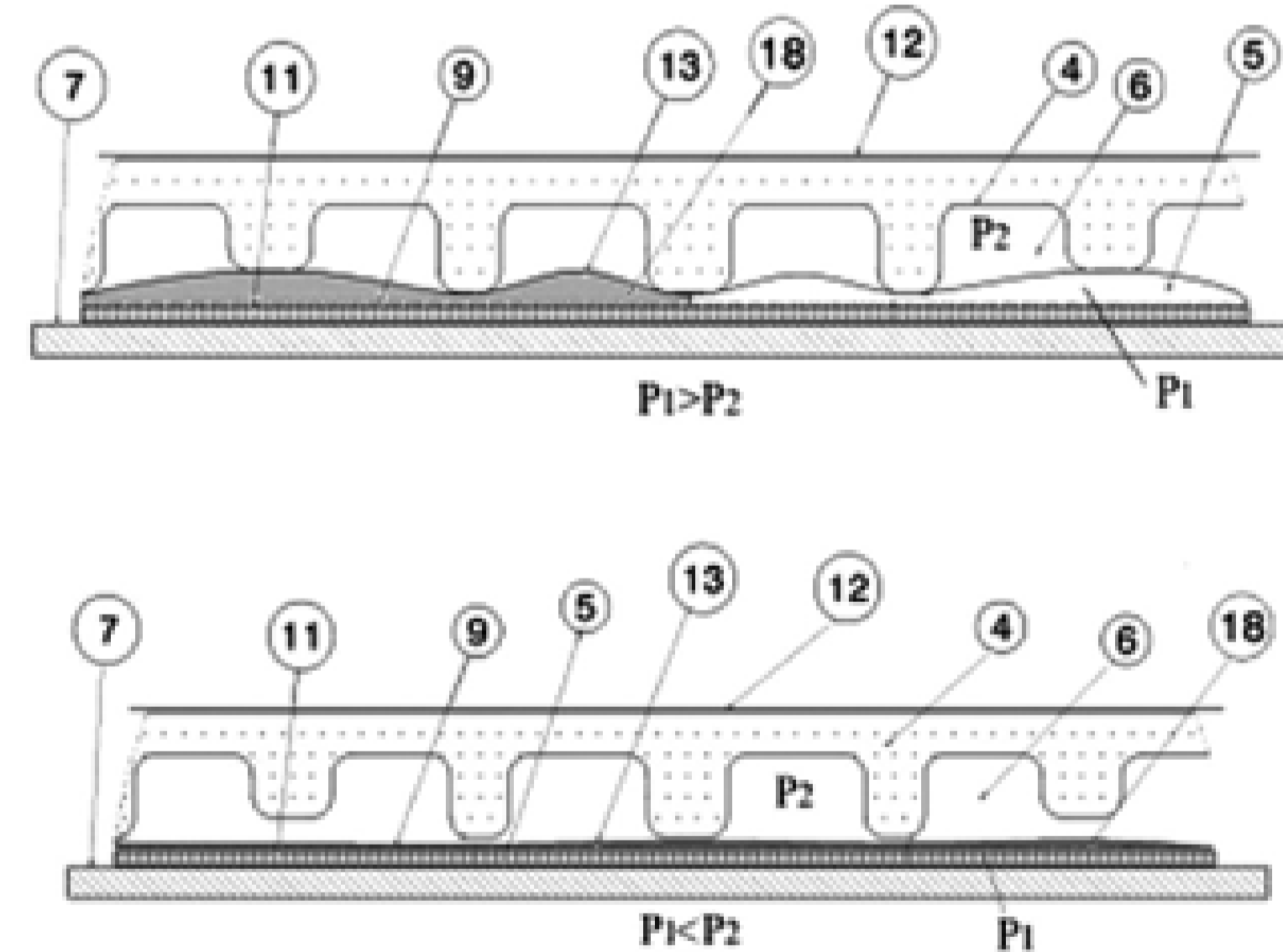


Схема потоку смоли



Номер п/п	Назва
1	Резервуар для смоли
2	Вакуумний насос
3	Система контролю тиску
4	Розподільювач тиску
5	Нижня камера
6	Верхня камера
7	Форма
8	Герметична стрічка
9	Відривний шар
10	Вхідна смола
11	Підкріплення
12	Верхній мішок
13	Нижній мішок
14	Трубка вакууму для верхньої камери
15	Трубка вакууму для нижньої камери
16	Аюсардуюча тканина
17	Смолезбірник

					AK11m08.10.34.00.06 ТВ		
Зм.	Арх.	№ док.	Підп.	Дата	Імпульсна інфузія		
Розроб.	Шилка ВІ				Лит	Маса	Масштаб
Перев.	Архипов ОГ.				Аркуси	Аркуси	1
Т.контр.					НТУУ «КПІ» ім. І. Сікорського ІАТ, АК-18м		
Н.контр.							
Затв.	Морозово ОІ						

Інформаційна картка стартап проекту

Назва проекту	Виготовлення композиційних матеріалів методом імпульсної інфузії
Автор проекту	Шийка Вікторія Іванівна
Коротка анотація	Для покращення характеристик з міцності в конструкція літальних апаратів необхідно виготовляти композиційні матеріали. В ході розробки проекту було оброблено численні матеріали, що показали ефективність виготовлення композиційних матеріалів методом інфузії.
Термін реалізації проекту	1 рік
Необхідні ресурси	<p>Матеріально робочі:</p> <p>Вакуумна станція – 180 000 грн</p> <p>Вакуумна пастка для смоли – 27000 грн</p> <p>Смола для зв'язування – 36000 грн</p> <p>Матриця – 18000 грн</p> <p>Вакуумна плівка – 14000 грн</p> <p>Трубки та шланги – 3700 грн</p> <p>Герметизуючі шар – 7300 грн</p> <p>Поглинаючий шар – 9100 грн</p> <p>Жертвобий шар – 5500 грн</p> <p>Конектори, перехідники – 1800 грн</p> <p>Роздільна плівка – 3700 грн</p> <p>Провідний шар – 14700 грн</p> <p>Армують матеріали – 36000 грн</p> <p>Труди:</p> <p>1. Співробітники проекту – 175 000 грн/міс.</p> <p>Інтелектуальні:</p> <p>Фінансові:</p> <p>1. Виробниче обладнання: 225000 грн на виробничу техніку</p> <p>2. Зарплата персоналу – 175,000 грн/міс.</p> <p>3. Комунальні витрати – 4,000 грн/міс</p>
6.Опис проблеми яку вирішує проект	Провівши аналіз методів виготовлення композиційних матеріалів, було виявлено передовий метод виготовлення панелей, який має перспективи і тенденції для розвитку. Так як даний метод створений на основі вакуумної інфузії він має всі його переваги, але завдяки розробкам і експериментам цей метод вдало модифікували і вдосконалили. Модуль пружності при згині збільшився до 9%, а міцності при згині – до 24%, порівняно з традиційними вакуумними інфузійними композиціями. Крім того, завдяки незначному споживанню смоли та відсутності розподільчої мережі імпульсна інфузія забезпечує перевагу економії матеріалів приблизно на 19% і значне скорочення відходів. Через очевидні переваги виготовлення даних панелей, було вирішено розробити стартап проект по виготовленню композиційних матеріалів.
7.Головні цілі та завдання проекту	Ціль: виготовлення високоефективних композиційних панелей.
8.Очікувані результати	Реалізація проекту забезпечить підвищення силових і масових характеристик композиційних панелей літальних апаратів.

Опис ідеї стартапу

Зміст ідеї	Напрямок застосування	Вигода для користувача
За допомогою методу імпульсної інфузії створювати високо ефективні панелі	Авіаційна сфера	Застосування панелей як частин конструкції літальних апаратів
	Механіко-машинна схема	Можливість виготовлення КМ для авіабудування

Орієнтовна характеристика потенціального ринку

Показники стану ринку	Характеристика
Загальна потреба в продукції	Має попит на ринку
Ціна на продукт	Різниться в залежності від конфігурації та особливих параметрів замовлення
Динаміка ринку	Зростає
Наявність обмежень для входу	Не спостерігається

Потенційні групи клієнтів

Потенційні групи клієнтів	Вимоги до товару
Авіаційна галузь	Забезпечення високоєфективним та якісним продуктом
Машинобудівна галузь	

Фактори загрози

Фактори	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
Збільшення кількості конкурентів	Можливе збільшення кількості конкурентів, які створюють якісний продукт. Можливість появи дешевших продуктів	Зниження ціни з підвищенням якості, розробка удосконалень, розширення ринку, розробка нових маркетинг-проектів.
Зміни тенденції ринку	Можлива ситуація, при якій з'явиться новий метод виготовлення композиційних матеріалів, з меншими затратами, а відповідно – дешевший	Пошук чи розробка кращого метода виготовлення КМ.
Зниження репутації компанії	Можлива ситуація, при якій конкуренти матимуть більший попит	Зміна партнерів, заключення нових контрактів.
Спад економіки	Можливе зменшення попиту на товар через економічну ситуацію	Збільшення обсягів продаж, пониження ціні, розвиток з подальшим розширенням цільової аудиторії

Фактори можливостей

Фактори	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
Невелика кількість конкурентів	На ринку нині є конкуренти, однак їх технології потребують оновлення.	Розподілювати та розвивати продукцію, розвивати ринки збуту
Відповідні тенденції ринку	Використання КМ в світі збільшується з кожним днем, тому є потреба в створенні якісних КМ	Розподілювати та розвивати продукцію, розвивати ринки збуту
Побудова власної репутації	На ринку новачки мають всі можливості для створення своєї позитивної репутації	Пошук замовників чи можливих покупців, створення продукту, розширення бази замовників. Затвердити за собою статус надійної компанії

Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	Проявлення характеристики	Вплив на діяльність
Тип конкуренції	В залежності від кількості конкурентів та якості продуктів які вони виготовляють у порівнянні з продуктами компанії	Підвищення якості відповідно покращення продукту.
За рівнем конкурентної боротьби	Локальна та світова конкуренція	На локальному ринку невелика кількість конкурентів, однак на світовому рині – більша, як і попит на даний товар. Перспектива виходу на міжнародний ринок.
За галузевю ознакою	Загальногалузева. Продукт може бути використаний у різних сферах діяльності.	Немає сенсу розширятися за межі авіабудування, тому що є багато варіантів розвиватися всередині галузі
Конкуренція за видами товарів	Створений товар може мати конкурентів, які пропонують аналогічний товар	Зниження ціни, пошук довгострокових контрактів
За характером конкурентних переваг	Цінова. Важливо за скільки продається товар, та скільки з нього прибутку	Можливе підвищення ціни на складні конструкції та пониження на великі однотипні партії
За інтенсивністю	Марочна. Можуть з'являтися конкуренти.	При виході на ринок потрібно рекламуватися як найефективніший продукт поміж існуючих

Перв. запис. Стор. №. Підпис і дата. Вказ. інв. №. Інв. №. Підпис і дата.

Ак11м08.10.34.00.07			
Зм.	Арх.	№ док.	Підп.
Разр.	Шийка ВІ.		
Перев.	Архипов О.Г.		
Т.контр.			
Н.контр.			
Затв.			
Стартап проект		Лист	Маса
Архив		Архив	1
НТУУ «КПІ» ім. І. Сікорського		ІАТ, Ак-1м	
Копія		Формат А1	