

Пояснювальна записка

до дипломного проекту

на тему: «Оптимізація конструкції вертикального оперення літака
АН-10»

Київ – 2021 рік

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	A4		Завдання на дипломний проект	1	
2	A4	ВЛ7220.10.34.00.00 ПЗ	Пояснювальна записка	73	
3	A1	ВЛ7220.10.34.00.01 ІМ	Огляд конструкцій літальних апаратів із композиційних матеріалів	1	
4	A1	ВЛ7220.10.34.00.02 РР	Результати розрахунку	1	
5	A1	ВЛ7220.10.34.00.03 ТК	Конструкція панелі кіля	1	
6	A1	ВЛ7220.10.34.00.04 ТВ	Вакуумна інфузія	1	
				ВЛ7220.10.34.00.00	
		<i>П.І.Б.</i>	<i>Підп.</i>	<i>Дата</i>	
<i>Розробив</i>		Шийка В.І.		Аркуш	Аркушів
<i>Перевірів</i>		Архипов О.Г.		1	1
<i>Н. контр.</i>		Поваров С.А.		КПІ ім. Ігоря Сік орського	
<i>Зав. каф.</i>		Кабанячий В.В.		Каф. АРБ	Гр. ВЛ-72
				<i>Відомість дипломного проекту</i>	

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

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

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)
Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ
В. о. завідувача кафедри
_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ
«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проект студенту

Шийці Вікторії Іванівні

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. **Тема проекту:** Оптимізація конструкції вертикального оперення літака АН-10

керівник проекту професор Архипов Олександр Геннадійович

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

затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021 року № 1061-С

2. **Термін подання студентом проекту:** 07 червня 2021р.

3. **Вихідні дані до проекту:** _____

3.1 Конструктивно-силові характеристики літака АН-10.

4. **Зміст пояснювальної записки:** _____

4.1. Огляд конструкцій вертикального оперення.

4.2. Обґрунтування вибору панелі оперення як об'єкта проектування.

4.3. Розрахункова силова модель вертикального оперення.

4.4. Визначення напружено-деформованого стану ортогонально розташованих двошарових композиційних матеріалів.

4.5. Технологія виготовлення панелей із композиційних матеріалів.

4.6. Оцінка льотно-технічних характеристик.

4.7. Розробка технології та оснащення.

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо): _____

5.1 Огляд конструкцій літальних апаратів із композиційних матеріалів.

5.2 Розрахункова схема.

5.3 Конструкція панелі кіля.

5.4 Вакуумна інфузія.

6. Консультанти розділів дисертації

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

7. Дата видачі завдання: 1 лютого 2021 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	Підбір та аналіз літератури	до 15.03.2021 р.	
2.	Аналіз методики проектування	до 29.03.2021 р.	
3.	Аналіз даних літальних апаратів	до 12.04.2021 р.	
4.	Визначення параметрів розрахункової схеми ВО та знаходження зусиль по довжині кіля.	до 20.04.2021 р.	
5.	Розрахунок навантажень на елементах панелі	до 30.04.2021 р.	
6.	Визначення напружено-деформованого стану ортогонально розташованих	до 5.05.2021 р.	
7.	Визначення необхідних матеріалів для створення панелі ВО літака Ан-10.	до 15.05.2021 р.	
8.	Проектування конструкції ВО, розробка технології виготовлення	до 27.05.2021 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів	до 07.06.2021 р.	
10.	Перевірка на плагіат	до 11.06.2021 р.	
11.	Захист	з 14.06.2021 р. по 20.06.2021 р.	

Студентка

_____ (підпис)

Вікторія ШИЙКА

_____ (ініціали, прізвище)

Керівник проекту

_____ (підпис)

Олександр АРХИПОВ

_____ (ініціали, прізвище)

ВІДГУК

на дипломний проект на здобуття ступеня бакалавра
студентки *Шийки Вікторії Іванівни*

на тему: «*Оптимізація конструкції вертикального оперення літака Ан-10*»

Дипломний проект (ДП) виконаний відповідно до завдання і відповідає затвердженій темі. Тема проекту відповідає науковій тематиці кафедри АРБ ІАТ КПІ ім. Ігоря Сікорського і присвячена проблемі розрахунку на міцність елементів конструкцій літаків і оптимізації їх міцнісних і масових характеристик. Проведено ретельний аналіз конструкції вертикального оперення літака Ан-10 і запропоновано заходи поліпшення масових характеристик панелей. Панелі з композиційних матеріалів набувають все більшого поширення у виробах аерокосмічного комплексу, ця тенденція є сталою. Отже тематика роботи є важливою і актуальною. При виконанні роботи проведено аналіз сучасних композиційних матеріалів, особливості їх використання в авіації. Вибрані варіанти перспективні для розв'язання поставленої задачі. Вибрані і адаптовані методики розрахунку ортогональних двошарових композиційних матеріалів. Розглянуті особливості розрахунку аеродинамічних поверхонь на міцність. Обгрунтовано вибрана технологія виготовлення двошарової композиції. Рекомендовані неруйнівні методи контролю.

Проект виконаний самостійно на достатньому теоретичному рівні. Продемонстровано достатній рівень практичної підготовки. Всі проведені розрахунки і конструкторсько-технологічні рішення ДП виконані коректно. Студентка вміє користуватися фаховою літературою, опанувала сучасні системні та інформаційні технології.

Під час проектування студентка застосовувала комп'ютерне моделювання, сучасне програмне забезпечення.

До певного недоліку роботи можна віднести порівняно невелику кількість варіантів армуючих матеріалів, що підлягали аналізу. Але вказаний недолік не знижує цінності проекту.

Представлена робота відповідає вимогам, що висуваються до дипломного проекту бакалавра і рекомендована до публічного захисту.

Керівник дипломного проекту

професор, д.т.н., професор кафедри КІ _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання)

О.Г. Архипов

РЕЦЕНЗІЯ

на дипломний проект на здобуття ступеня бакалавра
студентки Шийки Вікторії Іванівни
на тему: «Оптимізація конструкції вертикального оперення літака Ан-10»

Дипломний проект Шийки Вікторії Іванівни виконаний відповідно до завдання і відповідає затвердженій темі. Тема проекту відповідає науковій тематиці кафедри АРБ ІАТ КПІ ім. Ігоря Сікорського і присвячена проблемі розрахунку на міцність елементів конструкцій літаків і оптимізації їх маси та характеристик міцності. Панелі з композиційних матеріалів набувають все більшого поширення у виробах аерокосмічного комплексу, ця тенденція є сталою. Отже тема дипломного проекту є важливою і актуальною.

В дипломному проекті виконано ґрунтовний аналіз конструкції вертикального оперення літака Ан-10 і запропоновано заходи поліпшення масових характеристик панелей. При цьому виконано порівняння властивостей сучасних композиційних матеріалів, особливості їх використання в авіації. Обґрунтовано вибір перспективних матеріалів для розв'язання поставленої задачі. Вибрані і адаптовані методики розрахунку ортогональних двошарових композиційних матеріалів. Розглянуті особливості розрахунку аеродинамічних поверхонь на міцність та обґрунтовано вибір технології виготовлення двошарової композиції. Рекомендовані неруйнівні методи контролю панелей із композитних матеріалів.

Під час проектування використовувалося комп'ютерне моделювання, сучасне програмне забезпечення.

Дипломний проект виконаний на достатньому фаховому рівні, стиль та оформлення пояснювальної записки відповідає вимогам нормативних документів КПІ ім. Ігоря Сікорського, графічна частина задовольняє вимогам ЄСКД.

До недоліку роботи можна віднести невідповідність мети роботи – «Метою проекту є виготовлення панелі кіля з шаруватого ортогонально розташованого композиційного матеріалу» отриманим результатам – «оптимізація конструкції панелі кіля вертикального оперення літака Ан-10». Але вказаний недолік не знижує цінності проекту.

Робота відповідає вимогам, що висуваються до дипломного проекту бакалавра та заслуговує оцінки «відмінно», а студентка Шийка Вікторія Іванівна присудження ступеня бакалавра за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» і присвоєння кваліфікації бакалавр з авіаційної та ракетно-космічної техніки.

Рецензент

Доцент кафедри СКЛА, к.т.н., с.н.с.
(посада, науковий ступінь, вчене звання)


(підпис)

Сергій ПОНОМАРЕНКО
(власне ім'я прізвище)

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

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

До захисту допущено

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

**Дипломний проект
на здобуття ступеня бакалавра
за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» на тему:
«Оптимізація конструкції вертикального оперення літака Ан-10»**

Виконала:

студентка ІV курсу, групи ВЛ-72

Шийка Вікторія Іванівна _____

Керівник:

професор, д.т.н., професор кафедри КІ

Архипов Олександр Геннадійович _____

Рецензент:

Доцент кафедри СКЛА, к.т.н., с.н.с

Пономаренко Сергій Олексійович _____

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

Студентка _____

Анотація

Пояснювальна записка дипломного проекту з темою: «Оптимізація конструкції вертикального оперення літака АН-10» містить 73 аркуші, 23 рисунки, 7 таблиць та 19 літературних джерел.

Метою проекту є виготовлення панелі кіля з шаруватого ортогонально розташованого композиційного матеріалу.

За допомогою теоретичних методів розрахунку, використовуючи масові та геометричні параметри, а також льотні характеристики літака, було визначено навантаження, що діють на вертикальне оперення. Використовуючи методи проектування панелей, було знайдено експлуатаційні навантаження панелі кіля.

В дипломному проекті відбувся вибір композиційного матеріалу, що оптимізує конструкцію вертикального оперення.

Ключові слова: вертикальне оперення, панель, кіль, композитні матеріали.

ANNOTATION

The topic of diploma project is Optimizing the design of the vertical tail of an aircraft An-10. The report consists of 73 pages, 23 figures, 7 tables, 19 used sources.

The purpose of the work is to make a keel panel from layered orthogonally arranged composite material.

Using theoretical methods of calculation, mass and geometric parameters, flight characteristics of the aircraft, the loads acting on the vertical tail were determined. Using panel design techniques, the keel panel performance loads were found.

In the diploma project there was a choice of the composite material optimizing a design of vertical stabilizer.

Key words: vertical tail, panel, keel, composite materials.

Ім'я користувача:
Поваров Сергій

ID перевірки:
1008224024

Дата перевірки:
08.06.2021 10:31:06 EEST

Тип перевірки:
Doc vs Internet + Library

Дата звіту:
08.06.2021 10:44:27 EEST

ID користувача:
81336

Назва документа: Шийка Вікторія

Кількість сторінок: 68 Кількість слів: 10701 Кількість символів: 80068 Розмір файлу: 1.55 MB ID файлу: 1008297777

0% Схожість

Збіги відсутні

0.28% Цитат

Цитати

1

Сторінка 71

Не знайдено жодних посилань

4.65% Вилучень

Деякі джерела вилучено автоматично (фільтри вилучення: кількість знайдених слів є меншою за 10 слів та 5%)

2.71% Вилучення з Інтернету

47

Сторінка 72

4.44% Вилученого тексту з Бібліотеки

405

Сторінка 73

Модифікації

Виявлено модифікації тексту. Детальна інформація доступна в онлайн-звіті.

Замінені символи

104

Зі звітом ознайомлений.
Робота може бути допущеною до захисту.

Науковий керівник

Олександр АРХИПОВ

Зміст

Список термінів та умовних скорочень.....	10
Вступ	12
1. Огляд конструкцій вертикального оперення.....	14
1.1. Огляд оперення з композитних матеріалів	17
Висновок до розділу 1	23
2. Обґрунтування вибору панелі оперення як об'єкта проектування.	24
Висновок до розділу 2.....	26
3. Розрахункова силова модель вертикального оперення	27
Висновок до розділу 3.....	39
4. Визначення напружено-деформованого стану ортогонально розташованих двошарових композиційних матеріалів.....	40
4.1. Вихідні дані для проектування двошарового КМ. Обґрунтування вибору складових компонентів композитних матеріалів	41
4.2. Розрахунок експлуатаційних навантажень в шарах обшивки.	45
Висновки по розділу 4.....	54
5. Технологія виготовлення панелей із композиційних матеріалів.....	55
5.1. Обґрунтування вибору і технології виготовлення	59
5.2. Обладнання і інструмент для виготовлення	64
5.3. Неруйнівні методи контролю виробу.....	65
Висновок до розділу 5.....	69
Висновок.....	70
Список використаних джерел	72

					<i>ВЛ7220.10.34.00.00 ПЗ</i>					
					<i>Оптимізація конструкції вертикального оперення літака АН-10</i>					
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		<i>Лім.</i>	<i>Маса</i>	<i>Масштаб</i>		
<i>Розроб.</i>		<i>Шийка В. І.</i>								
<i>Перевір.</i>		<i>Архімов О. Г.</i>								
<i>Т. Контр.</i>						<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>		<i>73</i>	
<i>Реценз.</i>						<i>АРБ, ІАТ НТУУ «КПІ» ім. І. Сікорського</i>				
<i>Н. Контр.</i>										
<i>Затв.</i>		<i>Кабанячий В.В.</i>								

Список термінів та умовних скорочень

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

Бафтинг – вимушені коливання конструкції та/або її частин, викликані спричиненням впливу на окремі елементи конструкції вихорів в турбулентному стані від розташованих попереду конструктивних елементів.

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

ВО – вертикальне оперення;

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.

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

Текс – одиниця вимірювання лінійної густини, 1 текс = 0,6 кг·м⁻¹.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

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.

Фільери - спеціальні високоміцні форми (пластини, ковпачки) з тарованими отворами, розташованими в певному порядку.

Флатер – незатухаючі коливання конструктивних елементів ЛА, головним чином крила літака. Виникає при досягненні критичної швидкості польоту, що визначається конструктивними характеристиками елементів ЛА.

Хвильова криза – це зміна характеру обтікання ЛА повітряним потоком при наближенні швидкості польоту до швидкості звуку, супроводжується, погіршенням аеродинамічних характеристик, тобто лобовий опір зростає, підйомна сила знижується, з'являються вібрації та ін.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

Вступ

Постійний розвиток авіації постійно потребує нових технічних рішень. Першочерговою задачею яка стоїть перед авіаційними інженерами є підвищення економічної ефективності літальних апаратів, за рахунок зменшення маси конструкції. Вирішенням до поставленої задачі є застосування композитних матеріалів, що в порівнянні з металами мають кращі механічні та масові характеристики.

Композитні матеріали, порівняно з звичайними однорідними, не мають мікропошкоджень, їх структура зосереджена в максимальному усуненні усіх наявних недоліків. Застосування матеріалу в вигляді тонкого волокна мінімізує в структурі кількість дефектів. Волокна зосереджуються в матричну основу, що забезпечує спільну роботу волокон на всі види навантажень. Властивості волокон забезпечують досягнення високих показників міцності і жорсткості. На властивості КМ впливають багато факторів: тип зміцнювача, тип зв'язуючого матеріалу, об'ємне співвідношення зміцнювача та матриці, зовнішній вигляд і орієнтація волокон.

Зараз в конструкції літака з композитних матеріалів можна виготовити фюзеляж, крило, вертикальне і горизонтальне оперення, мотогондоли, деталі інтер'єру. Найпоширенішими КМ в авіабудуванні є вуглепластик та склопластик. Також в авіабудуванні застосовуються в КМ армовані борними волокнами, даний матеріал є дуже міцним, тому забезпечує значне зниження ваги.

Літак Ан-10, оптимізація конструкції вертикального оперення якого є ціллю даної роботи, можна модифікувати з додаванням КМ в конструкцію. В даному дипломному проекті відбудеться вибір композиційного матеріалу доцільного для даної конструкції.

Композитний матеріал, що буде використовуватися в панелі вертикального оперення буде шаруватий. Також цей шаруватий КМ буде ортогонально армований, тобто волокна будуть вкладені під кутом 0° і 90° .

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Вибір ортогонально армованих КМ відбуватиметься з міркувань вибору армуючих волокон, в даній роботі вибір проводиться між борними та вуглецевими армуючими волокнами.

Модифікація ВО літака приведе до збільшення жорсткості кіля та зменшення маси планера. Така зміна матиме значні економічні покращення та забезпечать надійність отриманої конструкції.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

1. Огляд конструкцій вертикального оперення

Вертикальне оперення – це частина оперення літака, необхідна для надання літаку шляхового балансування, стійкості та керованості. Вертикальне оперення також зменшує аеродинамічне бокове ковзання. Зазвичай вертикальне оперення складається з нерухомого кіля та рухомого керма напрямку.

Основними вимогами до оперення є:

- 1) Забезпечення високої ефективності при мінімальному лобовому опорі і найменшій масі конструкції.
- 2) Якомога менше затінення оперення іншими частинами літака – крилом, фюзеляжем, гондолами двигунів, а також однієї часті оперення іншою.
- 3) Відсутність вібрацій і коливань типу флатер і бафтинг.
- 4) Більш пізніший розвиток хвильової кризи, ніж на крилі.

Наявність ВО, направленою вгору, має дві основні переваги:

- опір стабілізатора збільшується зі швидкістю, що створює момент піднімання носової частини літака, що допомагає уповільнити літака і запобігти небезпечному підвищенню швидкості.
- коли літак крениться, стабілізатор створює підйомну силу, яка протидіє моменту крену і утримує літак в вертикальному положенні за відсутності керуючої дії.

Розміщення вертикального стабілізатора внизу надає позитивний зворотній зв'язок кожного разу як літак пікірує або крениться, що по своїй природі нестабільно.

Схема оперення характеризується розміщенням стабілізаторів оперення один відносно іншого.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

Один вертикальний стабілізатор (рис.1.1):

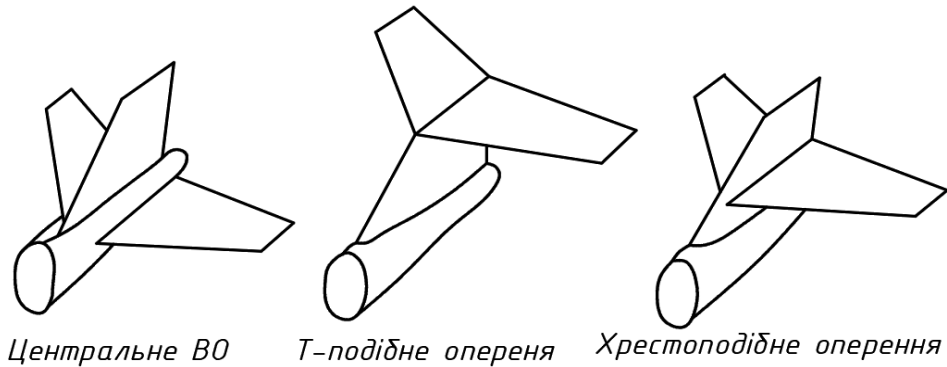


Рис.1.1. Схема оперення з одним вертикальним стабілізатором.

- 1) Центральне ВО – вертикальний стабілізатор розміщений вертикально, горизонтальний стабілізатор встановлений безпосередньо в хвостовій частині фюзеляжу. Жана конфігурація є найбільш поширеною.
- 2) Т-подібне оперення – горизонтальний стабілізатор встановлений на верхній частині вертикального, тобто винесене з зони супутнього струменю крила. Літаки з Т-подібним оперенням чутливі до тангажу на великих кутах атаки. Ця чутливість пояснюється зниженням вантажопідйомності ГО, коли він проходить через слід від крила під помірними кутами атаки. В схемі такого типу спостерігаються структурні проблеми, тому що навантаження на горизонтальний стабілізатор передаються через вертикальний.
- 3) Хрестоподібне оперення – оперення виконане в вигляді хреста, найбільш поширена конфігурація має горизонтальний стабілізатор, що перетинає вертикальне оперення по середині.

Декілька вертикальних стабілізаторів (рис.1.2.):



Рис.1.2. Схема оперення з декількома вертикальними стабілізаторами.

										Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

- 1) Подвійне хвостове оперення (Н-подібне оперення). Вертикальні стабілізатор розміщені або перетинають кінці горизонтального стабілізатора. Стабілізатори менші за розміром за звичайне оперення. Розподіл керуючих поверхонь дозволяє отримати додаткову площу керма. Дане компонування забезпечує кращу керованість при низьких повітряних швидкостях та при керуванні, зменшує масу літака та забезпечує ступінь надмірності – при пошкодженні одного кіля інший залишається в робочому стані. Перевагою є кращий огляд задньої півсфери, вища ефективність ГО за рахунок ефекту кінцевих шайб, зменшує крутний момент на фюзеляж.
- 2) Потрійне хвостове оперення. Для забезпечення максимальної площі вертикальних стабілізаторів літака, але при цьому зберегти достатньо низку загальну висоту, використовують потрійну схему вертикального оперення, при якій на горизонтальному оперенні розміщують три кіля.
- 3) V-подібне оперення. Схема не має чітких вертикального та горизонтального стабілізаторів, вони поєднані в керуючі поверхні – кермо напрямку, що керується по тангажу і по рисканню. Менша площа горизонтального і вертикального стабілізаторів, відповідно менша їх маса. Оперення винесено з аеродинамічної тіні, однак ускладнюється керування по курсу та тангажу.

Форма вертикального оперення характеризується його видом збоку і формою профіля (рис.1.3).

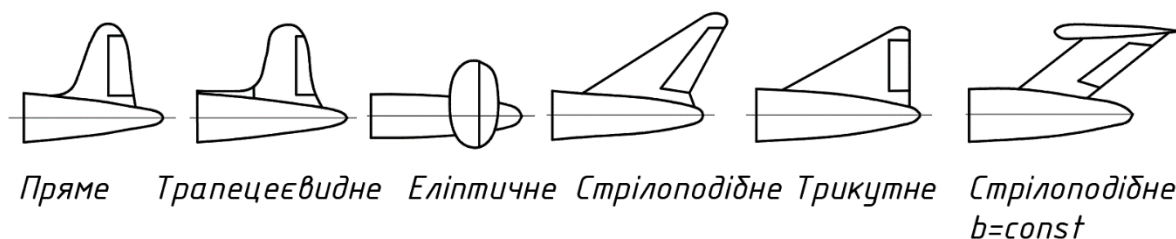


Рис.1.3. Форма вертикального оперення при виді збоку

Головним параметрами, що характеризують форму вертикального оперення, є його звуження та стрілоподібність. Інколи на верхній частині

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

фюзеляжу робиться добудова – форкіль, що переходить в кіль. В такому випадку, площа і подовження вертикального оперення може бути зменшена. В конструкції кіля застосовують лонжеронну, кесонну та інколи моноблочну схему. Кожна конструктивно силова схема залежить від характеру роботи а також ступеня використання обшивки і поздовжнього набору при згині та крученні.

Лонжеронним є кіль, лонжерони якого сприймають весь згинальний момент. Конструкцію лонжеронного кіля складають лонжерони та тонка обшивка, підкріплена стрингерами і нервюрами. Лонжерони в таких кілях мають посилені пояси. Залежно від умов роботи на зсув від кручення вибирається товщина обшивки та підкріплюючого її набору. Кілі даного типу в залежності від кількості лонжеронів поділяють на однолонжеронні, дволонжеронні та багатолонжеронні.

Кесонний кіль утворює обшивка яка підкріплена поздовжніми елементами і сприймає всі види навантажень, що діють. Зазвичай обшивка товста, стрингери розвинуті, а лонжерони в таких крилах мають послаблені пояси. Кесонні кілі це поєднання двох конструктивно-силових схем, а саме: лонжеронних і моноблочних.

В моноблочному кілі використовується обшивка, яка є основним силовим елементом, що працює на згин і кручення. Таким чином поздовжні сили від згину сприймають обшивка та стрингери по всьому контуру. Поперечна сила сприймається поздовжніми стінками і частково обшивкою. Лонжерони відсутні, замість них встановлюють поздовжні стінки. Крутий момент сприймається обшивкою і поздовжніми стінками, які утворюють замкнутий контур, тому в кілі забезпечена жорсткість на кручення.

1.1. Огляд оперення з композитних матеріалів

Композитні матеріали – багатокомпонентні матеріали, що виготовлені з двох та більше компонентів з значно різними фізичними та хімічними властивостями, що в поєднанні, утворюють новий матеріал в якого

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

характеристики відрізняються від окремих компонентів і не є простою суперпозицією. Всі композити складаються з матриць і жорсткого армуючого наповнювача. Зазвичай, армуючий наповнювач в полімерних композитах – вуглецеві та скляні волокна, а матриця – полімерний матеріал, зазвичай, синтетична смола. Найчастіше використовують термореактивні смоли. При нагріванні вони утворюють тривимірну полімерну сітку, через це матриці стають жорсткими і хімічно стійкими. З цих матеріалів створюють легкі деталі, що є міцнішими за металічні.

Композитні матеріали актуально використовувати там де легкість та міцність на першому місці. Тому композиційні матеріали широко застосовуються в авіації. Із композитів можна виконати наступні конструкції: крило, фюзеляж, оперення, гондоли та деталі інтер'єру (рис.1.1.1.).

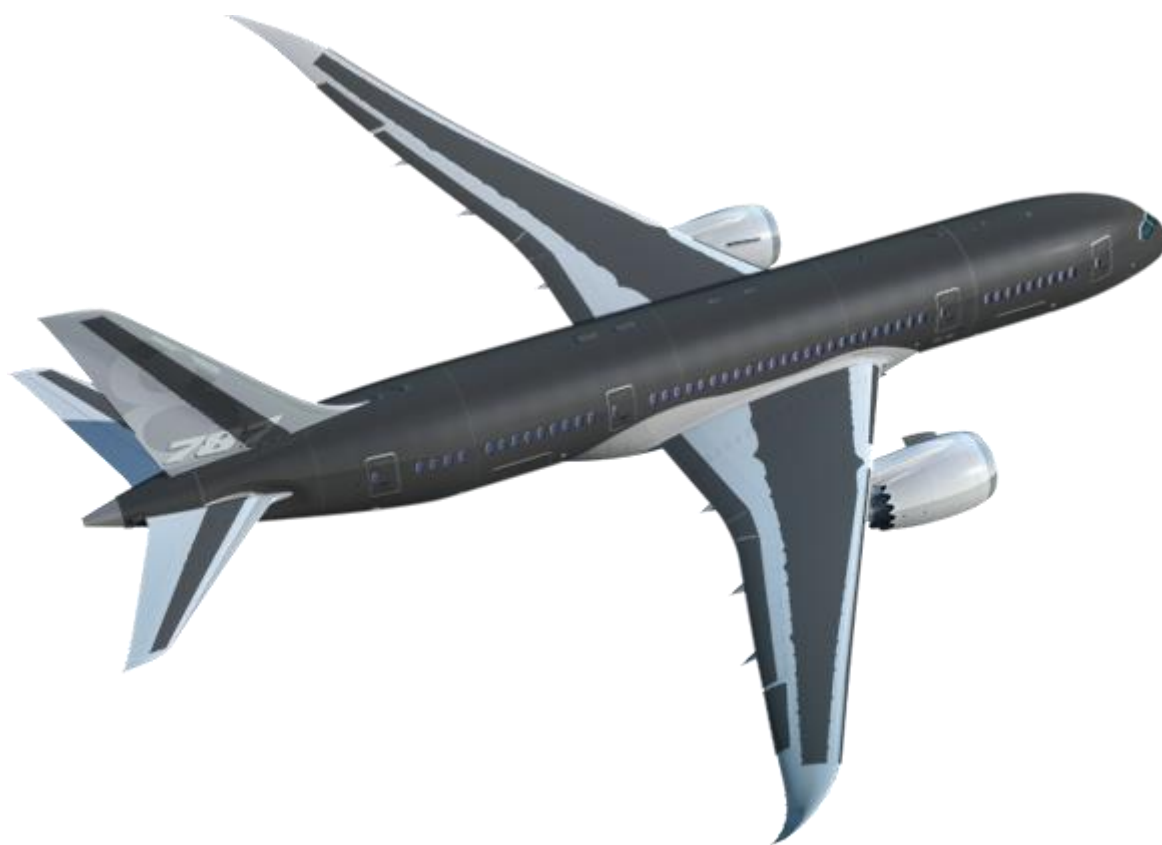


Рис.1.1.1. Схема літака Boeing-787, темно-сірим кольором виділені деталі з вуглепластика.

Найчастіше в авіації використовується вуглепластик, ненавантажені деталі та носовий обтічник виконують з склопластика. Вуглепластик легший та міцніший за склопластик, але склопластик набагато дешевший.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

Прикладом використання композитних матеріалів в конструкції хвостового оперення є напівкомпозитний кіль літака Sukhoi Superjet 100 (рис.-1.1.2.). На даному літаку кіль встановлений по 52 та 54 шпангоуту та має кут стрілоподібності 40°. Вертикальне оперення має кесонну частину, що ж цільнометалевою, що забезпечує жорсткість конструкції. Кесон складається з двох лонжеронів, передній має перелом осі по бтій нервюрі.

Носова частина кіля напівкомпозитна. Секція, яка розміщена в кореневій частині кіля, виконана з композитів, а ось кінцева – металічна. В хвостова частина кіля також має композити в своєму складі.



Рис.1.1.2. Літака Sukhoi Superjet 100, синім виділені композитні панелі в кілі.

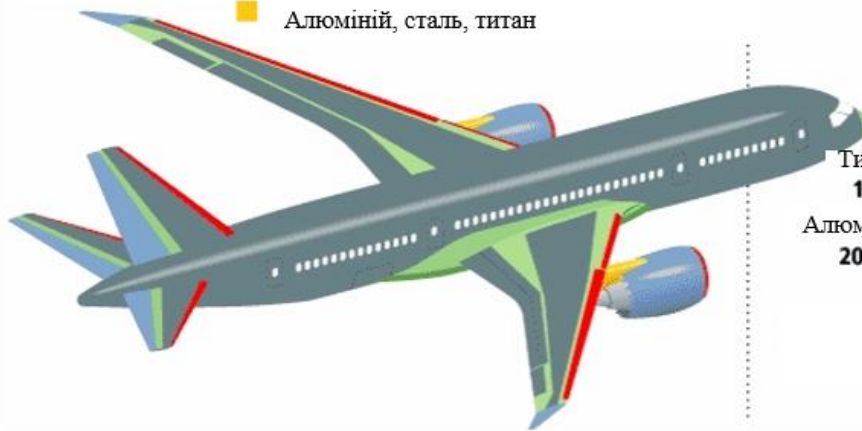
Boeing 787 Dreamliner (рис1.1.3.) є наступним представником літаків, що виготовлений з композитних матеріалів. В самому фюзеляжі 50% елементів виготовлені з КМ на основі вуглецю. В результаті Dreamliner став легшим і міцнішим, за звичайні лайнери з алюмінієвим фюзеляжем.

МС-21 (рис1.1.4.) – літак частина композитних матеріалів у якому 35 %. Великі силові інтегральні елементи в конструкції, такі як: лонжерони, обшивка крила з стрингерами, секції панелі центроплана, силові елементи і обшивка кіля та хвостового оперення, виготовлені методом вакуумної інфузії

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

Матеріали використані в конструванні 787

- Скловолокно
- Алюміній
- Композит з вуглецевого наповнювача
- Вуглецевий сендвіч-композит
- Алюміній, сталь, титан



Відношення матеріалів по масі



Рис.1.1.3. Boeing 787 Dreamliner

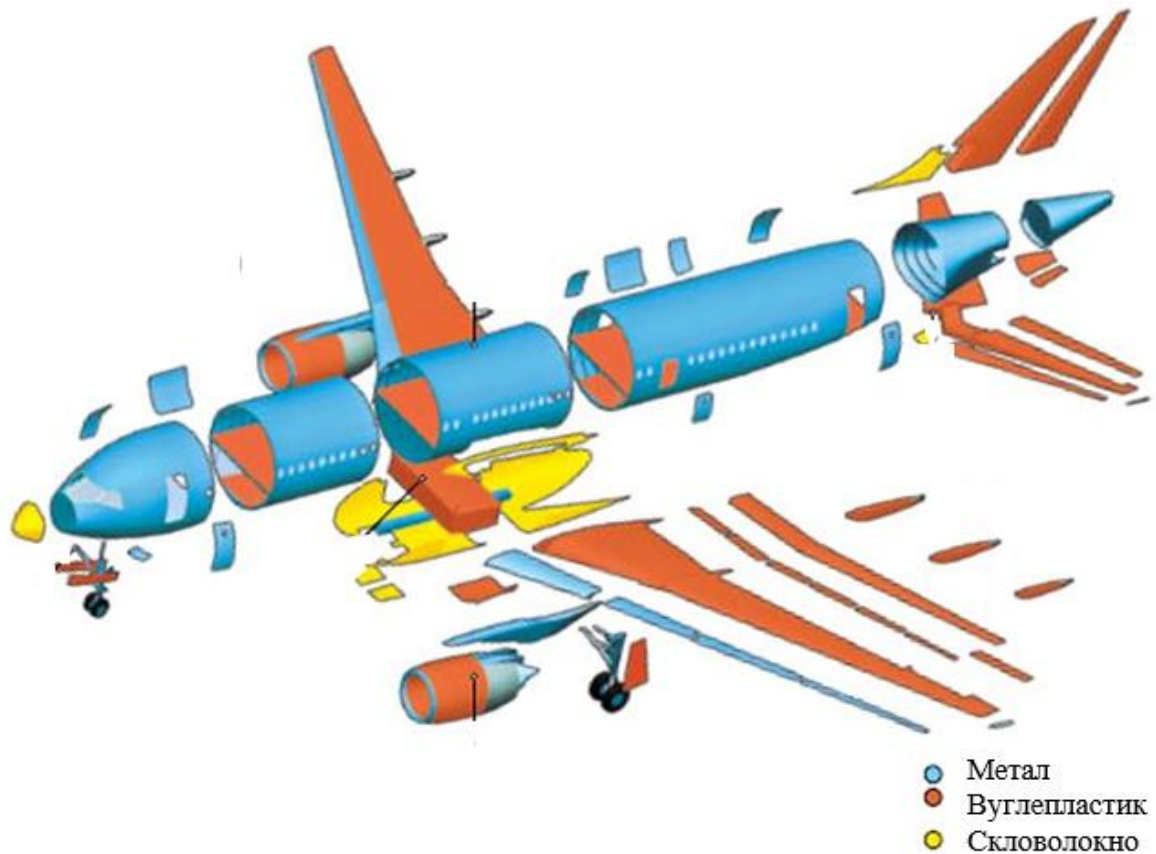


Рис.1.1.4. А350-900

А350-900 (Рис.1.1.5.) приклад літака частка композитних матеріалів в якому складає 52%, в ту чергу частка алюмінію – 20 %, титану – 14 %, сталі – 7 % та інших матеріалів – 7 %.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

Після анонсу проекту Boeing 787 Dreamliner, який споживає на 20% менше палива, ніж наявні аналоги, авіакомпанії домовилися з Airbus створити йому конкурента. Планувалося створення моделі на основі А330, яка мала б покращену аеродинаміку і двигуни, такий варіант не задовольнив авіакомпанії, тому була розроблена нова модель – А350.

Початкова версія А350 нагадувала А330, тому мав однакове компонування і поперечний переріз фюзеляжу. В результаті нове крило, двигуни, хвостові стабілізатори, а також нові композитні матеріали і методи виробництва фюзеляжу зробили індивідуальний вигляд для А350.



Рис.1.1.5. Airbus А-350

В малій авіації також існують літаки, які в значній мірі виконані з композитних матеріалів. Їх прикладами є легкий багатоцільовий літак Diamond DA42 Twin Star (Рис.1.1.6) корпус якого виконаний з вуглецевих композиційних матеріалів та німецький навчально-тренувальний літак Grob G 12 (Рис.1.1.7) частка композитних матеріалів складає 35 відсотків від маси конструкції, а металічними є стойки шасі та двигуни.

						ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата			



Рис.1.1.6. Diamond DA42 Twin Star



Рис.1.1.7. Grob G 12

							ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата				

Висновок до розділу 1

Вертикальне оперення забезпечує стійкість і керованості літака в шляховому каналі. Вертикальне оперення складається з нерухомої частини кіля і рухомої частини керма напряду.

Кіль – нерухома частина вертикального оперення, необхідна для забезпечення стійкості в боковому русі літака. Рухома частина вертикального оперення – кермо напряду – є органом управління літаком в каналі рискання.

До оперення, як частини літального оперення, висунуто безліч вимог, серед яких забезпечення мінімальної маси при високій жорсткості, якомога менше затінення іншими частинами літака, забезпечення відсутності вібрацій та коливань.

Існуючі схеми оперень літака, характеризуються взаємним розміщенням вертикального та горизонтального стабілізаторів. Серед найбільш поширених схем оперення вирізняють схеми з одним вертикальним стабілізатором (центральне ВО, Т-подібне оперення, хрестоподібне оперення) та з декількома вертикальними стабілізаторами (Н-подібне оперення, потрійне хвостове оперення, V-подібне оперення та інші).

Вертикальне оперення також характеризуються формою при виді збоку (пряме, трапецієвидне, еліптичне, стрілоподібне, трикутне та інші).

Конструктивно вертикальні стабілізатори можна розділити лонжеронні, кесонні та моноблочні. Такий розподіл залежить від того який з елементів конструкції сприймає найбільші навантаження при польоті та маневрах. В лонжеронних – більшу частину всього навантаження сприймають лонжерони. В кесонних – обшивка підкріплена стрингерами, яка і сприймає основне навантаження, також в цих кілях використовуються лонжерони, але вони мають послаблені пояси, а інколи замість лонжеронів використовують поздовжні стінки. Моноблочні – навантаження сприймає потужна обшивка підкріплена поздовжнім набором. Найчастіше зустрічаються кесонні та лонжеронні кілі.

Аркуш

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Зм. Аркуш № докум. Підпис Дата

2. Обґрунтування вибору панелі оперення як об'єкта проектування.

Панель – це елемент конструкції, що має вигляд плоских або криволінійних листів, які підкріплюються ребрами або профілями. Панелі виконують функцію силових елементів конструкції, утворюють аеродинамічну поверхню.

Панелі, в залежності від способу виготовлення та конструкції, поділяють на складені, монолітні та шаруваті.

Складені панелі елементи силового набору приєднуються до обшивки за допомогою кріплень (заклепок, болтів, зварювання). Відповідно складні панелі можна класифікувати як клепані, зварені, клеєні та інші (рис.1.4).

Складні панелі є технологічними, тому що дозволяють змінювати за розмахом крила крок стортингів, мають механічну мінімальну обробку, при пошкодженні елементу панелі завжди можливо провести заміну несправної частини.

Найбільш живучими серед видів панелей є клепані, але вони також мають найвищу масу, тому що необхідно компенсувати послаблення отворів під заклепки та болти. Такі панелі негерметичні та схильні до руйнування в результаті втоми.

Підкріплюючими елементами панелі є стрингери та ребра жорсткості, які виготовляють за допомогою прокатки та пресування, також використовують гнуті профілі із листового матеріалу. Профілі стрингерів мають різні форми та конфігурації.

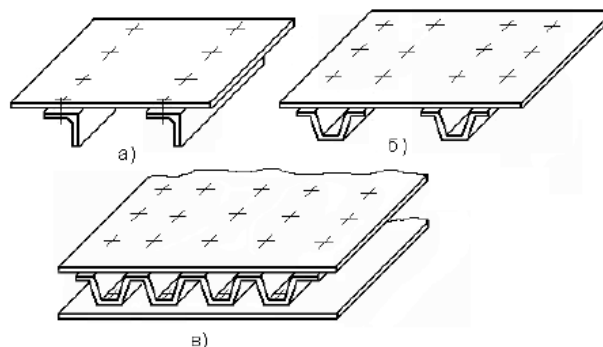


Рис.1.4. Конструкції складених панелей: а – клепана, б – зварена стрингерна; в – зварена гофрована

										Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Монолітні панелі – панелі як і є одним цілим з підкріплюючими елементами (рис.1.5). Такі панелі виготовлюють за допомогою пресування, фрезерування (механічне, хімічне), прокатки, штампування, лиття, панелі виготовлені з композиційних матеріалів. Монолітні панелі характеризуються низькою масою, в результаті відсутності отворів, меншою кількістю деталей при складанні, високою гладкістю та якістю поверхні, високою втомною міцністю. Недоліками монолітних панелей є висока вартість, мала надійність та довговічність, великий обсяг механічної обробки.

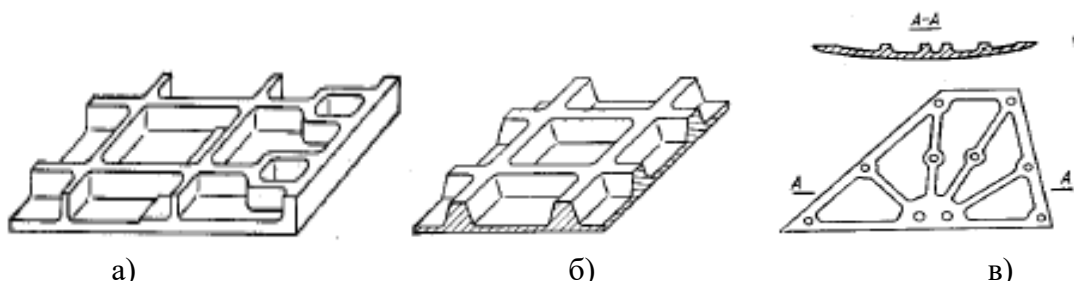


Рис.1.5. Монолітні панелі (а – фрезерована, б – катана, в – лита)

Панелі, як конструкційні силові елементи, широко використовуються в багатьох галузях машинобудування та будівництва. Не виключенням є авіаційна галузь, в якій панелі використовуються в якості елементів зовнішньої обшивки літальних апаратів: фюзеляжу, крил, оперення.

Об'єктом дослідження дипломного проекту є панель вертикального оперення. Конструктивно вертикальний стабілізатор має кесонну силову схему, тобто велику частину згинального моменту і поперечної сили сприймається обшивкою підкріпленою стрингерами – панелями. Конструкція кіля налічує наступні силові елементи – 2 лонжерони, обшивка підкріплена стрингерами. Панель, що досліджується в дипломному проекті, знаходиться між двома лонжеронами. Вибір місця розміщення панелі пояснюється тим що в ділянці кесона спостерігаються максимальні навантаження. Для забезпечення міцності конструкції при проектуванні потрібно розглядати найконсервативніші варіанти навантажень.

										Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Висновок до розділу 2

Панель – елемент конструкції підкріплений стрингерами або ребрами жорсткості, що сприймають згинальний момент та поперечну силу. Можуть використовуватися як стінки лонжеронів, шпангоутів, підлоги фюзеляжу, аеродинамічні поверхні крила, оперення та фюзеляжу.

Панелі за своїм виконанням поділяються на складені, монолітні та панелі з композиційних матеріалів.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

3. Розрахункова силова модель вертикального оперення

Вертикальне оперення має кесонну конструктивно-силову схему. Навантаженнями кіля є розподілені аеродинамічні і масові сили. Аеродинамічне навантаження ВО складається з рівнянь зовнішнього навантаження, що забезпечує рівновагу літака під час польоту з постійним перевантаженням, маневреного навантаження, що виникає на ВО при відхиленні керма напрямку на значення більші ніж потрібні для урівноваження літака на визначеному режимі та навантажень під час польоту в збуреному повітрі, так як навантаження збільшується при дії поривів вітру. Масовими навантаженнями в результаті їх малості нехтують.

В дипломному проекті моделлю навантажень на ВО є випадок маневру, тобто відхилення керма напрямку, тому що дані навантаження є основними та максимальними.

3.1. Визначення навантаження на вертикальне оперення.

Аеродинамічне навантаження що діє ВО при маневрі є максимальним і виникає в наслідок різкого відхилення керма напрямку. Дане експлуатаційне навантаження залежить від величини швидкісного тиску та розраховується за формулою:

$$Y_{\text{ВО.м}}^e = 0,37 \cdot q_{\text{max}} \cdot S_{\text{ВО}};$$

де

$$q_{\text{max}} = \frac{\rho \cdot V^2}{2} - \text{швидкісний тиск, що діє на літак за даних умов, } \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2};$$

$$V - \text{швидкість крейсерського польоту літака, } V = 183 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

$$\rho - \text{густина повітря на висоті польоту (10 000 м), } \rho = 0,414 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$$

$$S_{\text{ВО}} - \text{площа вертикального оперення, } 17,63 \text{ м}^2.$$

Визначення експлуатаційного навантаження на ВО при маневрі:

$$Y_{\text{ВО.м}}^e = 0,37 \cdot \frac{0,414 \cdot 183^2}{2} \cdot 17,63 = 45\,220 \text{ Н};$$

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Для отримання розподілу навантажень по вертикальному оперенню необхідно побудувати розрахункову схему кіля, яка буде розділена перерізами (рис.3.1). Для отримання розрахунків, вертикальне оперення розділено на десять рівних відсіків, починаючи від місця кріплення до фюзеляжу, кожен з якої дорівнює $\Delta z = 0,456$ м.

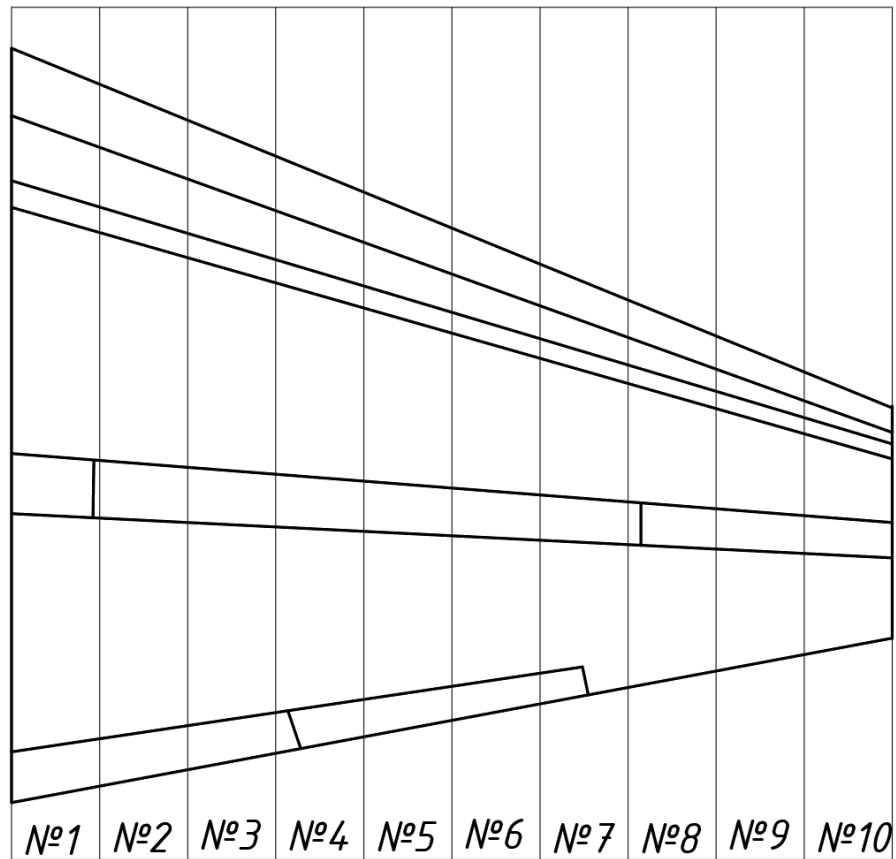


Рис.3.1. Розрахункова схема вертикального оперення

Також для спрощення обчислень раціонально прийняти наступне:

Розподілена аеродинамічні навантаження розподіляються по розмаху пропорційно до хорд і розраховується за формулою

$$q_i = \frac{Y_{BO.M}^e \cdot n^e \cdot f}{S_{BO}} b_i;$$

де

$Y_{BO.M}^e$ – експлуатаційне навантаження на ВО, $Y_{BO.M}^e = 45\,220$ Н;

n^e – перевантаження літака, $n^e = 2,5$;

f – коефіцієнт, $f = 1,5$;

S_{BO} – площа ВО, $S_{BO} = 17,63$ м².

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

b_i – хорда кіля, змінна в кожному перерізі, м.

Положення центру жорсткості кіля розраховується : $x_{ц.ж.} = 0.3b$, м.

Середнє значення погонного навантаження на кожній ділянці довжиною Δz дорівнює:

$$q_{ср.i}^p = \frac{q_i + q_{(i+1)}}{2}.$$

Розрахунок розподіленого навантаження на кіль доцільно звести в таблицю (табл.3.1.).

Таблиця.3.1.

Розподілене аеродинамічне навантаження

Номер перерізу	Хорда	Аеродинамічне навантаження	Середнє аеродинамічне навантаження
n	b_i , м	q_i , $\frac{\text{КГ}}{\text{М}}$	$q_{ср.i}^p$, $\frac{\text{КГ}}{\text{М} \cdot \text{С}^2}$
0	4,71	53897	52083
1	4,39	50269	48450
2	4,08	46630	44817
3	3,76	43003	41189
4	3,44	39375	37562
5	3,12	35748	33929
6	2,81	32109	30295
7	2,49	28482	26668
8	2,17	24854	23041
9	1,86	21227	19413
10	1,54	17599	11733

										Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Приріст поперечної сили в будь-якому перерізі кіля, крім кінцевого, дорівнює:

$$\Delta Q_i = q_{\text{ср.}i}^p \cdot \Delta z;$$

Тоді приріст поперечної сили на кінцевій ділянці кіля розраховується:

$$\Delta Q_{\text{кінц.}} = \frac{2}{3} q_1 \cdot \Delta z;$$

де q_1 – значення розподіленого навантаження на першій ділянці перерізу крила.

Поперечна сила в кожному перерізі кіля розраховується наступною формулою:

$$Q_i = \sum_{i=1}^n \Delta Q_i;$$

n – кількість ділянок, на які розділений кіль.

Поперечне навантаження на кіль наведено в таблиці 3.2.

Таблиця.3.2.

Поперечна сила

Номер перерізу	Хорда	Довжина перерізу	Середнє аеродинамічне навантаження	Приріст поперечної сили	Поперечна сила
n	$b_i, \text{м}$	$\Delta z, \text{м}$	$q_{\text{ср.}i}^p, \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2}$	$\Delta Q_i, \frac{\text{кг}}{\text{с}^2}$	$Q_i, \frac{\text{кг}}{\text{с}^2}$
0	4,71	0,4	52083	20833	147671
1	4,39	0,4	48450	19380	126838
2	4,08	0,4	44817	17927	107458
3	3,76	0,4	41189	16476	89532
4	3,44	0,4	37562	15025	73056
5	3,12	0,4	33929	13571	58031
6	2,81	0,4	30295	12118	44460
7	2,49	0,4	26668	10667	32342

										Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Продовження таблиці.3.2.

8	2,17	0,4	23041	9216	21675
9	1,86	0,4	19413	7765	12458
10	1,54	0,4	11733	4693	4693

Приріст згинального моменту дорівнює:

$$\Delta M_{\text{згин.}i} = Q_{\text{ср.}i} \cdot \Delta z = \frac{Q_i + Q_{(i+1)}}{2} \cdot \Delta z;$$

Згинальний момент в кожному перерізі крила:

$$M_{\text{згин.}i} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{\text{згин.}i}.$$

Дія згинального моменту показана в таблиці 3.3.

Таблиця.3.3.

Згинальний момент

Номер перерізу	Хорда	Довжина перерізу	Поперечна сила	Приріст згинального моменту	Згинальний момент
n	$b_i, \text{м}$	$\Delta z, \text{м}$	$Q_i, \frac{\text{КГ}}{\text{С}^2}$	$\Delta M_{\text{згин.}i}, \frac{\text{КГ} \cdot \text{М}}{\text{С}^2}$	$M_{\text{згин.}i}, \frac{\text{КГ} \cdot \text{М}}{\text{С}^2}$
0	4,71	0,4	147671	54902	257752
1	4,39	0,4	126838	46859	202850
2	4,08	0,4	107458	39398	155991
3	3,76	0,4	89532	32518	116593
4	3,44	0,4	73056	26217	84075
5	3,12	0,4	58031	20498	57857
6	2,81	0,4	44460	15360	37359
7	2,49	0,4	32342	10803	21999

										Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Продовження таблиці.3.3.

8	2,17	0,4	21675	6827	11196
9	1,86	0,4	12458	3430	4369
10	1,54	0,4	4693	939	939

Розподілений крутний момент визначає формула:

$$m_i = q_{\text{пов}} a;$$

де a – відстань від центру тиску до лінії центрів згину, $a = 0,1b$.

Приріст крутного моменту в будь-якому перерізі кіля:

$$\Delta M_{\text{кр } i} = m_i \cdot \Delta z;$$

Величина крутного моменту в будь-якому перерізі кіля:

$$M_{\text{кр } i} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{\text{кр } i};$$

Таблиця.3.4.

Крутний момент

Номер перерізу	Хорда	Довжина перерізу	Розподілений крутний момент	Приріст крутного моменту	Крутний момент
n	$b_i, \text{ м}$	$\Delta z, \text{ м}$	$m_i, \frac{\text{кг}}{\text{с}^2}$	$\Delta M_{\text{кр } i}, \frac{\text{кг} \cdot \text{м}}{\text{с}^2}$	$M_{\text{кр } i}, \frac{\text{кг} \cdot \text{м}}{\text{с}^2}$
0	4,71	0,4	25385	9494	49119
1	4,39	0,4	22083	8217	39625
2	4,08	0,4	19002	7032	31408
3	3,76	0,4	16160	5942	24375
4	3,44	0,4	13549	4943	18434
5	3,12	0,4	11168	4036	13490
6	2,81	0,4	9010	3220	9455

Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
-----	-------	----------	--------	------	----------------------	-------

Продовження таблиці.3.4.

7	2,49	0,4	7089	2497	6235
8	2,17	0,4	5398	1867	3737
9	1,86	0,4	3938	1329	1870
10	1,54	0,4	2707	541	541

Підсумовуючи дані з таблиць 3.2 – 3.4 можна побудувати розподіл навантажень по довжин кіля. Відповідний розподіл для поперечної сили, згинального та крутного моментів показані на відповідних епюрах (рис.3.1.).

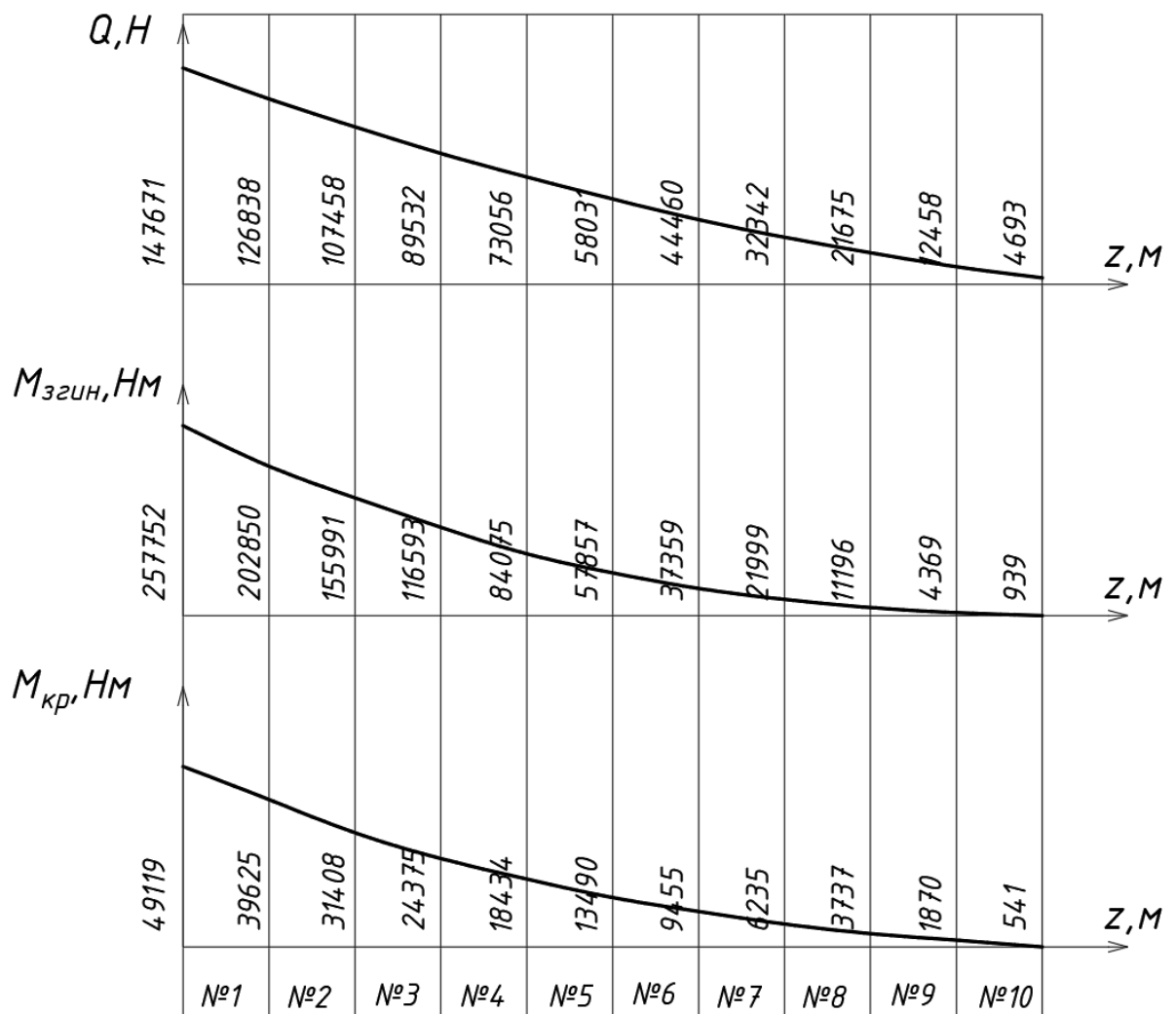


Рис.3.1. Епюри поперечних сил, згинальних та крутних моментів по довжині вертикального оперення.

3.2. Визначення напружень в панелі ВО.

Навантаження що діють на ВО сприймаються елементами конструкції і передаються на вузли його кріплення. Розглянемо послідовність передачі навантажень по кожному з конструктивних елементів.

Обшивка, спирається на стрингери і нервюри, як на лінійні опори, безпосередньо сприймає повітряне навантаження в вигляді сил тиску і розрідження. Елементи обшивки при цьому працюють на розтяг, у випадку товстої обшивки, також сприймається і поперечний згин. Це навантаження, в вигляді поперечних розподілених сил через заклепки, що працюють на згин, передається на стрингери та нервюри (рис.3.2.1).

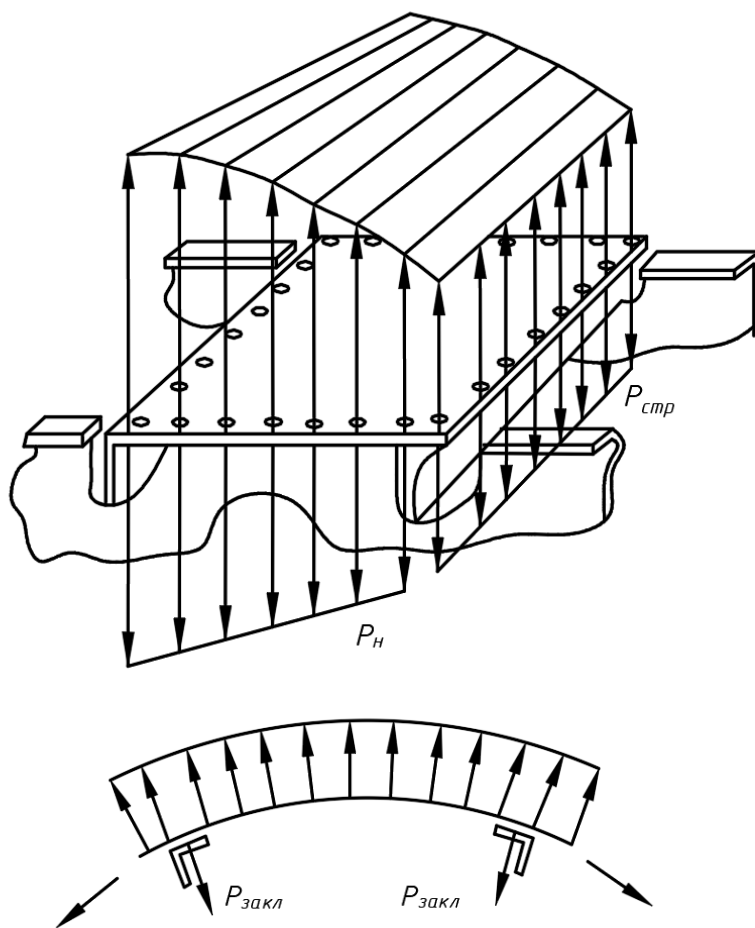


Рис.3.2.1. Навантаження обшивки і передача цього навантаження на нервюри і стрингери.

Стрингер, оперті на нервюри як багато опорні балки, сприймають розподілене навантаження від обшивки і передають його на нервюри в вигляді зосереджених навантажень (рис.3.2.2).

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

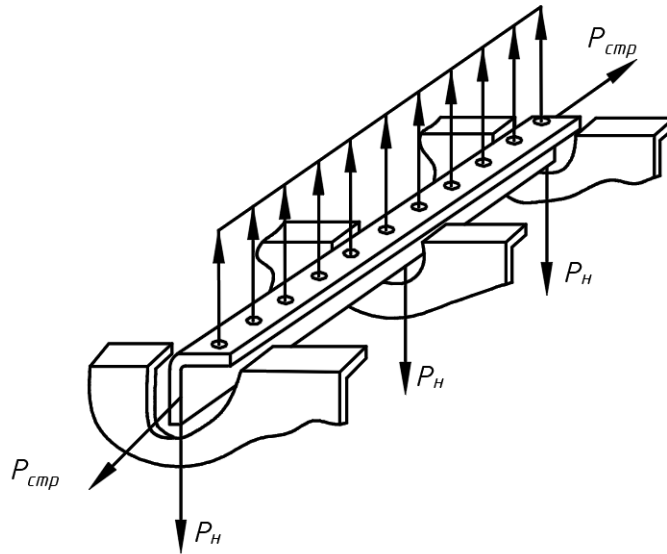


Рис.3.2.2. Навантаження стрингера від обшивки і передача цього навантаження на нервюри.

В панелях навантаження від стрингерів на нервюру передається через заклепки на приєднаних до нервюри ділянках обшивки поблизу стрингерів.

Нервюри навантажуються силами, які передаються з обшивки та стрингерів. В вигляді результуючої сила переходить на стінки лонжеронів і пропорційна до згинальної жорсткості. Замкнутий контур кесону сприймає момент від приросту поперечної сили.

Лонжерони сприймають від нервюр силові потоки, що створюють зростаючу поперечну силу в стінках лонжеронів. Стінки лонжеронів при цьому працюють на зсув. В поясах через заклепки виникають потоки осьових сил. Ці потоки навантажують панель зростаючим навантаженням, це забезпечується сприймання згинального моменту. Крутний момент сприймається замкнутим контуром обшивки та стінок лонжеронів. Обшивка і стінки лонжеронів працюють на зсув від крутного моменту. Розрахункова схема кесону кіля зображена на рисунку 3.2.1.

						ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата			

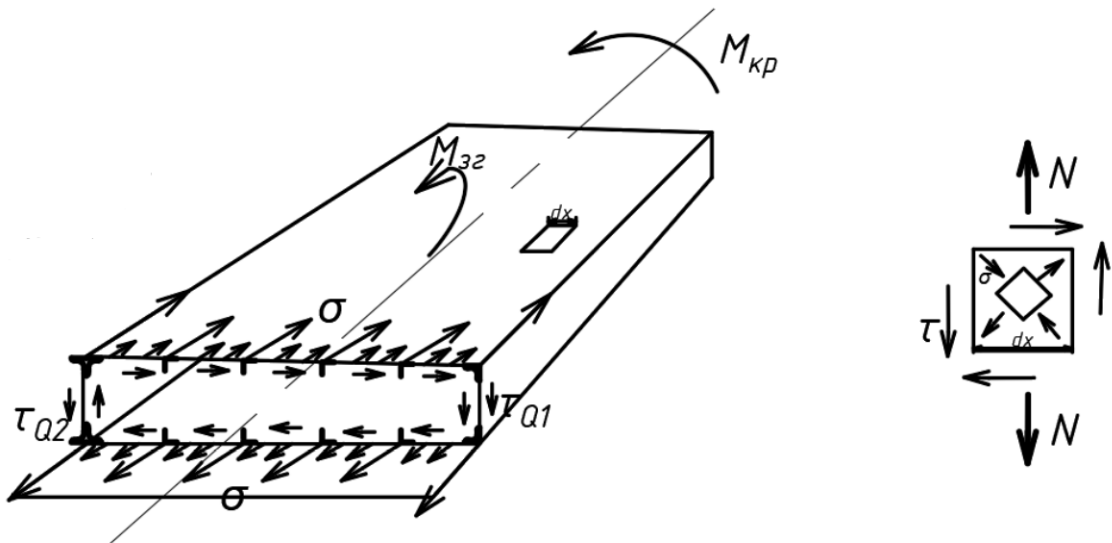


Рис.3.2.1. Розрахункова схема кесону ВО.

3.2.1. Визначення нормальних напружень в панелі ВО

Панель, яка є об'єктом курсового проекту, знаходиться в міжлонжеронному просторі, тобто є частиною кесонної конструктивно силової схеми. Розглянемо роботу відсіку кіля. Від дії згинального моменту в елементах панелей можуть виникнути осьові зусилля. Сума осьових зусиль на плече H_{cp} створює пару сил, що урівноважує момент в перерізі.

Це плече також є відстанню між центрами мас редукованих площ панелей кіля :

$$H_{cp} = \frac{H_1 + H_2}{2};$$

де H_1 , H_2 – відстані між центрами тяжіння поясів першого та другого лонжеронів відповідно. $H_1 = 750$ мм, $H_2 = 565$ мм.

$$H_{cp} = \frac{750 + 565}{2} = 657,5 \text{ мм.}$$

Визначаємо сили що діють на панелі:

$$N = \frac{M}{H_{cp}};$$

										Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

$$N = \frac{257752}{0,6575} = 392018 \text{ кг}$$

Для панелі працюючої на стиск нормальні напруження рівні:

$$\sigma = \frac{N}{F_{p-}};$$

де F_{p-} – редукована площа стиснутої панелі.

Редукована площа стиснутої панелі розраховується за допомогою введення коефіцієнта редукації, який характеризує частину моменту, що сприймають пояси лонжеронів. Для випадку що розраховується, вирішено прийняти, що лонжерони сприймають 80% навантаження, а обшивка – 20%. В розрахунку мається на увазі, що в площу обшивки входять площі стрингерів, тобто навантаження сприймається обшивкою та стрингерами разом, а їх площа в розрахунках сумарна.

Панель з товщиною $t = 1\text{мм}$, налічує тринадцять стрингерів кутникового перерізу, площа кожного з них дорівнює $F_k = 541 \text{ мм}^2$. Площа обшивки $F_o = 1850 \text{ мм}^2$.

Редукована площа обшивки розраховується як сума площ стрингерів і безпосередньо обшивки, помножена на коефіцієнт редукації $\chi_- = 0,8$:

$$F_{p-} = (nF_k + F_o) \cdot \chi_-$$

$$F_{p-} = (7033 + 1850) \cdot 0,8 = 7106,4 \text{ мм}^2$$

Таким чином нормальні напруження на панелі дорівнюють:

$$\sigma = \frac{392018}{7106,4} = 55,16 \frac{\text{кг}}{\text{мм}^2}.$$

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

3.2.2. Визначення дотичних напружень в панелі ВО

Дотичні напруження в панелі викликані роботою замкнутого контуру обшивки та стінок лонжеронів на кручення. Дотичні напруження розраховуються наступним чином:

$$\tau = \frac{M_{кр}}{2B \cdot H_{ср} \cdot \delta_0};$$

де

$M_{кр}$ – крутний момент в даному перерізі, $M_{кр} = 49118000$ кг · мм.

B – відстань між лонжеронами, $B = 1850$ мм.

$H_{ср}$ – відстань між центрами мас редукованих площ панелі, $H_{ср} = 657,5$ мм.

δ_0 – товщина обшивки, розрахована з відношень товщини приведеної обшивки та редукованого коефіцієнту обшивки, $\delta_0 = 1$ мм.

$$\tau = \frac{49118000}{2 \cdot 1850 \cdot 657,5 \cdot 1} = 20,2 \frac{\text{кг}}{\text{мм}^2}.$$

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

Висновок до розділу 3

Вертикальне оперення розраховується з врахуванням кесонної конструктивно силової схеми. Навантаження в конструкції виникає від аеродинамічних та масових сил. Так як масові сили є значно меншими ними можна знехтувати. Розрахунок навантажень проводиться при здійсненні літака маневру, тобто відхиленні керма напрямку. Проведений розрахунок зобразив розподіл сил та моментів по довжині стабілізатора. Максимальне навантаження на кілі в місці кріплення до фюзеляжу.

Навантаження що діють на ВО сприймаються елементами конструкції і передаються на вузли його кріплення. Послідовність передачі навантажень наступна: аеродинамічне навантаження сприймається обшивкою, через кріплення передаються на стрингери та нервюри, після чого нервюри передають зосереджені навантаження на стінки лонжеронів. Обшивка підкріплена стрингерами при цьому працює на розтяг-стиск, стінки лонжеронів на зсув, а в полках виникає осьова сила. Кесон кіля сприймає крутий момент, тобто обшивка також працює на зсув.

Панель, що розраховується, знаходиться в міжлонжеронному просторі. Зусилля від згинального моменту в кілі розподіляються на лонжерони і обшивку в відношення 4:1.

Нормальні напруження в панелі виникають від розтягу – стиску та розраховані з міркувань що в площу обшивки входить площа стрингерів, також в розрахунок введено коефіцієнт редукції, який і характеризує частку сприйнятого моменту обшивкою.

Дотичні напруження виникають в результаті роботи замкнутого контуру обшивки та стінок лонжеронів на кручення.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

4. Визначення напружено-деформованого стану ортогонально розташованих двошарових композиційних матеріалів

Для покращення масових та аеродинамічних характеристик конструкції доцільно виготовляти панелі несучих поверхонь літака з композиційних матеріалів.

Композиційні матеріали – неоднорідні суцільні матеріали як створенні в результаті поєднання двох та більше компонентів з чітко вираженою границею розподілу. Композиційні матеріали складаються з наповнювача, який є високоміцним та орієнтованим в визначеному напрямку та матриці. Поведінка цих матеріалів залежить від співвідношення властивостей армуючих елементів та матриці. Також на властивості матеріалів впливає міцність зв'язку між складовими композиційного матеріалу. Для надання матеріалам високої ефективності та працездатності необхідно зробити правильний вибір вихідних компонентів, також дуже важливою є технологія виготовлення, яка і задовольняє міцний зв'язок між елементами.

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 $\theta^1 = 90^\circ$ (рис.4.1).

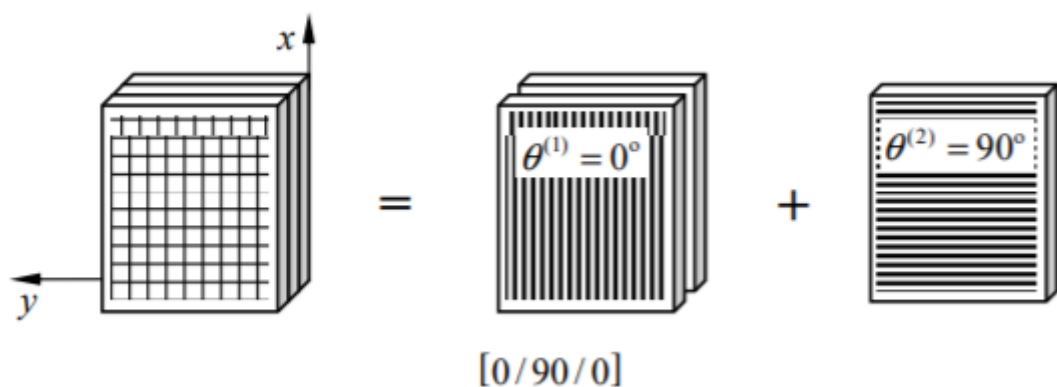


Рис.4.1. Ортогонально армовані матеріали.

4.1. Вихідні дані для проектування двошарового КМ.

Обґрунтування вибору складових композитних матеріалів

Основні напруження, що виникають при дії зовнішніх навантажень в волокнистих композиційних матеріалах сприймають високоміцні та високомодульні волокна. Ці волокна також надають міцність та жорсткість конструкції. Податлива матриця заповнює простір між волокнами та забезпечує, в результаті своєї жорсткості, спільну роботу окремих волокон. Поведінка композитів визначається наступними параметрами: міцністю армуючих волокон, жорсткістю матриць та міцністю зв'язків на границі матеріалу.

Волокна повинні задовольняти експлуатаційні та технологічні вимоги. Тому вибір типу волокон прямо впливає на характеристики матеріалів. Основними типами волокон є : скляні, вуглеводні та борні.

1. Скляні волокна.

Виготовлюються з розплавленої скляної маси за допомогою витягування струменю на виході з фільтера. Міцність композитних матеріалів набагато більша за міцність реальних матеріалів. Границя міцності після витяжки скляних волокон складає 2-6 ГПа та визначається умовами витяжки, головним складом скломаси, подальшою обробкою. При виготовленні композитних елементів конструкції скляні волокна мають форму ниток. Основними перевагами таких волокон є висока міцність на розтяг-стиск, невисока ціна сировини та технічного процесу, технологічність. Недоліками скляних волокон є низький модуль пружності та низька теплостійкість.

2. Вуглецеві волокна.

Вуглецеві волокна є полікристалічними речовинами, в яких високий ступінь орієнтації структури. Початковим продуктом вуглецевих волокон є органічні волокна, що карбонізують без розплавлення. Процес виготовлення передбачає послідовний температурний та механічний вплив на початкові

						<i>ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ</i>	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата			

волокна, в результаті зростає вміст карбону та графіту, що приводить до удосконалення структури.

Границя міцності вуглецевих волокон знаходиться в діапазоні 2-3,5 ГПа і залежить від умов отримання та типу сировини. Вуглецеві волокна, в якості армуючих матеріалів, застосовуються в вигляді джгутів, стрічок та тканин. В порівнянні з скляними волокнами вуглецеві волокна мають гірші технологічні характеристики, є більш крихкими та мають погану сумісність з матричними матеріалами.

Перевагами вуглецевих волокон є висока жорсткість та теплоємність порівняно з скловолокнами.

3. Борні волокна.

Борні волокна отримуються за допомогою осадження бора на нагріту вольфрамову нитку діаметром від 12 до 16 мкм. В результаті такого процесу навколо нитки утворюється оболонка з бору, що частково реагувала з вольфрамом. Границя міцності таких волокон лежить в діапазоні від 2 до 4 ГПа. Борні волокна набагато краще працюють на стиск, тому що мають високу чутливість до концентраторів напружень. Борні волокна мають вигляд моноволокон, комплексних ниток та стрічок.

Борні волокна мають гарну сумісність з різними видами матриць. Головна перевага таких волокон це висока жорсткість і міцність на стиск. Недоліками борних волокон є: крихкість, що пояснює низьку технологічність та висока ціна.

Матричні матеріали забезпечують монолітність композиту, фіксують форму та взаємне розміщення армуючих волокон. В результаті виду матриці відбувається розподіл діючих напружень по об'єму матеріалу та забезпечується рівномірність навантаження на волокно та перерозподіл при руйнуванні частини волокна. Матеріали матриці повинні задовольняти наступні умови: добре змочування волокна матриці в процесі просочення, можливість попереднього виготовлення напівфабрикату з наступним

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

виготовленням з них деталей, якісне з'єднання шарів композитів в процесі формування.

Нині широко поширені наступні волокнисті композити на основі полімерної та металічної матриці.

1. Термореактивні полімерні матриці.

Складовими матриці є смоли, затверджувачі, каталізатори, розчинники, які вводяться для зменшення в'язкості і покращення просочення армуючих елементів. В початковому стані складові частини є в'язкою рідиною, яка в результаті полімеризації при нормальній чи підвищеній температурі стають твердими і переходять в нерозчинну і неплавку матрицю.

2. Термопластичні полімерні матриці.

Дані матричні матеріали розплавляються при нагріві та твердіють при охолодженні. За своїми механічними властивостями є хімічно стійкими та герметичними. Недоліками таких матеріалів матриць є яскраво виражена залежність властивостей від температури, низька теплостійкість.

3. Металічні матриці.

Такі матеріали виготовляють з високо модульних борних або вуглецевих волокон та пластичної металічної матриці. Зазвичай матеріалом матриць є алюмінієві сплави, тому що вони можуть бути оброблені різними способами пластичної деформації, лиття та інші.

В дипломному проекті проведемо розрахунок панелі з композитного матеріалу який має металічну матрицю з вуглецевими волокнами та композитного матеріалу який має металічну матрицю з борними волокнами.

Для правильного вибору волокон матеріалу необхідно знайти експлуатаційні напруження в кожному шарі композиційного матеріалу.

Вихідними даними для розрахунку беремо напруження що виникають в панелі. Дані напруження виразимо через потоки напружень, тобто поможемо напруження на товщину на яку вони розподілені. Розрахункова схема

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

навантажень показана на рис.4.1.1. Потоки напружень на схемі позначаються:
 N_x , N_y , q_{xy} .

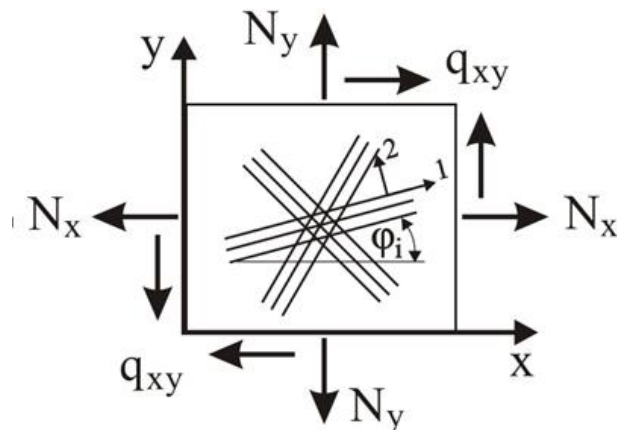


Рис. 4.1.1. Розрахункова схема навантаження шаруватого КМ.

Розраховані потоки напружень:

$$N_x = 99,295 \text{ кг/мм}$$

$$N_y = 19,859 \text{ кг/мм}$$

$$q_{xy} = 20,19 \text{ кг/мм}$$

4.2. Розрахунок експлуатаційних навантажень в шарах обшивки.

Шаруваті композиційні матеріали, в процесі експлуатації, навантажуються комбінаціями нормальних та зсувних напружень. В результаті різної орієнтації волокон, в кожному шарі матеріалу виникає різний напружено-деформований стан. Пружинні характеристики шарів також різні. Напруження в шарах і визначають міцність та властивості матеріалів.

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

Ортогонально армовані композиційні матеріали містять два типи шарів з кутами армування $\varphi_1 = 0^\circ$ і $\varphi_2 = 90^\circ$. Визначимо експлуатаційні напруження в матеріалі.

Методика розрахунку складається з наступних частин:

1. Обчислення коефіцієнтів жорсткості пакету композитних матеріалів.
2. Розрахунок пружних констант для шарів в системі координат x - y .
3. Визначення середніх напружень по товщині композиту.
4. Знаходження загальних деформацій композитного пакета.
5. Обчислення лінійні та зсувні деформації для кожного з шарів в зв'язаній координатній системі.
6. Визначення експлуатаційних напружень кожного шару в зв'язаній системі координат.

Визначившись з методикою, проведемо наступні розрахунки для композитного пакету.

1. Обчислимо коефіцієнти жорсткості композитного пакету.

Для випадку різних пружних характеристик шарів в напрямку координатних осей 1 і 2 .

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

$$B_{11} = \delta_1 \bar{E}_{1(1)} + \delta_2 \bar{E}_{2(2)};$$

$$B_{22} = \delta_1 \bar{E}_{2(1)} + \delta_2 \bar{E}_{1(2)};$$

$$B_{12} = \delta_1 \bar{E}_{1(1)} \mu_{21(1)} + \delta_2 \bar{E}_{1(2)} \mu_{21(2)};$$

$$B_{33} = \delta_1 \bar{G}_{12(1)} + \delta_2 \bar{G}_{12(2)};$$

де

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

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

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

$\bar{E}_{1(1)}, \bar{E}_{2(1)}$ – приведені модулі пружності першого роду (модулі Юнга) 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 (модулі Юнга) 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 (модуль зсуву) 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 (модуль Юнга) шарів має значення :

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

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

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

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

де

						ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата			

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

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

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

$\mu_{12(1)}$ – коефіцієнт Пуассона шару з кутом армування $\varphi_2 = 90^\circ$, в випадку прикладання головного навантаження по осі 2.

Коефіцієнт Пуассона знаходиться наступним чином:

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

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

де

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

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

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

У випадку коли пружні характеристики матеріалу шарів однакові в напрямках координатних 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 (модуль Юнга) шарів обчислюються:

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

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

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

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

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

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

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 за формулою:

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

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

2. Проведемо 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:

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

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

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

При однакових пружних характеристиках шарів в напрямку координатних осей 1 та 2, константи знаходяться наступним чином:

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. Знайдемо 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 – погонні зусилля розтягу або стиску.

q_{xy} – погонні зусилля зсуву.

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

4. Знаходження загальних деформацій композитного пакету:

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

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

										Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

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

де

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

Відносна лінійна деформація в напрямку осі 1:

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

Відносна лінійна деформація в напрямку осі 2:

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

Зсувна деформація в площині 12:

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

6. Експлуатаційні навантаження в кожному шарі системи координат:

Нормальні напруження по 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 по осі 1 для другого шару:

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

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Нормальні напруження по 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 по 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 в площині 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 по осі 1 для першого шару:

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

Нормальні напруження по осі 1 для другого шару:

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

Нормальні напруження по осі 2 для першого шару:

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

Нормальні напруження по 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 4.2.1

Матеріали волокон	N _x , кг/мм	N _y , кг/мм	q, кг/мм	δ ₁ , мм	δ ₂ , мм	E _в , кг/мм ²	E _м , кг/мм ²	V _в	G ₁₂ , кг/мм ²	μ _в	μ _м
Вуглецеві	19,9	99,3	20,2	1,2	0,6	30000	2000	0,7	400	0,2	0,27
Борні	19,9	99,3	20,2	1,2	0,6	37000	6000	0,7	500	0,23	0,27

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ						Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата							

Дані отримані в розрахунках використовуючи наведені формули занесені до таблиці 4.2.2 – перший шар складають вуглецеві волокна, другий шар – борні.

Таблиця 4.2.2

Експлуатаційні напруження та відносні деформації в композитному матеріалі, де перший шар складають вуглецеві волокна, а другий – борні

E_1 , кг/мм ²	E_2 , кг/мм ²	μ_{12}	μ_{21}	\bar{E}_1 , кг/мм ²	\bar{E}_2 , кг/мм ²	B_{11} , кг/мм	B_{12} , кг/мм	B_{22} , кг/мм	B_{33} , кг/мм
21600	14509,8	0,25	0,17	22538,7	15140,4	36130,7	9047,9	31691,7	780

Продовження Таблиці 4.2.2.

E_x , кг/мм ²	E_y , кг/мм ²	G_{xy} , кг/мм ²	μ_{xy}	μ_{yx}	σ_x , кг/мм ²	σ_y , кг/мм ²	τ_{xy} , кг/мм ²	ϵ_x	ϵ_y	γ_{xy}
19265,4	16898,4	400	0,21	0,19	11,03	55,16	11,22	0,00	0,00	0,03

Продовження Таблиці 4.2.2.

Деформації в 1-м шарі			Деформації в 2-м шарі		
$\epsilon_{1(1)}$	$\epsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\epsilon_{1(2)}$	$\epsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$
-0,00004	0,00314	0,02804	-0,00004	0,00314	0,02804

Продовження Таблиці 4.2.2.

Напруження в 1-м шарі, кг/мм ²			Напруження в 2-м шарі, кг/мм ²		
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$
10,93	47,42	11,22	70,66	11,23	-11,22

В таблиці 4.2.3 наведено результати розрахунків для композитного матеріалу перший та другий шар якого складають вуглецеві волокна.

										Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Таблиця 4.2.3

Експлуатаційні напруження та відносні деформації в композитному матеріалі, де перший та другий шар складають вуглецеві волокна.

E_1 , кг/мм ²	E_2 , кг/мм ²	μ_{12}	μ_{21}	\bar{E}_1 , кг/мм ²	\bar{E}_2 , кг/мм ²	B_{11} , кг/мм	B_{12} , кг/мм	B_{22} , кг/мм	B_{33} , кг/мм
21600	5769, 2	0,22 1	0,05 9	1655789, 2	5845, 5	1990454, 3	175927, 6	1000488, 1	960

Продовження Таблиці 4.2.3.

E_x , кг/мм ²	E_y , кг/мм ²	G_{xy} , кг/м м ²	μ_{xy}	μ_{yx}	σ_x , кг/м м ²	σ_y , кг/м м ²	τ_{xy} , кг/м м ²	ϵ_x	ϵ_y	γ_{xy}
1088621, 6	547188, 1	400	0,17 6	0,08 8	11,03	55,16	11,22	0,0000 01	0,0000 99	0,0280 42

Продовження Таблиці 4.2.3.

Деформації в 1-м шарі			Деформації в 2-м шарі		
$\epsilon_{1(1)}$	$\epsilon_{2(1)}$	$\gamma_{12(1)}$	$\epsilon_{1(2)}$	$\epsilon_{2(2)}$	$\gamma_{12(2)}$
0,0000012	0,0000990	0,0280421	0,0000990	0,0000012	-0,0280421

Продовження Таблиці 4.2.3.

Напруження в 1-м шарі, кг/мм ²			Напруження в 2-м шарі, кг/мм ²		
$\sigma_{1(1)}$	$\sigma_{2(1)}$	$\tau_{12(1)}$	$\sigma_{1(2)}$	$\sigma_{2(2)}$	$\tau_{12(2)}$
11,71	0,58	11,22	164,42	0,14	-11,22

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Висновки по розділу 4

Напруження, виникаючі при дії зовнішніх навантажень в волокнистих композиційних матеріалах сприймають високоміцні та високомодульні волокна. Завдяки цим волокнам конструкція міцна та жорстка. Поведінка композитів визначається міцністю армуючих волокон, жорсткістю матриць та міцністю зв'язків на границі матеріалу.

Волокна повинні задовольняти експлуатаційні та технологічні вимоги, через це вибір типу волокон прямо впливає на характеристики матеріалів. Основними типами волокон є : скляні, вуглеводні та борні.

Після розрахунку ортогонально розташованих двошарових композиційних матеріалів, метою якого було отримання експлуатаційних навантажень на панелі, було зроблено вибір матеріалів волокон в композиційному матеріалі, з якого буде виготовлена панель ВО. Композиційний матеріал буде виготовлюватися з вуглецевих волокон.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

5. Технологія виготовлення панелей із композиційних матеріалів

Виготовлення композиційних матеріалів повинно складатися з виготовлення матричного і зміцнюючого матеріалу, а після цього їх з'єднання для отримання композиту. Особливість композиту і їх відмінність від традиційних матеріалів полягає в тому що отримання композиційного матеріалу пов'язане з виготовленням виробу, тобто композит і деталь отримується одночасно.

На даний момент основними методами виготовлення композиційних матеріалів є:

1. Контактне формування.

Метод полягає в тому що для виготовлення КМ використовуються заздалегідь підготовлені наповнювачі. Метод забезпечує високу однорідність продукції міцності, але якість виробу прямо залежить від технічних умов виготовлення. Методі в процесі виготовлення КМ поділяється на етапи: підготовчий – очищення та обезжирення поверхні матриці, нанесення розділового шару воску, нанесення захисного декоративного шару; формуючий – в матрицю закладається наповнювач, після чого іде процес формування скелету виробу, смола змішану з каталізатором наносять на матеріал; прикатка – необхідний для видалення пазирів повітря з не затверділого матеріалу. Після застигання матеріал забирають з форми та проводять механічну обробку.

Переваги методу: спосіб дешевого виготовлення продукції будь-якої форми та розміру; конструкція виробу піддається змінам, так як в виріб вводять закладні деталі і арматуру, ціна оснащення та необхідного інвентаря доволі низька; для того щоб виготовити матрицю використовується будь-який матеріал, який має властивість зберігати свої пропорції і форми.

Недоліками методу є вагомі затрати ручної праці, низька продуктивність, якість виробу напряму залежить від технологічних умов виготовлення, метод застосовується для малосерійного виготовлення.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

2. Напилення.

Спеціальна установка дозволяє нанести захисне покриття та пластик, що дозволяє попередньо не розкроювати матеріал. Спеціальне обладнання автоматично відбирає затверджувач та дози смоли, а також проводить рубку ровинга на необхідні частини. Частини нитки, після рубки, повинні потрапити в струю зв'язуючого і просочитись під час перенесення на матрицю.

Перевагами методу є: економія часу та корисних площ, за рахунок того що матеріал не потребує розкроювання; спрощується контроль над якістю продукції; вартість виробу значно нижча, за рахунок використання ровингу.

Недоліки методу: якщо зв'язуючу речовину підготовлювати невеликими дозами, при ручному формуванні стінки тари та інструменти накопичують приблизно 5% зв'язуючої речовини, що є неекономічно. Метод використовується для мало- та середньосерійного виробництва.

3. Пултрузія

Виготовлення профільних виробів із волокнистих пластиків неперервним шляхом. Інструментом для виготовлення є пултрузійна машина, яка складається з секцій для подачі армуючих матеріалів, фільтер, секцій для просочування, тянучого агрегату, блоками керування елементами що нагріваються та із секцій для обрізки. Пакування орієнтованого волокна зміцнюють в сухому стані і просочують полімерною композицією, що прокачується через сухе пакування. Така технологія забезпечує не потрапляння повітря в матеріал.

Переваги методу: вироби виготовлені методом пултрузії перевершують за своїми властивостями деталі, виготовлені методом формування; натяг та направлення волокон строго контролюються; зменшення кількості пор і затримання незмінного складу волокон в композиті. Технологія процесу вирізняється хорошими електричними, фізичним, хімічними та тепловими властивостями, високою продуктивністю.

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Недоліками методу є швидкість процесу залежить від температури та швидкості твердіння зв'язуючого. При виготовлення деталі важко надати постійний переріз по довжині, за виключенням перерізів з простою формою.

4. Намотування волокон.

Метод створює необхідну структуру наповнювача в залежності від форми і особливостей експлуатації. Максимальна міцність виробу забезпечується в результаті використання джгутів, ниток та стрічок. Цей метод є доволі простим і полягає в намотуванні армуючого матеріалу на оправу, що обертається. Матеріал обкручується навколо оправу в вигляді полос. Шари, що ідуть один за одним, можуть наноситься під одним, або під різними кутами. Зв'язуючою речовиною для армуючого матеріалу є термореактивна смола. Смола наноситься під час процесу намотки. Даний метод дозволяє отримати вироби конічної, сферичної і геодезичної форми. Перевагами методу вважають: економічність виготовлення; можливість керування відношення смоли та скла; низька маса, але висока міцність; отримані вироби не піддаються корозії та гниттю.

5. Пресування.

Процес надання необхідної форми виробу під дією високого тиску, при температурі бистрого твердіння матеріалу. В результаті дії зовнішнього тиску відбувається ущільнення матеріалу і часткова деструктуризація колишньої структури. Під час ущільнення виникає тертя між дотичними частинками матеріалу, що викликає появу теплової енергії, яка однозначно призведе до плавлення речовини, що пов'язуються. Матеріал у в'язкопластичному стані розтікається в формі під дією тиску, утворюючи цілісну і ущільнену структуру. Процес затвердіння заснований на протіканні реакції зшивання макромолекул завдяки поліконденсації між вільними групами сполучного речовини. Для реакції необхідно тепло, в процесі якого відбувається виділення низькомолекулярних, летючих речовин. Перевагою методу є висока якість

										Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

зовнішньої поверхні деталі. В результаті автоматизації техніки проводиться високий контроль, але ціна деталей майже не змінна.

6. Технологія SMC

Автоматичний метод виготовлення композитів. Процес виготовлення складається з двох стадій: перша стадія – виготовлення препрег на автоматичній конвеєрній установці; друга – переробка препрегу в готові деталі. Основа для зв'язуючого матеріалу – насичена поліефірна смола, вирізняється відносно низькою вартістю та коротким часом затвердіння. Армуючий компонент – рублене скловолокно хаотично розміщене по всьому об'єму листа. Повна автоматизація виробництва, правильний підбір складових зв'язуючої речовини, економічність при багатосерійному виробництві є головними перевагами методу.

7. Метод RTM

Метод заснований на просоченні і формуванні КМ під тиском. Зв'язуюча речовина в процесі переходить в закриту матрицю, в якій містяться наповнювачі або преформи. Армуючим матеріалом виступають різні тканини будь-якого плетіння. Зв'язуючою речовиною є смола. Конструкція матриці складається з композиційних або сталевих форм, що повторяють зовнішні форми деталей з обох сторін, а контур матриці складається з більш легкої та гнучкої конструкції. Половинки матриці з'єднуються під дією вакууму.

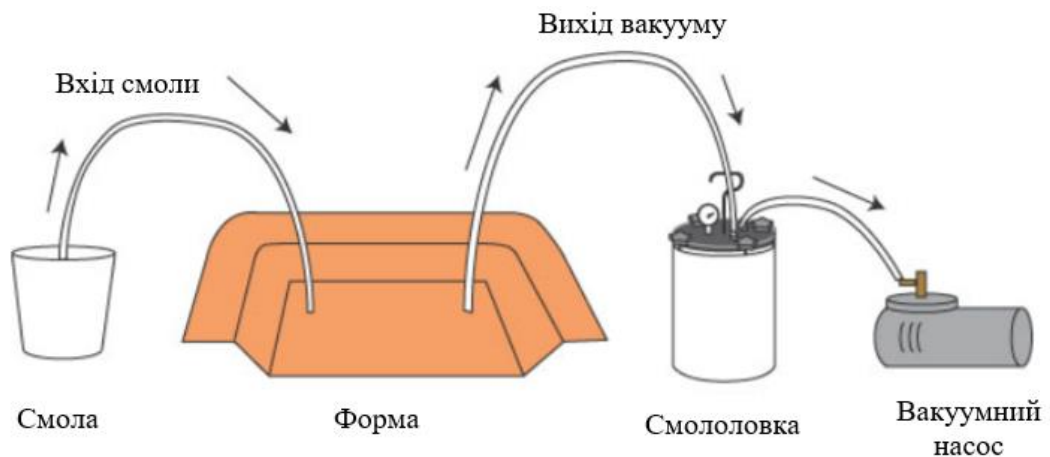
Перевага технології : автоматизоване виготовлення, екологічність використаних матеріалів, створення міцних виробів, відносно низька ціна обладнання.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

5.1. Обґрунтування вибору і технології виготовлення

Для виготовлення панелі, що є об'єктом дипломної роботи, вирішено застосовувати метод вакуумної інфузії.

Вакуумна інфузія є одним із найпоширеніших методів формування КМ та є альтернативою контактному формуванню. Метод дозволяє зменшити кількість зв'язуючої речовини та забезпечує чистоту процесу виготовлення. Загальна послідовність процесу показана на рисунку 5.2.1, а розташування елементів в формі – рис 5.2.2.



Рисунку 5.1.1. Процес вакуумної інфузії.

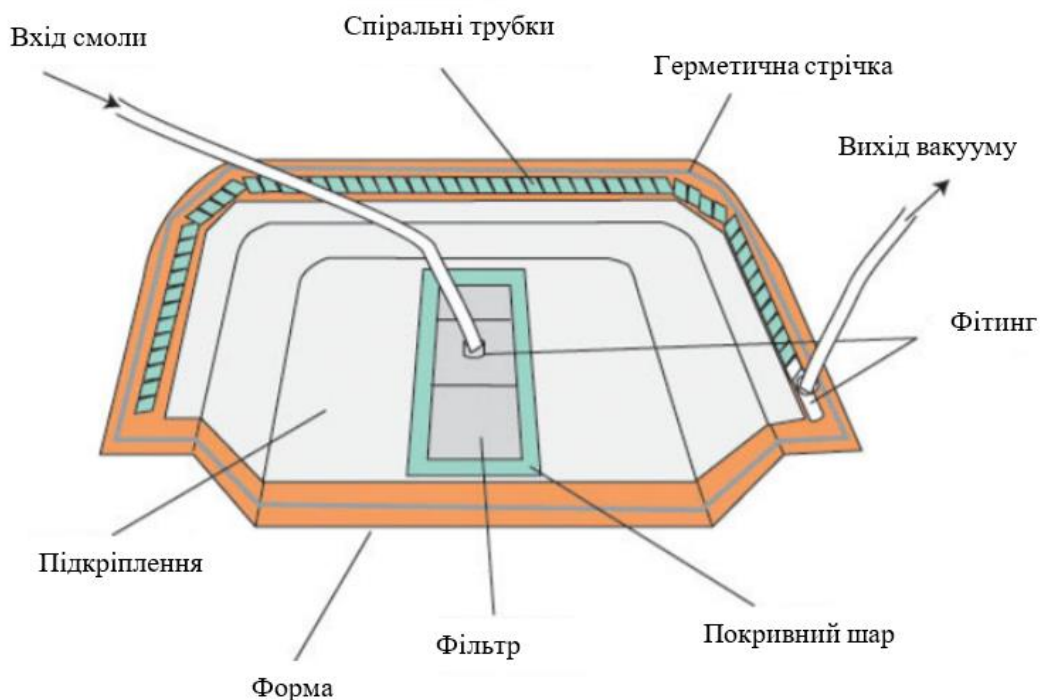


Рис.5.1.2. Розташування інструментів в формі.

Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Аркуш

Технологічний процес методу складається з розміщення заготовки в одну половину форми, після чого на форму надівається вакуумний мішок, для того щоб забезпечити герметичність. З мішка відкачується повітря, під дією від'ємного тиску в заготовку подається зв'язуючий елемент. Жорстка полімерна пластинка утворюється при закінченні процесу і затвердіння зв'язуючої речовини.

Виготовлення технологією інфузії забезпечує наступні переваги:

- економічність виготовлення – в результаті невеликих витрати на організацію виробництва, відсутності складного технологічного обладнання, набагато меншої витрати смоли, ніж при використанні контактного формування.
- екологічність – система є закритою, в результаті цього знижується викид мономерів та інших летких речовин в повітря.
- міцність виробу – в результаті того що в процесі інфузії повітря, практично повністю, видаляється з виробу.
- низька маса при високій міцності, отримується найбільш оптимальним співвідношенням волокон та зв'язуючої речовини.
- можливість більш ретельної викладки та зміни складу наповнювача, тому що формування сендвіч-структури (з наповнювача і допоміжних матеріалів) виробу проводиться до просочення зв'язуючою речовиною.
- висока якість та однорідність просочення матеріалів, зменшуються об'єми зв'язуючої речовини.
- можливість отримання ідеально гладкої поверхні незалежно від об'єму і складності форми.

Технологія вакуумної інфузії складається з наступних стадій:

1. Підготовка матриці.

Одна із найважливіших стадій, тому що від ступеня підготовки форми будуть залежати властивості виробу. Матриця повинна виготовлятися з

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ		Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата			

матеріалу, властивості якого дозволяли б витримувати різні температури та дії різних агресивних хімічних речовин.

Необхідно перевірити цілісність форми, чи є в ній отвори, тріщини, через які може проходити повітря до системи, тобто в загальному перевіряється герметичність системи. При порушенні герметичності системи відбувається формування пустот в виробі, а також відбувається зниження тиску в цілому, через ці недоліки неможливо досягти необхідного ущільнення шарів наповнювача. Для підготування форми необхідно зачистити поверхню, заповнення пор та нанесення розділювача.

2. Вкладання армуючих матеріалів.

Технологія інфузії передбачає використання досить широкого асортименту армуючих матеріалів. Для фіксації наповнювача можна використовувати різні спеціальні засоби, клейові склострічки, аерозольні клеї, хімічний склад яких підібраний таким чином, щоб компоненти клею вступали в хімічну сполуку з мономером зв'язуючого.

3. Вакуумний канал

За допомогою вакуумного насосу відбувається постійне видалення повітря з сухого наповнювача, це відбувається в вакуумному каналі. Також вакуумний канал забезпечує різницю в тиску, яка і забезпечує життєздатність процесу просочення смолою наповнювача.

Вакуумний канал розташовується по периметру форми, на відстані приблизно 25 мм від краю наповнювача, це найчастіше порожниста спіральна трубка, що має систему перехідників, для кріплення якої використовується клейка стрічка.

4. Укладання герметизуючого джгута для вакуумного мішка.

По всьому периметру форми вкладається джгут для герметизації. Процес інфузії буде залежати від ретельності вкладання герметика.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

5. Укладання покривних матеріалів.

Шар з покривних тканини має багато різних цілей, а саме: усуває нерівності поверхні, дозволяє підготувати поверхню виробу до подальшої обробки (фарбування, склеювання), а також зберегти її чистоту. Нині існують різні види покривних матеріалів: з нейлону, поліаміду, скловолокна, а також з нанесеним розділовим агентом і без.

6. Вкладання розділювальної перфорованої стрічки.

За допомогою липкої стрічки закріплюються по всій поверхні наповнювача розділові плівки.

7. Вкладання дренажу

8. Сітка для розподілу смоли.

Сітка забезпечує більш швидке транспортування смоли по поверхні наповнювача деталі, також сітка забезпечує просочення наповнювача вглиб. Сітки підрозділяються на пресовані і в'язані.

При виборі сітки спираються на наступні критерії вибору: легкість укладання, швидкість розтікання смоли; максимальна температура використання; доступність розміру.

9. Розміщення каналу розподілу смоли.

Канал для розподілу смоли це спіральна або екструдована трубка. Зазвичай канали для смоли розміщують у формі двома способами:

- паралельно, кількість підведень смоли при цьому методі має бути непарною. В даному випадку відкриваються спочатку центральний затискач, а потім по два симетрично - бічні;
- по всій поверхні у вигляді "рибного скелету".

З'єднання каналу для розподілу смоли з вакуумним резервуаром відбувається за допомогою поліетиленової трубки або вакуумного шлангу, вони з'єднуються за допомогою RIC- порту (Resin Infusion Connector).

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

Контролювання потоку смоли, а також його перекривання відбувається за допомогою затискачів.

10. Формування вакуумного мішка.

Закритий вакуумний мішок формується за допомогою прикріплення до форми вакуумної плівки за допомогою клейкого джгута та за допомогою формування складок. Необхідно щоб площа плівки була на 30-40 % більша за площу поверхні форми.

11. Перевірка герметичності

Герметичність зазвичай оцінюється за допомогою показів манометра на вакуумному резервуарі. Будь-яке відхилення стрілки манометра показує негерметичність системи, що приводить до появи повітря в наповнювачі, а це спричиняє властивості виробу.

12. Інфузія смоли.

Після перевірки герметичності, проводиться процес просочення. Спочатку з наповнювача видаляється повітря, після чого відбувається поступове просочення від центру форми до країв.

13. Видалення плівки і розформування системи.

Для завершення процесу необхідно видалити плівку, а після цього розформувати виріб.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

дефектів застосовуються відбите світло, а для виявлення під поверхневих і внутрішніх дефектів – наскрізне. Контроль проводиться в спеціально підготовлених приміщеннях. Метод дозволяє виявити повітряні бульбашки, пори, непросочені ділянки, порожнини, розшарування, сторонні включення, тріщини, подряпини.

2. Ультразвуковий метод контролю.

Контроль полягає в розповсюдженні в матеріалі ультразвукових коливань для відбиття від границі розділу двох середовищ та застосовується для виявлення тріщин. Діапазон частот, що використовуються при контролі 100КГц – 25МГц. Характер, розміри, місцезнаходження дефектів визначається за інтенсивністю та часом проходження відбитих хвиль.

При безконтактному УЗ контролі використовуються потужні лазери, для збудження хвиль. Така технологія потребує засобів безпеки про роботі.

При низькочастотних методах контролю відбувається сухий контакт перетворювача з поверхнею виробу, виявляються зони порушення з'єднань в багатосарових клеєних конструкціях з полімерних композиційних матеріалів на основі вуглецевих, борних, скляних, органічних волокон.

Акустичні методи контролю поділяють на два види: активні – використовують випромінювання і прийом акустичних хвиль, пасивні – лише приймають хвилі.

Серед активних методів розрізняють два підвиди, один з яких використовує проходження хвиль, а інший відбиває хвилі.

Серед методів проходження вирізняють:

- Тіньовий метод – заснований на зменшенні амплітуди хвилі, яка пройшла в наслідок впливу дефекту.
- Часовий тіньовий – ґрунтується на запізненні імпульсу, через огинання дефекту.
- Дзеркально тіньовий – сигнал відбитий від протилежної поверхні виробу послаблюється

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

- Велосиметричний – при наявності дефекту змінюється швидкість пружних хвиль.

До методів відбиття належать:

- Метод відлуння – фіксує сигнали відлуння від дефекту.
- Метод дзеркального відлуння – дзеркальне відбиття імпульсів відбувається від дефектів орієнтованих вертикально до контрольованої поверхні.
- Дельта метод – хвилі розсіяні над дефектом приймаються перетворювачем.

3. Радіографія.

Метод вміщує два види дефектоскопії: рентгеноскопія та гамаграфічний метод. Ці види засновані на отриманні на екрані або рентгенівській плівці зображень предмета, що піддається випромінюванню. Метод є особливо ефективним для виявлення різних порожнеч, сторонніх матеріалів, різних включень, структурних неоднорідностей, таких як пропуски, обриви армуючих елементів.

4. Термічні методи контролю.

Головна мета методу визначити відмінності в поширенні теплових потоків для виявлення дефектів в структурі матеріалу. Температура поверхні реєструється радіометрами. На прикладі армованого пластика, при відсутності дефектів, розсіяння тепла відбувається швидше, а ніж при наявності пошкоджень. За наявності дефектів температура поверхні в їх області більша. З даних вимірів, будується температурні профілі і визначаються температури поверхонь, що показують характер структури матеріалу.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

Висновок до розділу 5

В п'ятому розділі дипломного проекту було розглянуто існуючі технології виготовлення композиційних матеріалів. Створення КМ повинно складатися з виготовлення матричного і зміцнюючого матеріалу, а після – їх з'єднання для отримання необхідної деталі.

На даний момент основними методами виготовлення композиційних матеріалів є: контактне формування, напилення, пултрузія, намотка, пресування, технологія SMC, метод RTM.

Метод вакуумної інфузії вибрано методом виготовлення панелі, тому що він є одним із найпоширеніших методів формування КМ та є альтернативою контактному формуванню. Метод дозволяє зменшити кількість зв'язуючої речовини та забезпечує чистоту процесу виготовлення.

Технологічний процес методу складається з розміщення заготовки в одну половину форми, після чого на форму надівається вакуумний мішок, для того щоб забезпечити герметичність. З мішка відкачується повітря, під дією від'ємного тиску в заготовку подається зв'язуючий елемент. Жорстка полімерна пластинка утворюється при закінченні процесу і затвердінні зв'язуючої речовини.

Виготовлення технологією інфузії забезпечує наступні переваги: економічність виготовлення, екологічність, міцність виробу, низька маса, можливість більш ретельної викладки та зміни складу наповнювача, висока якість та однорідність просочення матеріалів, можливість отримання ідеально гладкої поверхні незалежно від об'єму і складності форми.

Також в розділі надано опис основних інструментів, що застосовуються при виготовленні деталей. Такими інструментами є вакуумний насос, вакуумний регулятор, вакуумний манометр, вакуумметр з колектором.

При виготовленні та експлуатації деталей з КМ виникають різні дефекти, які доцільно виявляти неруйнівними методами контролю виробів.

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

Висновок

В бакалаврській роботі була проведена оптимізація конструкції панелі кіля вертикального оперення літака Ан-10. Панель необхідно було виготовити з двошарового ортогонально орієнтованого композиційного матеріалу.

Під час виконання роботи були розв'язані наступні задачі. Було проведено аналіз характеристик існуючих схем вертикального оперення, а також було проведено огляд існуючих конструкцій літаків, що мають композиційні матеріали в конструкції оперення. Також було проведено порівняння монолітних та збірних панелей, розглянуті їх переваги та недоліки.

Першим кроком розрахунку було визначення навантажень на ВО від маневру. Після отримання значень перерізуючого зусилля, згинального і крутного моментів, та побудови епюр цих навантажень, було визначені нормальні та дотичні навантаження, що сприймаються безпосередньо обшивкою. За результатами розрахунку нормальні навантаження що сприймає панель $\sigma = 55,16 \frac{\text{кг}}{\text{мм}^2}$, а дотичні – $\tau = 20,2 \frac{\text{кг}}{\text{мм}^2}$.

З даних про діючих навантажень було проведені розрахунки 2 можливих комбінацій двошарового ортогонально орієнтованого КМ на основі вуглецевих і борних волокон. Результатом розрахунків є те що для даної конструкції достатньо КМ з вуглецевих волокон.

При розробленій конфігурації матеріалів в композиті, напруження що будуть виникати в першому шарі перерізу будуть наступними: нормальні напруження – $\sigma_1 = 11,71 \frac{\text{кг}}{\text{мм}^2}$, $\sigma_2 = 0,58 \frac{\text{кг}}{\text{мм}^2}$, а дотичні – $\tau = 11,22 \frac{\text{кг}}{\text{мм}^2}$; в другому шарі – $\sigma_1 = 164,42 \frac{\text{кг}}{\text{мм}^2}$, $\sigma_2 = 0,14 \frac{\text{кг}}{\text{мм}^2}$, дотичні – $\tau = -11,22 \frac{\text{кг}}{\text{мм}^2}$.

Для виготовлення панелі кіля вирішено застосовувати технологію вакуумної інфузії. Виготовлення панелі буде складатися з наступних кроків: підготовка матриці, вкладання армуючих матеріалів, побудова вакуумного каналу, вкладання герметика, укладання покривних матеріалів, вкладання розділювальної перфорованої стрічки, вкладання дренажу, устаткування сітки для розподілу смоли, розміщення каналу розподілу смоли, формування

									Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата					

ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ

вакуумного мішка, перевірка герметичності, інфузія смоли, видалення плівки і розформування системи.

Для оцінки точності деталі необхідно проводити контроль матеріалу. В дипломній роботі наведені необхідні методи для неруйнівного контролю композиційних матеріалів. До цих методів належить: візуальні методи неруйнівного контролю, ультразвуковий метод контролю, радіографія, термічні методи контролю. Ці методи контролю дозволяють визначити виробничі та експлуатаційні дефекти, до яких належать кручення, скривлення, розорієнтація волокон, риски, подряпини, вм'ятини, обриви, тріщини, надрізи, раковини, вм'ятини, дефекти ударного характеру, розшарування, розтріскування та інші.

					ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

Список використаних джерел

1. Васильев В.В., Механика конструкций из композиционных материалов, М.: Машиностроение, 1988 – 272 с.
2. Войт Е.С., Проектирование конструкций самолетов / Е.С. Войт, А.И. Едогур, З.А. Мелик-Саркисян, И.М. Алявдин, М.: Машиностроение, 1987 – 416 с.
3. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов. Учебное пособие, Харьков: ХАИ, 1986 – 478 с.
4. Егер С. М., Проектирование самолетов / С. М. Егер и др., под ред. С. М. Егера. – 3-е издание, переработанное и дополненное – М.: Машиностроение, 1983 – 616 с.
5. Житомирский Г. И., Конструкция самолетов, 2-е издание, переработанное и дополненное – М: Машиностроение, 1995 – 415 с.
6. Композиционные материалы: Справочник, гл.7, под ред. В.В. Васильева, Ю.М. Тарнопольского – М.: Машиностроение, 1990. – 256 с.
7. Композиционные материалы: Справочник, под ред. В.В. Васильева. – М.: Машиностроение, 1990 – 510 с.
8. Композиционные материалы: Справочник, под ред. Карпинос Д.М. – К.: Наукова думка, 1985 – 512 с.
9. Методичні вказівки до виконання курсового проекту з дисципліни "Конструкція літальних апаратів" для студентів за фахом 6.100101 кваліфікації «Бакалавр» кафедри приладів та систем керування літальними апаратами / В. В. Сухов. – К.: НТУУ «КПІ», 2010.
10. Орлов П.И., Основы конструирования: Справочное-методическое пособие. В 2-х кн. Кн. 2 Под ред. П.Н. Учаева – 3-е изд., исправл. – М.: Машиностроение, 1988 – 544 с.
11. Скворцов Ю. В., Конспект лекций по дисциплине «Механика композиционных материалов», 2013 – 94 с.

						<i>ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ</i>	<i>Аркуш</i>
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата			

12. Соколовський В. З., Технічне описання самолета Ан-10А/ В. З. Соколовський, Н. В. Аксенов, Ч. В. Бобрович, А. І. Житенев, А. В. Колесенок, С.А. Кондратьєв, Г. К. Пишков, Н. І. Полтавцев, Б. Е. Рубін при участі Д. Т. Мачурина і А. А. Ратнера., 1962 – 282 с.
13. Справочник по композиционным материалам, под ред. Дж. Любина. М.: Машиностроение. В двух книгах. 1988 – 579 с.
14. Технология самолетостроения: Учебник для авиационных вузов/ А.Л. Абибов, Н. М. Бирюков, В.В. Бойцов и др.. под ред. А.Л. Абибова. – 2 изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1982 – 551 с.
15. Шульженко М. Н., Конструкция самолетов, М.: Машиностроение, 1971 – 416 с.
16. Группа компаний композит. Технологии. Вакуумная инфузия (2020). <https://composite.ru/tehnologii/infusion1/>
17. Вакуумная инфузия. Пошаговое руководство (2021). https://igc-market.ru/baza-znaniy/vacuum_infusion/vakuumnaya-infuziya-poshagovoe-rukovodstvo/
18. Википедия. Свободная энциклопедия. Композитный материал (2020) https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D0%BE%D0%BC%D0%BF%D0%BE%D0%B7%D0%B8%D1%82%D0%BD%D1%8B%D0%B9_%D0%BC%D0%B0%D1%82%D0%B5%D1%80%D0%B8%D0%B0%D0%BB.
19. Применение композиционного материала в мировом самолетостроении (2017) https://studwood.ru/1925602/tovarovedenie/primenenie_kompozitsionnogo_materiala_mirovom_samoletostroenii

						ВЛ7220.10.00.0000 ПЗ	Аркуш
Зм.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата			