

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний університет «Запорізька політехніка»

Факультет будівництва, архітектури та дизайну  
(повне найменування інституту, факультету)

Кафедра «Композиційні матеріали, хімія та технології»  
(повне найменування кафедри)

## ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА

до дипломного проекту (роботи)

магістра  
(ступінь вищої освіти)

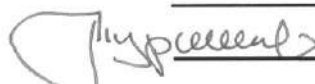
на тему: **ЗАСТОСУВАННЯ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ  
МАТЕРІАЛІВ ПРИ ПРОЄКТУВАННІ ДЕТАЛЕЙ ТА  
СКЛАДАЛЬНИХ ОДИНИЦЬ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

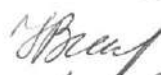
Виконав: студент 2 курсу, групи БАД-212м


Спеціальності 132 «Матеріалознавство»

(код і найменування спеціальності)

Освітня програма (спеціалізація): «Композиційні  
та порошкові матеріали, покриття»

 ТУРШИН Володимир  
(прізвище та ініціали)

 Керівник: к.т.н., доц. ШИРОКОБОКОВА Наталія  
(прізвище та ініціали)

 Рецензент: д.т.н., проф. ПАВЛЕНКО Дмитро  
(прізвище та ініціали)

2023

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
 Національний університет «Запорізька політехніка»

Факультет Будівництва, архітектури та дизайну  
 Кафедра Композиційних матеріалів, хімії та технологій  
 Ступінь вищої освіти магістр  
 Спеціальність 132 Матеріалознавство  
(код і найменування)  
 Освітня програма (спеціалізація) Композиційні та порошкові матеріали, покриття  
(назва освітньої програми (спеціалізації))

**ЗАТВЕРДЖУЮ**  
 Завідувач кафедри КМХТ  
Олександр МІТЯЄВ  
 « 17 » 10 2023 року

**З А В Д А Н Н Я**  
 НА ДИПЛОМНИЙ ПРОЄКТ (РОБОТУ) СТУДЕНТА(КИ)

ТУРШИН Володимир Олексійович

(ПРИЗВИЩЕ, ім'я, по батькові)

1. Тема проекту (роботи) Застосування полімерних композиційних матеріалів при проектуванні деталей та складальних одиниць повітряних суден

керівник проекту (роботи) Широкобокова Наталія Вікторівна

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

затверджені наказом закладу вищої освіти від « 17 » 10 2023 року № 391

2. Строк подання студентом проекту (роботи) \_\_\_\_\_

3. Вихідні дані до проекту (роботи) технічне завдання

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити) 1. Аналіз впровадження полімерних композиційних матеріалів в агрегатах. ЛА. 2. Матеріали та методики дослідження . 3. Дослідження щодо розробки носової частини фюзеляжу із КМ.

5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень, кількість слайдів, плакатів)

## 6. Консультанти розділів проекту (роботи)

Розділ	ПРИЗВИЩЕ, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	прийняв виконане завдання
1	Широкобокова Н.В.		
2	Широкобокова Н.В.		
3	Широкобокова Н.В.		
Нормо-контроль	Савченко В.О.		

7. Дата видачі завдання « \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2023 року.

## КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломного проекту (роботи)	Строк виконання етапів проекту (роботи)	Примітка
1	Літературний огляд	01.11.2023	
2	Визначення методики проведення експериментів та матеріалів	06.11.2023	
3	Проведення експериментальних досліджень та розрахунків	11.12.2023	
4	Оформлення пояснювальної записки	26.12.2023	
5	Оформлення презентаційного матеріала	22.01.2024	

Студент(ка)

Володимир ТУРШИН

(підпис)

(ім'я ПРИЗВИЩЕ)

Керівник проекту (роботи)

Наталія ШИРОКОБОВОКА

(підпис)

(ім'я ПРИЗВИЩЕ)

## РЕФЕРАТ

Робота складається з 62 сторінок, 31 рисунка, 5 таблиць, 24 джерел.

Об'єкт досліджень – агрегат ПС, який розроблений за технологією виготовлення конструкцій із ПКМ.

Мета роботи – розробка носової частини фюзеляжу вертольоту із полімерних композиційних матеріалів.

Метод дослідження – комплексний з використанням стандартних методик, що викладені в нормативній літературі.

У дипломній роботі комплексно вирішуються питання, пов'язані з розробкою нових вузлів габаритних конструкцій фюзеляжу ЛА, розроблених із застосуванням технологій ПКМ, на заміну вузлів, виготовлених із алюмінієвих сплавів.

Виконана дипломна робота включає такі складові: літературний огляд технічної інформації за темою дипломної роботи; аналіз факторів, які приводять до деградації властивостей металевих деталей планеру ЛА в процесі експлуатації ПС, аналіз типів КМ, які можуть застосовуватися у складі ЛА, технологій пов'язаних з їх формуванням, питання особливостей збирання у складі планеру ЛА, складових частин, виготовлених із ПКМ, методика розробки габаритних деталей фюзеляжу із ПКМ, проведення необхідних розрахунків.

ПОЛІМЕР, КОМПОЗИТ, СПОЛУЧНИК, ЗРАЗОК, МІЦНІСТЬ, ВТОМА, КОРОЗІЯ, ДЕФОРМАЦІЯ, ПРОЄКТУВАННЯ

## ABSTRACT

The work consists of 63 pages, 31 figures, 5 tables, 24 sources.

The object of research is an aircraft unit developed using the technology of manufacturing structures from PCM.

Purpose – to develop a helicopter fuselage nose section made of polymer composite materials.

The research method is complex with the use of standard methods described in the regulatory literature.

The thesis comprehensively addresses the issues related to the development of new components of the overall structures of the aircraft fuselage, developed using PCM technologies, to replace components made of aluminium alloys.

The completed thesis includes the following components: literature review technical information on the topic of the thesis; analysis of factors that lead to degradation of the properties of metal parts of the aircraft airframe during the operation of the aircraft, analysis of the types of CM that can be used in the aircraft, technologies related to their formation, issues of peculiarities of assembly as part of the aircraft airframe, components made of PCM, methodology for developing dimensional parts of the fuselage from PCM, and the necessary calculations.

POLYMER, COMPOSITE, BINDER, OBSTRUCTION, DURABILITY,  
FLEXIBILITY, CORROSION, DEFORMATION, DESIGN

## ЗМІСТ

Перелік скорочень, умовних познач, одиниць і термінів.....	7
Вступ.....	8
Розділ 1. Аналіз впровадження полімерних композиційних матеріалів в агрегатах ЛА .....	10
1.1 Опис об'єкту дослідження та перспективи його модернізації.....	10
1.2 Аналіз технологічності конструкції планеру вертольоту.....	12
1.3 Аналіз впливу експлуатаційних навантажень на конструкцію ЛА.....	14
1.4 Аналіз впливу корозійних процесів на конструкцію ЛА.....	16
1.5 Полімерні композиційні матеріали, що застосовуються у АТ.....	21
1.6 Застосування КМ у вертолітних конструкціях .....	22
1.7 Методи формування виробів із ПКМ.....	25
1.8 Особливості збирання конструкцій, що містять СЧ з ПКМ.....	30
Розділ 2 Матеріали та методики дослідження.....	33
2.1 Загальні положення.....	33
2.2 Методика проведення газодинамічного розрахунку елементів фюзеляжу.....	34
Розділ 3 Дослідження щодо розробки носової частини фюзеляжу із КМ....	40
3.1 Розробка математичної моделі модернізованого вузла.....	40
3.2 Вибір матеріалів і обґрунтування параметрів конструкції із ПКМ....	43
3.3 Розрахунок конструкції на міцність.....	45
3.4 Розробка конструктивно-силової схеми вузла .....	51
3.5 Розробка технології виготовлення кабіни пілотів із ПКМ.....	55
3.6 Методи контролю конструкції із ПКМ у виробництві .....	57
Висновки.....	59
Перелік джерел посилань.....	60

## **ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І ТЕРМІНІВ**

АТ – авіаційна техніка

ІКАО – Міжнародна організація цивільної авіації (International Civil Aviation Organization, ICAO)

КВМ – коефіцієнт використання матеріалу

КД – конструкторська документація

КМ – композиційні матеріали

ЛА – літальний апарат

НД – нормативна документація

НК – неруйнівний контроль

НДС – напружено-деформований стан

ПКМ – полімерний композиційний матеріал

ПС – повітряне судно

СУ – силова установка

СЧ – складова частина

ТД – технологічна документація

ФУП – формоутворююча поверхня

CAD – computer aided design (система автоматизованого проектування)

CAM – computer aided manufacturing (система автоматизованого виробництва)

CAE – computer aided engineering (система автоматизованого моделювання)

## ВСТУП

Наразі у світі експлуатується багато типів пасажирських і транспортних вертольотів термін служби яких перевищує в 1,5 – 2 рази їх проектне значення. В той же час експлуатація даних вертольотів можлива суто за умови відповідності їх конструкції сучасним діючим вимогам норм льотної придатності та авіаційним правилам, а саме відповідності стандартам Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО), яка розробляє стандарти та рекомендації для конструювання й експлуатації повітряних суден, правила з використання устаткування, засобів зв'язку і контролю над польотами, які застосовуються у міжнародній цивільній авіації [1, 2].

Більшість вертольотів, які знаходяться в експлуатації в Україні, відносяться до літальних апаратів розробки 60...70-х років минулого сторіччя.

В той же час, потенціал технічних рішень, який був закладений під час проектування вертольоту, дозволяє здійснити комплекс заходів щодо його модернізації, а саме – застосуванню сучасних силових установок, несучих лопатей, редукторів, сучасного комплексу авіаоніки – приладового, навігаційного, радіозв'язкового обладнання.

Таким чином модернізований вертоліт, має великі перспективи у різних галузях та різних аспектах його застосування: транспортний, медичний, патрульний, тощо. В цілому, встановлення нового сучасного устаткування та модернізація вертольоту із забезпеченням різноманітного цільового призначення неможливі без зміни складу та конфігурації елементів фюзеляжу вертольоту.

Враховуючи те, що фюзеляж вертольоту Ми-2 вироблявся на виробничих потужностях польського підприємства Swidnik, і більш того, на даний час виробництво деталей та вузлів вертольоту завершено, є проблемним питанням заміни елементів фюзеляжу вертольоту.



Наразі, для будь якого підприємства, яке проводить роботи з відновлення технічного стану та проводить модернізацію вертольоту актуальною є проблема виготовлення деталей фюзеляжу, які потребують заміни з причини експлуатаційних дефектів, або які необхідно виготовляти в рамках модернізації.

Зрозуміло, що роботи з проведення модернізації вертольоту виконуються в рамках дрібносерійного та навіть одиничного виробництва, з цієї причини виготовлення деталей фюзеляжу із металевих сплавів із застосуванням традиційних технологій – штамповок, виливок, тощо, є економічно не доречним. Одним із шляхів, вирішення даної проблеми є виготовлення деталей із застосуванням нових типів матеріалів, найбільш перспективним з яких, на даний час, є створення деталей з ПКМ [3].

В даній роботі розглянуто питання щодо заміни елементів фюзеляжу, а саме носової частини фюзеляжу (кабіни пілотів), легкого вертольоту типу Ми-2, виготовлених із традиційних матеріалів (металевих сплавів), на сучасні композиційні матеріали.

## РОЗДІЛ 1

### АНАЛІЗ ВПРОВАДЖЕННЯ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ В АГРЕГАТАХ ЛА

#### 1.1 Опис об'єкту дослідження та перспективи його модернізації

Розробником вертольоту Ми-2 є Конструкторське бюро імені Міля, яке почало його проектування у 1960 року. Рішення конструювання саме такої моделі вертольоту справді стало проривом у вертольотобудуванні. Застосування двох двигунів для силової установки вертольоту залишається актуальним і на сьогоднішній день. Тим більше, що сам корпус вертольоту залишився досить легким і компактним, що призвело до підвищення швидкості польоту та збільшило вантажопідйомність машини.

Серійний випуск Ми-2 розпочався з 1965 року на польському вертолітному заводі Swidnik. Серійне виготовлення Ми-2 було завершено у 1992 року. За весь час виробництва цієї моделі було випущено понад 5,5 тисячі машин.

Вертоліт Ми-2 побудований за класичною одновинтовою схемою з рульовим гвинтом. Фюзеляж Ми-2 представлений суцільнометалевою конструкцією. У надбудові, яка виступала над фюзеляжем машини, було розміщено силову установку, яка представлена двома газотурбінними двигунами моделі ГТД-350. Кабіна пілота та пасажирів помістилася в носовій частині корпусу, де також було розміщено все бортове обладнання та акумулятори. Зовнішній вигляд вертольоту Ми-2 представлено на рисунку 1.1.

На сьогоднішній день вертоліт використовують понад два десятки країн у всіх кутках світу. Ця модель вертольоту добре себе виявила як у військових операціях, так і в цивільних галузях.

Проте на сьогоднішній день вертоліт застарів і потребує глибокої модернізації. Причини необхідності проведення модернізації вертольоту Ми-2 – моральне старіння значної частки парку легких вертольотів, що експлуатується

в Україні, в частині сучасних вимог до комплексу пілотажно-навігаційного та радіоелектронного устаткування і низький рівень комфорту пілота і пасажирів на цих вертольотах.



Рисунок 1.1 – Вертоліт Ми-2

Модернізація вертольоту є складною, багаторівневою задачею. Головними компонентами якої є встановлення нових силових установок – сучасних двигунів AI-450M-II – турбовальних двороторних двигунів, розробки «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «ПРОГРЕС» ім. академіка А.Г. Івченко» (проект з модернізації вертольоту Ми-2 до профілю Ми-2МСБ реалізовано АТ «МОТОР СІЧ»), оснащення устаткуванням, що відповідає сучасним вимогам до комплексу пілотажно-навігаційного та радіоелектронного обладнання, відповідно актуальним вимогам ІКАО, забезпечуючи встановлення: радіолокаційного навігаційного обладнання, сучасних барометричних висотомірів, авіагоризонту, гірокомпасу, тощо. Встановлення зручного салону, оснащеного сучасними кріслами пілота і пасажирів, відповідно до усіх вимог з безпеки. Слід зазначити, що правила з розміщення додаткового обладнання у кабіні пілотів, ергономічні вимоги, також викладено в авіаційних правилах, державних та галузевих стандартах України [1].

Усі вищенаведені фактори доводять, що вертоліт в результаті модернізації отримає комплекс сучасного обладнання, що одночасно тягне за собою перекомпонування розміщення внутрішнього обладнання вертольоту, з перспективою зміни об'єму та форми фюзеляжу.

## 1.2 Аналіз технологічності конструкції планеру вертольоту

Вертоліт, як об'єкт виробництва має наступні особливості:

- багатодетальність планера, пристроїв і систем;
- широка номенклатура використовуваних матеріалів;
- складність форм елементів планера;
- велика трудомісткість складально-монтажних і регулювально-випробувальних робіт (до 45% загальної трудомісткості виготовлення вертольота).

Специфіка складальних процесів полягає у виконанні великої кількості різноманітних за конструкцією нероз'ємних з'єднань за допомогою клепок, зварювання, паяння, запресовування, склеювання, розвальцьовування, тощо, високими вимогами до якості вертольоту загалом і його окремих елементів [4]. Деталі планера вертольоту відрізняються відносною тонкостінністю, легкістю, міцністю і точністю. За конструктивним оформленням та призначенням деталі планера можна розділити на п'ять груп [4]:

1. Деталі-оболонки.
2. Деталі, що утворюють жорсткий каркас планера.
3. Деталі внутрішнього обладнання.
4. Деталі механізмів зльоту, посадки та управління.
5. Деталі лопатей гвинтів вертольота.

Деталі оболонки – обшивки фюзеляжу, оперіння, залізи, обтічники можуть бути одинарної, подвійної, знакозмінної кривизни, відкритої і замкнутої

форми. Виготовляють їх із високоміцних листових матеріалів: алюмінієвих, магнієвих, титанових сплавів і корозійно-стійких сталей. Деталі-оболонки повинні з необхідною точністю повторювати теоретичні обводи фюзеляжу і мати відповідну чистоту поверхні.

Деталі каркаса – шпангоути, стрингери, полиці і стінки лонжеронів, нервюри, виготовляють із пресованих катаних профілів і листів із високоміцних алюмінієвих, магнієвих титанових сплавів. Рами частини силових шпангоутів, балки фітинги, профілі роз'ємів виготовляють зі спеціальних заготівель – кувань, штамповок і виливок із високоміцних легких сплавів і сталей. Поверхні деталей каркаса еквідистантні до теоретичних контурів перерізів повинні щільно прилягати до відповідних деталей оболонки і в поєднанні з останніми відтворювати задану аеродинамічну форму вертольоту. Контактні поверхні вузлів, що входять до конструкції монолітних деталей каркаса, мають забезпечити взаємне просторове розташування частин вертольоту. Тому їх виконують із високим ступенем точності. Зображення деталей центральної частини фюзеляжу вертольоту наведено на рисунку 1.2. Приблизно 60% деталей, що оформляють зовнішній контур (нервюри, шпангоути, стрингери, обшивки, обтічники) виготовляються різними методами листового штампування [4].

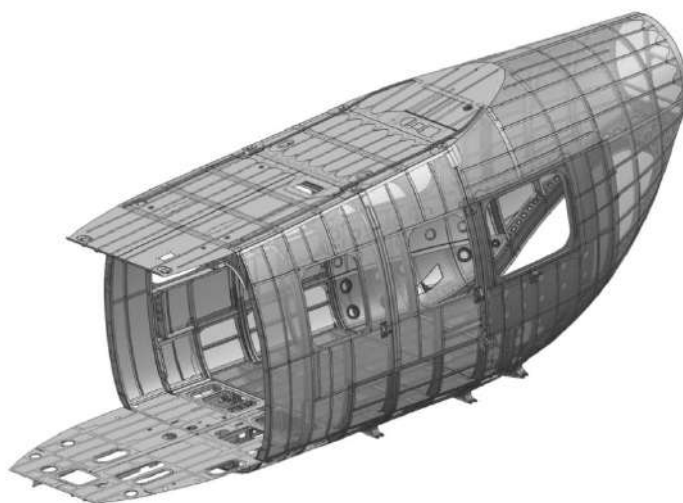


Рисунок 1.2 – Центральна частина фюзеляжу вертольоту Ми-2

### 1.3 Аналіз впливу експлуатаційних навантажень на конструкцію ЛА

Основними (але не єдиними) факторами, які принципово знижують несучу здатність конструкції ПС в процесі його експлуатації, є: втома, корозія та випадкові експлуатаційні пошкодження. В процесі експлуатації ЛА на нього діють різноманітні експлуатаційні навантаження: аеродинамічні, інерційні, вібраційні, які є неминучі і пов'язані з функціонуванням ПС [5].

Особливістю вертольоту, на відміну від літака, є й те, що навіть при стабільному режимі польоту, з постійною швидкістю на постійній висоті, конструкція вертольоту постійно сприймає циклічні навантаження від дії лопатей несучого та рульового гвинтів [5].

Такий складний характер навантаження властивий практично усім елементам вертолітних авіаконструкцій і є однією із важливіших причин накопичення втомленості матеріалів в елементах конструкцій, що може призвести до появи втомних тріщин, та навіть руйнуванню окремих елементів конструкції. Приклад втомної тріщини наведено на рисунку 1.3.

Для виконання вимог мінімізації маси конструкції ЛА широко застосовуються матеріали, які мають велику питому міцність [6]. Це алюмінієві сплави з межою міцності більше 400 МПа, титанові сплави з  $\sigma_b > 800$  МПа, сталі з  $\sigma_b > 1600$  МПа. Відомо, що збільшення міцності сплавів не супроводжується відповідним зростом опіру втоми. Для високоміцних сплавів характерні також велика чутливість до концентрації напруження та чистоти поверхні, тому відносний опір втоми елементів конструкцій із високоміцних сплавів ще нижче ніж у простих зразків матеріалів.

Ще один фактор, який визначає втомленість авіаконструкцій – це величезна кількість в елементах фюзеляжу концентраторів напружень: отворів під болти та заклепки, зварні шви і точки, переходи товщин, галтелі та прохідні вирізи під двері, вікна, люки, тощо. Усі вони є потенційними джерелами

втомлених руйнувань. Приклад втомної тріщини в місці встановлення заклепки наведено на рисунку 1.4.



Рисунок 1.3 – Втомна тріщина шпангоуту фюзеляжу



Рисунок 1.4 – Втомна тріщина стрингера фюзеляжу

## 1.4 Аналіз впливу корозійних процесів на конструкцію ЛА

Початок виробництва вертольотів типу Ми-2 відноситься до середини 60-х років минулого сторіччя. Природно, що при проектуванні та виробництві даних вертольотів для виготовлення елементів планеру застосовувалися конструкційні матеріали, які могла забезпечити авіаційна промисловість того часу. При тривалій експлуатації ЛА відбувається процес руйнування матеріалів, спричинений зовнішніми факторами, який може відбуватися під впливом хімічних агентів (наприклад, кисню, діоксиду сірки з повітря) електрохімічних агентів (руйнівний вплив розчинів електролітів, що контактують з металами) та біологічних (вплив деяких мікроорганізмів) факторів [7].

Проблема з корозією, що виникає у конструкціях ЛА – це складне явище з багатьма параметрами, що впливають на її характер і залежать від місцевого та географічного розташування, дальності польоту вертольоту, місцевого клімату та змін погоди [7]. До причин експлуатаційного характеру корозійного ураження конструкцій вертольоту належать:

- вплив атмосферних та інших факторів природних умов при тривалій експлуатації, великому напрацюванні (природне старіння, знос);
- механічні пошкодження захисних покриттів персоналом, що обслуговує авіаційну техніку;
- попадання на конструкцію різних агресивних рідин, що використовуються при експлуатації ЛА (наприклад електроліту з акумуляторних батарей при установці, мастил і т.п.)
- недбале ставлення до проведення операцій промивання внутрішніх поверхонь планера, у результаті чого промивні води потрапляють на силові елементи планера, викликаючи їх корозію);
- застосування в експлуатації для відновлення захисних покриттів, що зруйнувалися, матеріалів з недостатніми захисними властивостями або неякісне нанесення покриттів;



- вплив дії вологи на поверхню деталей (атмосферна, конденсаційна, або яка присутня у мастилі, паливі, тощо);
- вплив високих температур, які можуть викликати газову корозію або міжкристалічну корозію;
- контакт різнорідних у електрохімічному відношенні металів у місцях пошкодження захисних покриттів;
- контакт металів с гігроскопічними матеріалами (наприклад мокра тепло-звукоізоляція, повстяні прокладки, тощо);
- контакт з неметалевими матеріалами (пластмаса, шкіра, гума);
- відсутність захисного покриття;
- вплив дії агресивних рідин.

#### Елементи фюзеляжу ЛА, які схильні до корозії.

Типовим є концентрація корозії в певних зонах, які однакові для вертольотів різних типів та різних поколінь. Такими зонами є:

- підлогова частина фюзеляжу, де накопичується конденсаційна волога;
- ніша для встановлення акумуляторних батарей;
- місця кріплення стрічок металізації;
- зони, що являють собою межу між герметичною та негерметичною частинами фюзеляжу, де спостерігається перепад температур і, як наслідок, конденсація вологи;
- зовнішня поверхня обшивки планера та інші деталі, що перебувають під впливом атмосферних чинників

#### Типи корозії до яких схильне ПС.

Корозія у складі ПС носить різних характер:

- а) точкова корозія – проявляється у вигляді отворів у конструкції.

Зображення точкової корозії наведено на рисунку 1.5

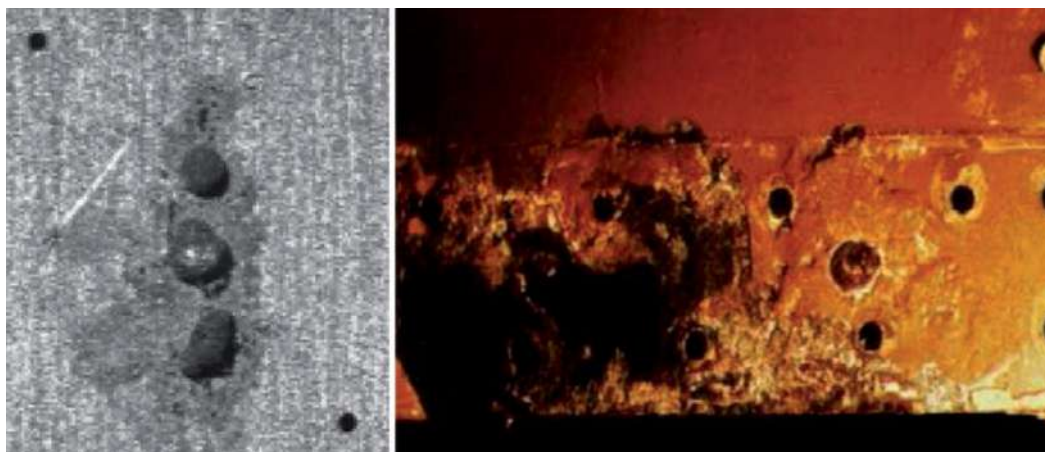


Рисунок 1.5 - Корозійні ямки на поверхні металу [8]

У більшості випадків вона утворюється в присутності хлорид-іонів ( $\text{Cl}^-$ ) при безпосередньому контакті з електролітом. Корозійні ямки можуть мати різну форму, але зазвичай вони розвиваються і ростуть вертикально і вглиб матеріалу. Ямки також можуть ініціювати механізм утворення великих втомних тріщин, що призводить до зниження міцності матеріалу [9]. Багато досліджень зосереджені на аналізі можливого впливу пітингової корозії на поширення втомних тріщин в алюмінієвих сплавах [9 - 11].

б) щілинна корозія – зазвичай локалізується в щілинах або зазорах на поверхні або місцях, де може відбуватися локальний застій конденсату і утруднена циркуляція електролітів. Наявність електролітів у просторі між двома частинами дає можливість з'єднати їх за рахунок електропровідності. Щілинна корозія може бути дуже руйнівною і може виникати в матеріалах, які за визначенням мають дуже хорошу корозійну стійкість, а також у прихованих місцях. Щілинна корозія може призвести до раптового пошкодження;

в) гальванічна корозія (біметалева корозія) – виникає, коли в системі є з'єднання двох різнорідних металів. Метали з нижчим потенціалом діють як анод (віддаючи свої іони в систему), тоді як метали з вищим електрохімічним потенціалом будуть катодами. Приклад корозії, спричиненої різницею електрохімічних потенціалів між елементами системи показано на рис. 1.7.



Рисунок 1.6 – Розшарування металу деталей фюзеляжу



Рисунок 1.7 – Корозія у місцях встановлення кріпильних елементів фюзеляжу

Механізм росту тріщини елементів фюзеляжу ПС полягає в одночасній взаємодії статичних розтягуючих напружень, корозійного середовища і металургійних факторів, насамперед хімічного складу та структури сплаву. Тріщини металу часто розвиваються з точкової або щілинної корозії [12, 13].

У 1997 р. було опубліковано результати експериментальних досліджень властивостей матеріалів ЛА фірми «Boeing» [14]. Встановлено, що за рахунок деградації поверхневих шарів обшивки довговічність матеріалу обшивки зменшується приблизно в 4 рази. Помірна корозія спричиняє збільшення швидкості зростання тріщин матеріалу.

На фірмі «Airbus» було проведено дослідження можливої деградації властивостей матеріалу обшивки фюзеляжу [15]. Матеріал обшивки 2024-TX був взятий із фюзеляжу літака A300B, який перебував в експлуатації 18 років. Властивості цього матеріалу були порівняні з властивостями плакованих листів сплаву 2024-T351, який був виготовлений 1997 р. і знаходився на складі. У роботі зроблено такі висновки:

– листи зі складу показують у порівнянні зі старими листами обшивки фюзеляжу знижені властивості, але незначно;

– листи зі складу стійкі до міжкристалітної корозії, а старі листи обшивки фюзеляжу показують високу схильність до міжкристалітної корозії.

Таким чином втома та корозія є однією з важливіших причин пошкоджень елементів планеру ЛА, що призводить до тривалих та трудомістких ремонтів, які у більшості випадків призводять до збільшення маси елементів, які ремонтуються, та зниження ефективності конструкції.

В процесі експлуатації під дією робочих експлуатаційних навантажень, дії зовнішніх факторів конструкція ЛА руйнується, витримавши певне число циклів навантаження в межах свого ресурсу – максимального часу безпечної експлуатації (без руйнувань). Агрегат, який відпрацював свій ресурс, підлягає заміні. Підприємство – виробник повинен забезпечити постачання нового вузла, агрегату.

## **1.5 Полімерні композиційні матеріали, що застосовуються у АТ**

ПКМ – це армовані матеріали на основі термореактивних полімерних зв'язувальних речовин з різними наповнювачами. Завдяки малій вазі, високій міцності та жорсткості, полімерні композиційні матеріали, армовані волокном, знаходять все більше застосування у первинних авіаційних конструкціях, де цілісність конструкції є найважливішою вимогою [6].

Застосування в авіабудуванні ПКМ як конструкційних матеріалів зумовлене:

- високою питомою міцністю, що перевершує міцність сталевих, титанових і алюмінієвих сплавів;
- меншою щільністю порівняно з щільністю металевих матеріалів, так, наприклад, модуль пружності вуглепластиків перевищує модуль пружності сталі в 1,5 раза. Межа міцності на розрив може бути більшою за 200 кг/мм<sup>2</sup>, а питома щільність знаходиться в межах 1,45-1,7 г/см<sup>3</sup>, у сталі щільність 7,85 г/см<sup>3</sup>. Органопластики мають щільність 1,25 г/см<sup>3</sup>, а міцність, реалізовану в реальних конструкціях, понад 45 кг/мм<sup>2</sup>. Міцність найкращих алюмінієвих сплавів менша або дорівнює 48 кг/мм<sup>2</sup>, а щільність дорівнює 2,85 г/см<sup>3</sup>;
- високими механічними властивостями;
- низькою чутливістю до концентрації напружень;
- здатністю до затримки поширення пошкоджень, зона пошкодження не збільшується при повторному навантаженні;
- інертністю до навколишнього й агресивного середовищ (тобто несхильність до корозії).

ПКМ, на відмінність від традиційних матеріалів (металевих сплавів), мають інший механізм руйнування при втомі під час впливу циклічних навантажень, і мають більш високий опір на втому. Значно менша, порівняно з металами, чутливість до концентраторів напружень і низька швидкість поширення в них тріщин забезпечують довговічність конструкцій із цих матеріалів.

На відміну від металевих сплавів ПКМ мають гарну міцність на розрив та стійкість до стиснення. Міцність на розрив матеріалу пояснюється його волокнистою природою. Коли прикладається сила розтягування, волокна всередині композиту вирівнюються з напрямком прикладеної сили, що забезпечує міцність на розрив. Хороший опір стиску можна пояснити властивостями адгезії та жорсткості базової матричної системи.

Композитними матеріалами можна формувати різні форми, і, за бажанням, волокна можна щільно намотувати для підвищення міцності. Корисна особливість їх полягає в тому, що вони можуть бути шаруватими, причому волокна в кожному шарі розташовуються в іншому напрямку. Це дозволяє проєктувати конструкції з унікальними властивостями. Наприклад, конструкцію можна спроектувати так, що вона буде згинатися в одному напрямку, але не в іншому.

Вельми істотним є й те, що під час виготовлення більшості виробів із ПКМ має місце поєднання технологічного процесу формування властивостей матеріалу і надання необхідної форми конструкції. Матеріал фактично формується одночасно з формуванням деталі.

В основному використовується вуглепластики (карбон) органопластики (кевлар, тварон) і склопластики. Як матеріали, що найчастіше зустрічаються, для армування композитів використовують волокна, ткані матеріали або плівки, виготовлені з вуглецю, арамідю або скла. Для виробництва високоякісних композитів як сполучник використовуються епоксидні, фенольні та поліефірні смоли [16]. Вуглепластики, маючи дуже високий модуль пружності, добре передають вібрацію, а органопластики навпаки – гасять пружні коливання. Тому від конструктора залежить де, який матеріал застосовувати. Знаючи властивості матеріалів можна створити високоміцну та легку конструкцію ЛА.

## **1.6 Застосування КМ у вертолітних конструкціях**

Широке застосування КМ у конструкціях почалося у другій половині ХХ століття. Цьому сприяли дві обставини:

- створення методів отримання тонких високоміцних волокон малої щільності;

- отримання синтетичних смол з високими механічними, адгезійними і технологічними властивостями.

Наприкінці 70-х років ХХ століття уряд США, на замовлення Військово-Повітряних Сил, за контрактом із Лабораторією прикладних технологій Армії США (U.S. Army Applied Technology Laboratory), доручив компаніям Sikorsky Aircraft і Bell Helicopters виконати програму Advanced Composite Airframe Program (АСАР) [17] з впровадження ПКМ у конструкцію вертольотів у максимально можливому об'ємі, з метою демонстрації потенціалу зниження маси і вартості вертольота. Основними вимогами Замовника були: зниження маси фюзеляжу, зниження вартості виготовлення, зниження вартості технічного обслуговування, забезпечення стійкості при аварійному приземленні, зниження радіолокаційної помітності.

Компанією Sikorsky об'єктом для модернізації було вибрано серійний пасажирський вертоліт S-76 (індекс після модернізації S-75) [18], фірмою Bell Helicopters у якості дослідного зразка було взято модель 222, яка після модернізації отримала індекс D292.

Реалізація концепції планера із КМ на дослідному вертольоті в Sikorsky S-75 в рамках програми АСАР. Початкове проектування S-75 почалося зі спроби прямої заміни композитними матеріалами існуючих металевих. Однак у процесі модернізації фірма здійснила заходи щодо оптимізації усєї конструкції планеру S-75, з метою повноцінного підтвердження переваг застосування ПКМ та виконання вимог Замовника.



Рисунок 1.8 – Планер S-75 із КМ

Суттєві зміни конструкції фюзеляжу, інтенсивне впровадження збиральних одиниць призвело до необхідності проведення статичних та втомних випробувань, проектування технологічного обладнання, відпрацювання технології виготовлення. Основними конструкційними матеріалами стали ПКМ на основі графітних волокон и епоксидного сполучника, кевлару на епоксидному сполучникові, «паперовий» стільниковий наповнювач типу Nomex та алюмінієві стільники. ПКМ склали приблизно 82% ваги всієї конструкції фюзеляжу [19].

Реалізація концепції планера із КМ на дослідному вертольоті Bell Helicopters в рамках програми ACAP.

Фірма Bell Helicopters бачила переваги застосування КМ в максимальній інтегральності конструкції: мінімізації продольного та поперечного силового наборів, впровадження в конструкцію великогабаритних тришарових панелей зі стільниковим заповнювачем, широкої номенклатури матеріалів (вуглепластиків, склопластиків, кевлару) в залежності від навантаженості елементів і їх вкладу до загальної міцності та несучої конструкції планеру. Перевагою виготовлення деталей було визначено метод викладання матеріалів. Зовнішній вигляд планеру вертольоту Bell D292, виготовленого із КМ, наведено на рисунку 1.9.



Рисунок 1.9 – Планер Bell D292 із КМ



Програма АСАР продовжувалася біля 5 років, і за деякими джерелами коштувала 30 млн. доларів США, але вона продемонструвала, що композити можуть бути широко застосовані в основній конструкції фюзеляжу, при правильних підходах це може призвести до зниження ваги та зменшенню кількості деталей та затрат на виготовлення, а також собівартості життєвого циклу. Технології, розроблені в рамках програми АСАР, часом було використано у спільній програмі Boeing-Sikorsky LHX, а також у розробці вертольоту RAH-66 «Команч».

Аналізуючи досвід застосування ПКМ в конструкціях як вітчизняних фюзеляжей, так і в конструкціях фюзеляжей провідних вертолітних фірм США та Європи, можна відзначити, що процес їх впровадження умовно можна поділити на 3 етапи:

Перший етап – етап створення окремих деталей не силового призначення із склопластика шляхом механічної заміни металу в рамках традиційної «металевої» конструкції (50-60 роки).

Другий етап – етап створення агрегатів силового призначення, включаючи, тришарові панелі із стільниковими наповнювачами і обшивками із ПКМ (початок 70-х – середина 80-х років).

Третій етап – етап створення інтегральних суцільнокомпозитних структур і крупногабаритних конструкцій агрегатів фюзеляжу на базі багатофункціональних матеріалів (середина 80-х років і по наш час).

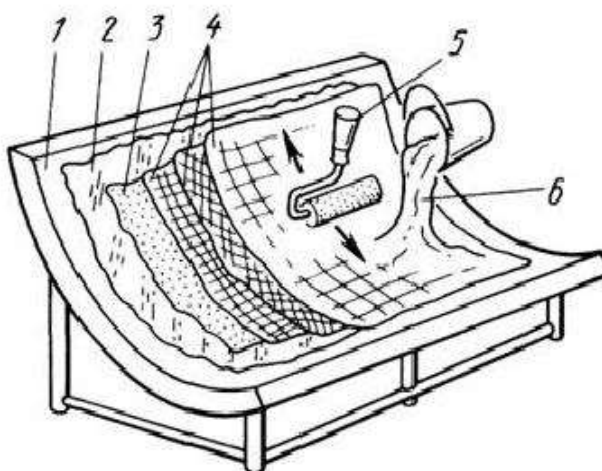
## **1.7 Методи формування виробів із ПКМ**

Вибір методу формування авіаційних конструкцій із ПКМ визначається його типом, габаритами, маркою і властивостями КМ, виконанням вимог точності та якості продукції. Спосіб виготовлення виробу значною мірою визначає його вартість [20].

Далі розглянуто основні методи формування за допомогою яких можна отримати габаритні каркасні конструкції фюзеляжу ЛА.

Метод формування ручним укладанням є найпростішим за апаратурно-технологічним оформленням способом отримання виробів з полімерних композиційних матеріалів. Найчастіше його застосовують при виготовленні великогабаритних малонавантажених деталей складної конструкції.

Деталі, що формуються методом ручного укладання, складаються з волокнистого наповнювача і сполучника – суміші, наприклад, поліефірної смоли з каталізатором. У композиції часто додатково вводять наповнювачі, що змінюють властивості одержуваного матеріалу. Лист потрібної довжини вирубують із рулону і обрізають за шаблоном. Потім ретельно змішують заздалегідь відведені кількості смоли і затверджувача. Композицію можна наносити на волокно як поза формою, так і всередині неї. Можливе використання розпилювача, який автоматично дозує і змішує компоненти. Для ущільнення матеріалу і видалення бульбашок повітря застосовують щітки, гумові та зубчасті валики. Процес ручного викладення показаний на рисунку 1.10.



1 – форма; 2 – розділова плівка; 3 – зовнішній смоляний шар;  
4 – скловолокно; 5 – ручний валик; 6 – смола в суміші з каталізатором

Рисунок 1.10 – Елементи конструкції форми для ручного укладання

Після затвердіння, готовий виріб витягується з форми і піддається механообробці: обрізка надлишків склопластику або затверділої смоли по краях виробу; висвердлювання отворів, тощо.

Перевагами способів формування ручним укладанням є: універсальність, можливість одержання виробів складної форми і великого розміру, низька вартість оснащення, можливість створювати шаруваті конструкції, зокрема із закладними деталями, придатність для дослідного виробництва. Водночас для них характерні великі витрати ручної праці, низька продуктивність, залежність якості виробів від кваліфікації формувальника, труднощі забезпечення однорідності матеріалу і стабільності його фізико-механічних властивостей.

Для деталей корпусу вертольота, наприклад дверних рам і віконних прорізів, застосовується контактний спосіб формування ПКМ із застосуванням препрегів. Препреги – це композиційні матеріали-напівфабрикати. Готовий для переробки продукт попереднього просочення сполучним зміцнювальних матеріалів тканій або нетканій структури. Їх отримують шляхом просочення армуючої волокнистої основи рівномірно розподіленими полімерними сполучними. Просочення здійснюється таким чином, щоб максимально реалізувати фізико-хімічні властивості армувального матеріалу. Препрегова технологія дає змогу отримати монолітні вироби складної форми за мінімальної інструментальної обробки.

Препреги виробляють у формі полотна, покритого з обох боків поліетиленовою плівкою і згорнутого в рулон. Під час формування препреги укладаються на поверхню форми і закриваються вакуумним мішком. Розкроєний за шаблонами препрег укладають на оправлення або у форму, попередньо покриту антиадгезійним мастилом. Кожен шар препрегу накочується роликком для контакту з попереднім шаром. Здебільшого використовуються сполучники холодного затвердіння, в яких відсутні легкі речовини, і вони не вимагають великого тиску – достатньо ущільнення роликком. Заготівлі склотканини просочують сполучником вручну. Для повного затвердіння проводиться витримка від 24 до 72 годин при температурі 15-30 °С.

До переваг контактного способу належать:

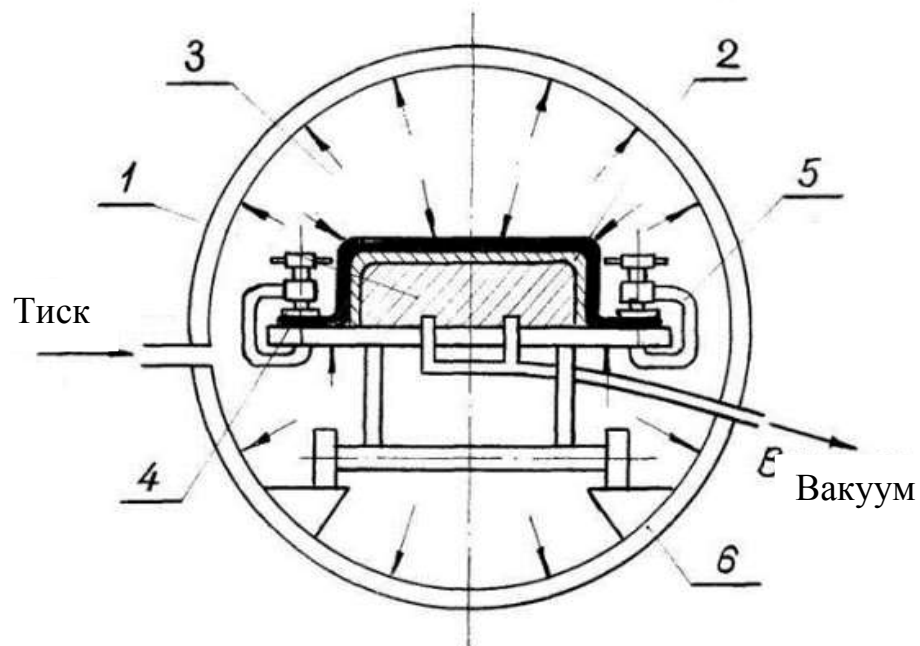
- простота оснащення, яке зазвичай має нескладну форму;
- відсутність необхідності в складному обладнанні з подачею тиску і підігріву;
- легкість викладання заготовок на форму або оправлення;
- можливість отримувати великогабаритні вироби складних форм.

Спосіб застосовується переважно в дослідному і дрібносерійному виробництві, а також на етапі освоєння нового виробу. Для виготовлення відповідальних деталей фюзеляжу застосовують вакуумне формування. Під час вакуумного формування заготовлі викладають на плоску або криволінійну форму чи оправку, поміщають у вакуумний мішок і формують деталь. Формувальною поверхнею є оправка. У результаті формування деталь з боку оправки набуває гладкої поверхні, а з боку вакуумного мішка – нерівної, зі складками. Щоб цього уникнути, для оформлення зовнішньої поверхні виробу застосовуються сулаги з дюралюмінію, нержавіючої сталі, титану або склотекстоліту. Для нагріву збірку поміщають у термошафу або автоклав і проводять затвердіння згідно з технологічним регламентом. Вакуум повинен підтримуватися близько 0,06-0,09 МПа (0,6-0,9 атм.). Зусилля формування створюється атмосферним тиском, що діє на замкнутий об'єм, в якому створюється розрядження (вакуум).

Переваги цього методу – простота і малі капітальні вкладення на оснащення (оскільки оправлення дешевше, ніж прес-форма). У деяких випадках метод дає змогу отримати великогабаритні вироби зі складною геометрією. Товщина деталі визначається товщиною і кількістю відформованих шарів препрега. Відповідальні деталі фюзеляжу виготовляються методом вакуум-автоклавного формування.

Підготовка збирання, монтаж вакуумного мішка і формування деталі відбуваються як при вакуумному методі з такими змінами. Деталь поміщають в автоклав, приєднують до вакуумної системи автоклава. Зусилля формування,

що діє на деталь, яка перебуває у вакуумному мішку, створюють шляхом подачі в автоклав під тиском суміші повітря з азотом.



1 – формуюча поверхня; 2 – препрег;

3 – вакуумний мішок; 4,5 – притиски; 6 – автоклав

Рисунок 1.11 – Схема формувальний вузла в автоклаві

Метод дає змогу отримати найвищу якість пластику, оскільки всебічний тиск стисненого газу забезпечує рівномірне притиснення препрега до стінок оправки. Зі збільшенням тиску до певної межі поліпшуються щільність і однорідність одержуваного пластику. Однак перевищення цієї межі може погіршити міцність матеріалу формованої конструкції. При вакуум-автоклавному формуванні тиск в автоклаві встановлюється в межах 0,5-1,0 МПа.

Охолодження деталі в автоклаві відбувається під тиском спільно з усім оснащенням. Після охолодження скидають тиск, виймають збірку з автоклава, розбирають технологічний пакет, витягають деталь із форми або знімають з оправлення і відправляють на обрізання і контроль. До недоліків вакуум-

автоклавного методу належать висока вартість обладнання, тобто самого автоклава і систем, що забезпечують його роботу.

## **1.8 Особливості збирання конструкцій, що містять складові СЧ з ПКМ**

Створення високоефективних роз'ємних і не роз'ємних з'єднань є однією з найважливіших проблем проектування вузлів і агрегатів із ПКМ. Однією з відповідальних задач при створенні конструкцій з композиційних матеріалів є забезпечення міцності та надійності вузлів з'єднань, через які передаються усі навантаження, що сприймаються несучою конструкцією і які мають відповідати загальній конструкторсько-міцностної концепції планера вертольоту в цілому та його відповідних агрегатів [4, 21].

Труднощі створення з'єднань здебільшого зумовлені тим, що в з'єднанні та в шаруватому матеріалі елементів композиту напруження передаються по різному. Через притаманну композиційним матеріалам конструкційної анізотропії співвідношення між допустимими напруженнями на зріз, стиснення і розтягнення в з'єднаннях не настільки сприятливе, як у з'єднаннях металоконструкцій.

Приформовка – як метод з'єднання складових частин із ПКМ. Після попередньої підготовки поверхні (наприклад зашкурювання або зняття жертвовного шару лавсану) на ділянки деталей, що стикаються, наносять накладки з композиційного матеріалу, просочені сполучною речовиною, яка після затвердіння забезпечує міцний зв'язок. Цей процес близький до склеювання і технологічно виконується як метод контактного формування. Конструктивно приформовку виконують у вигляді стикового, нахлесточного, кутового або Т-подібного з'єднань.

Лавсан і деякі інші матеріали, що використовуються як «жертвні», під час складання кладуть на пакет заготовок препрега. Після затвердіння деталі перед приформовкою або склеюванням лавсан видаляють з поверхні деталі, подібно до того, як віддирають пластир. Такі «жертвні» шари захищають поверхню від забруднень і забезпечують необхідну для надійного склеювання шорсткість. «Жертвними» шарами також називають заготовки препрега, які додатково укладені в складальну одиницю. Після затвердіння вони стають частиною деталі і фрезеруються або видаляються іншим видом механічної обробки під час обробки контуру.

Важливим питанням є спосіб з'єднання конструкцій із ПКМ до основної частини фюзеляжу ЛА.

Основними методами з'єднання конструкцій із ПКМ до металевої частини фюзеляжу є:

- механічні: клепальні, болтові;
- клейові (адгезійні);
- клейові комбіновані: клейові-клепальні, клейові-зшивні, клейові-

зварні. Міжшарове розшарування ПКМ значно знижує статичну міцність матеріалу і його опір втомі. Навіть пошкодження двох-чотирьох шарів волокон по глибині на зовнішній стороні отвору знижує міцність на 10...20 % [4].

Клепка ударним способом, що викликає розшарування поверхневого шару вуглепластика навколо отвору, знижує статичну міцність і витривалість з'єднання більш ніж на 50%. Для збирання конструкцій ЛА рекомендується клепка пресою, імпульсною та методом тиску з розкачуванням.

Високий момент затягування болтових з'єднань призводить до більш різкого руйнування з'єднання (зім'яття поперек волокон). Однак за відсутності пошкоджень стиснення матеріалу навколо отворів за товщиною перешкоджає місцевому руйнуванню і уповільнює початок втомного руйнування з'єднання. Оптимальною методикою збирання жорсткої каркасної конструкції із ПКМ до фюзеляжу ЛА є клеє-клепальне з'єднання, із застосуванням заклепок витяжного типу.

Основними технологічними операціями виконання збирання СЧ ПКМ у складі фюзеляжу є:

- попереднє збирання СЧ із ПКМ на корпусі металевої частини фюзеляжу;
- свердління отворів під технологічне кріплення;
- проміжне розбирання, підготовка поверхні деталей під нанесення клею;
- нанесення клею;
- збирання СЧ, постановка технологічного кріплення;
- полімеризація клею;
- виконання попередніх та фінальних отворів, зенкування під заклепки;
- постановка заклепок;
- контроль якості виконання з'єднання.



## РОЗДІЛ 2

### МАТЕРІАЛИ ТА МЕТОДИКИ ДОСЛІДЖЕННЯ

#### 2.1 Загальні положення

Об'єктом дослідження є носова частина фюзеляжу (кабіна пілотів) вертольоту типу Ми-2, яка створена методом застосування ПКМ, з метою зниження загальної ваги конструктивних елементів вертольоту, збільшення корисного об'єму кабіни пілотів, покращення аеродинамічних характеристик фюзеляжу.

Однією із важливіших задач, які вирішуються при створенні будь яких конструкцій вертольоту є забезпечення його міцності, тобто під дією експлуатаційних навантажень не має бути пошкоджень конструкції, її деформації. Вимога є обов'язковою і встановлюється у § 29.305 [22].

Відповідно [23] та АП-29, розділ С [22] – "Вимоги до міцності агрегатів вертольоту. Міцність фюзеляжу":

а) конструкція має витримувати експлуатаційні навантаження без утворення небезпечної або остаточної деформації. При любых навантаженнях, включаючи граничні експлуатаційні значення, деформація не має впливати на безпеку експлуатації.

б) конструкція має сприймати розрахункові навантаження без руйнації.

Для різних агрегатів вертольоту визначаючими (головними) є різні показники міцності, а саме для фюзеляжу ЛА показником є статична міцність.

Відповідно [23] навантаження на носову частину фюзеляжу, капоти, фонарі кабіни пілотів, блістерів визначаються для випадку навантаження III-л (вихід із планування), який є найбільш навантаженим випадком польоту вертольота при виході з крутого планування зі швидкістю  $V = 1,15 \cdot V_{max}$  при відхиленні ручки поздовжнього керування "на себе" та збільшенні загального кроку гвинта при номінальному режимі роботи двигуна.

## 2.2 Методика проведення газодинамічного розрахунку елементів фюзеляжу

Розподіл аеродинамічних навантажень приймається за даними продувок моделі вертольоту в аеродинамічній трубі. За відсутністю результатів продувок допускається використовувати матеріали, які наведено у відповідних розділах норм льотної гідності.

Величини зовнішніх позитивних тисків, які отримані для будь якого випадку навантаження мають бути збільшені на  $0,3q$ , де  $q$  – швидкісний тиск для конкретного випадку навантаження.

У розрахункових випадках на кабінку пілота з КМ, діють перевантаження та аеродинамічні навантаження. Аеродинамічні навантаження діють на всю поверхню кабіни пілота від потоку, що набігає.

Навантаження на носову частину фюзеляжу, капоти, ліхтарі кабіни, блістери визначаються для випадку III-л (вихід із планування), а також для випадку польоту без ковзання при куті ковзання  $\beta = 0^\circ$  та з ковзанням при куті ковзання  $\beta = \pm 15^\circ$ .

а) Інерційне навантаження.

Інерційне навантаження – це навантаження, що діє на якусь частину літального апарату від масових сил, виникає за наявності збільшення навантаження:

$$F_i = n \cdot g \cdot G, \quad (2.1)$$

де  $n$  – коефіцієнт перевантаження;

$g$  – прискорення вільного падіння,  $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ ;

$G$  – маса агрегатів, кг.

б) Аеродинамічні навантаження.

Аеродинамічні навантаження від потоку, що набігає, розраховуються при виході вертольота з крутого планування зі швидкістю, яка обчислюється за формулою:

$$V = 1,15 \cdot V_{max} \quad (2.2)$$

Швидкісний тиск визначається за формулою:

$$q_{\text{пред}} = 1,33 \cdot q_{max}, \quad (2.3)$$

де  $q_{max} = \rho V^2 / 2$ ;

$V$  – максимальна швидкість вертольоту, м/с;

$\rho$  – щільність повітряного потоку, кг/м<sup>3</sup>.

Розрахункові навантаження на кабінку пілота від набігаючого потоку в експлуатаційному випадку III-л визначаються моделюванням коефіцієнта надлишкового тиску вертольоту. Моделювання проводиться за допомогою методу контрольних об'ємів у системі програмного коду OpenFOAM.

Застосовуючи технології математичного моделювання створюється параметрична модель мастер-геометрії носової частини.

Для проведення газодинамічного розрахунку підготовлюється математична модель вертольоту. Для створення базової сітки обирається об'єм (домен), що являє собою паралелепіпед зі сторонами 74×39×40 м, у центрі якого розташована математична модель фюзеляжу вертольота (рис. 2.2). Сітка межі розрахункової області показано рис. 2.3.

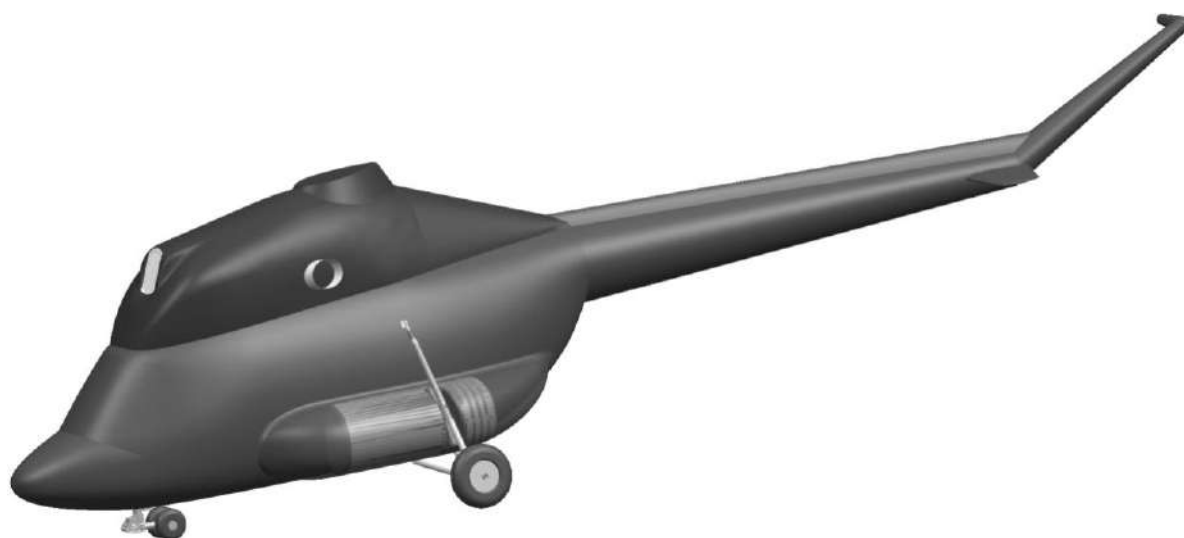


Рисунок 2.1 – Параметрична модель модернізованої частини фюзеляжу

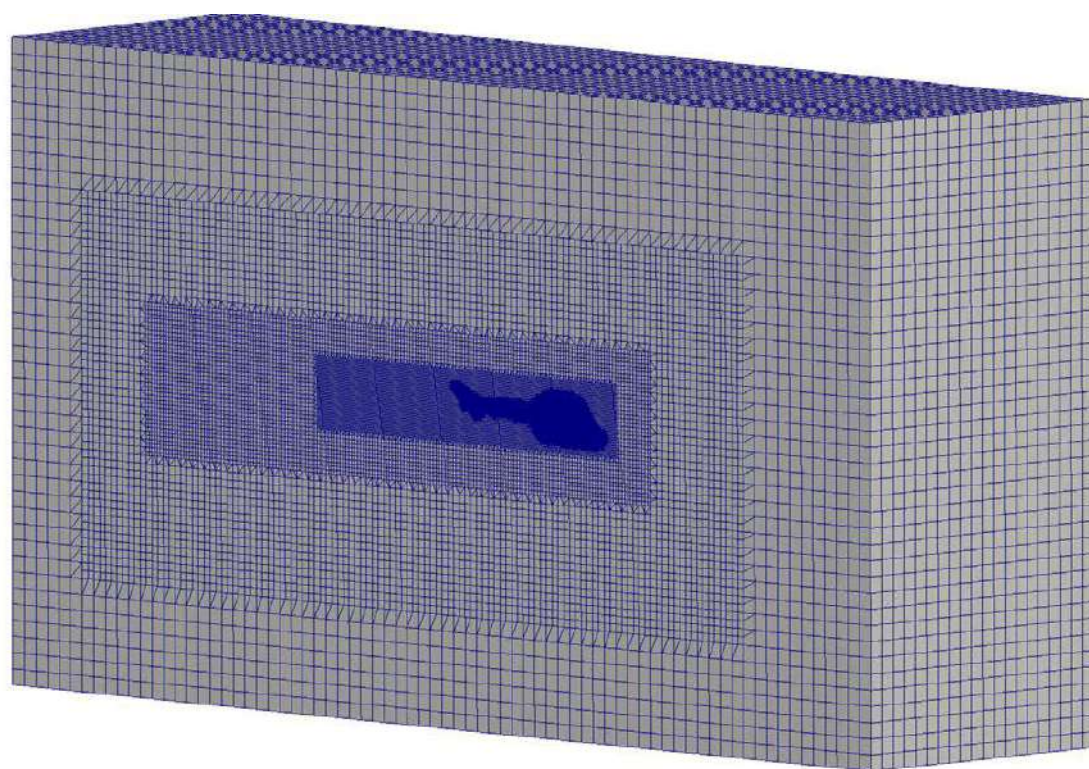


Рисунок 2.2 – Розрахунковий домен базової сітки

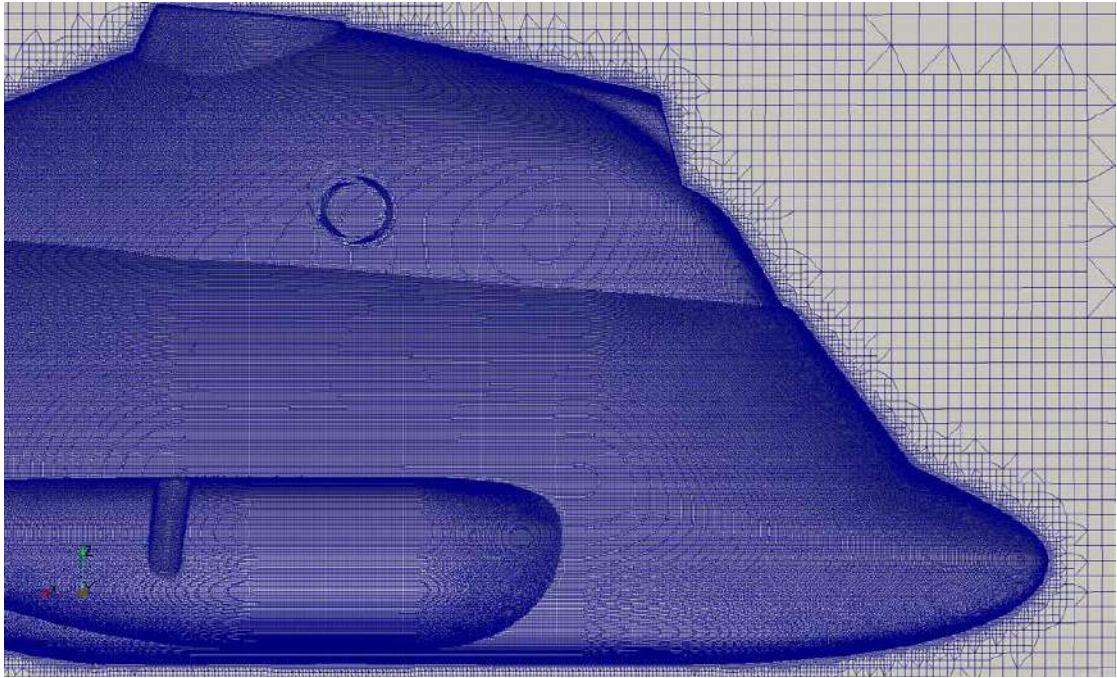


Рисунок 2.3 – Сітка на межі розрахункової галузі математичної моделі фюзеляжу вертольоту

Моделювання процесу обтікання кабіни пілота виконується у двох варіантах, з наступними параметрами:

- кут тангажу  $\alpha = -5^\circ$ ;
- кути ковзання  $\beta = 0^\circ$  (варіант 1) и  $\beta = 15^\circ$  (варіант 2);

В результаті моделювання для кожного розрахункового випадку формується файл результатів зі значенням коефіцієнта розподілу тиску в кожному вузлі сітки кінцевих елементів по поверхні математичної моделі (див. рис. 2.3).

Для подальших розрахунків на міцність створюються файли, які містять інформацію про граничні умови навантаження, що дає можливість прикладати отриманий нелінійний розподіл тиску поверхні кабіни пілота.

У таблиці 2.1 наведено навантаження, що діють на кабіну пілотів.

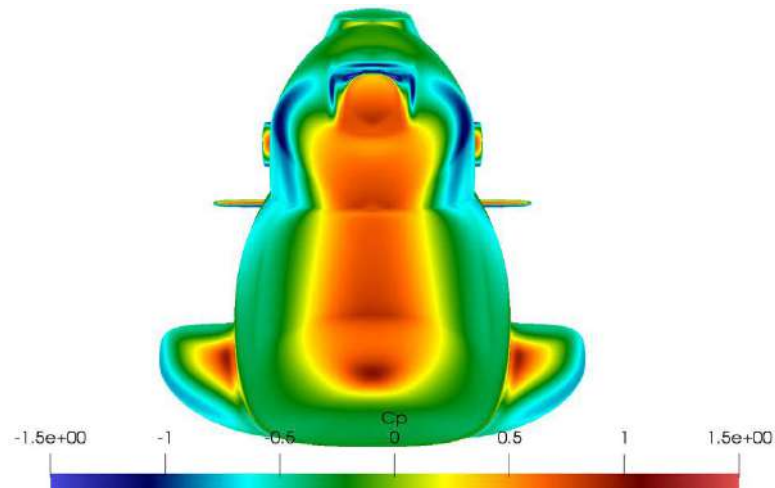


Рисунок 2.4 – Розподіл коефіцієнту тиску по фюзеляжу (вид спереду) при  $\alpha = -5^\circ$  і  $\beta = 0^\circ$

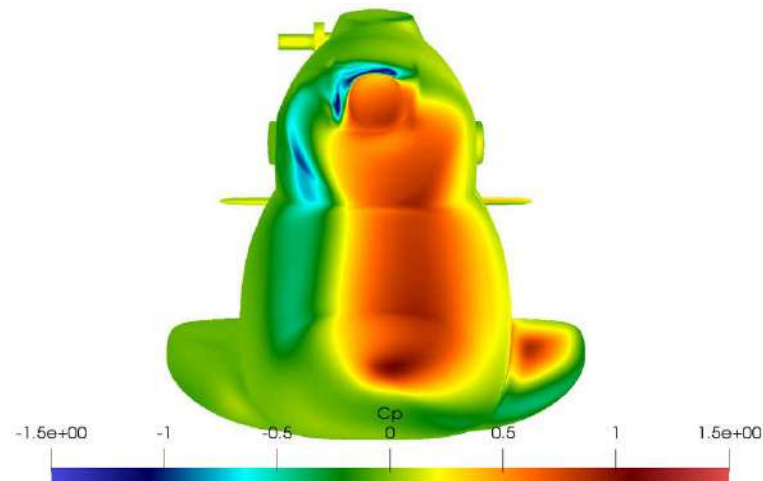


Рисунок 2.5 – Розподіл коефіцієнту тиску по фюзеляжу (вид спереду) при  $\alpha = -5^\circ$  і  $\beta = 15^\circ$

Таблиця 2.1 – Навантаження, що діють на кабінку пілотів

Розрахунковий випадок		Інерційні навантаження			Аеродинамічні навантаження
		Коефіцієнт перевантаження			Коефіцієнт тиску
		$n_x$	$n_y$	$n_z$	$C_p$
III-л	Вихід із планування	0,0	3,0	0,0	Розрахунок коефіцієнта тиску $C_p$ на поверхню кабіни пілота представлено на рис. 2.4 – 2.5
VII-п.3	Аварійне приземлення (вниз по вісі Y)	0,0	-12,0	0,0	-

Прийнята така система координат:

- вісь  $X$  спрямована проти польоту вертольота;
- вісь  $Y$  спрямована вертикально догори;
- вісь  $Z$  спрямована вліво (якщо дивитися по польоту вертольота).

Величини інерційних навантажень – згідно з [23].

### РОЗДІЛ 3

## ДОСЛІДЖЕННЯ ЩОДО РОЗРОБКИ НОСОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ІЗ ПКМ

### 3.1 Розробка математичної моделі модернізованого вузла

Для забезпечення технологічності виготовлення, ремонтпридатності, зручності під час технічного обслуговування і транспортування фюзеляж вертольоту Ми-2 має три конструктивні роз'єми та складаються з чотирьох частин: носової та центральної частин, хвостової та кінцевої балок. Місце роз'єму кабіни пілотів (по шпангоуту № 1Ф) показано на рис. 3.1.

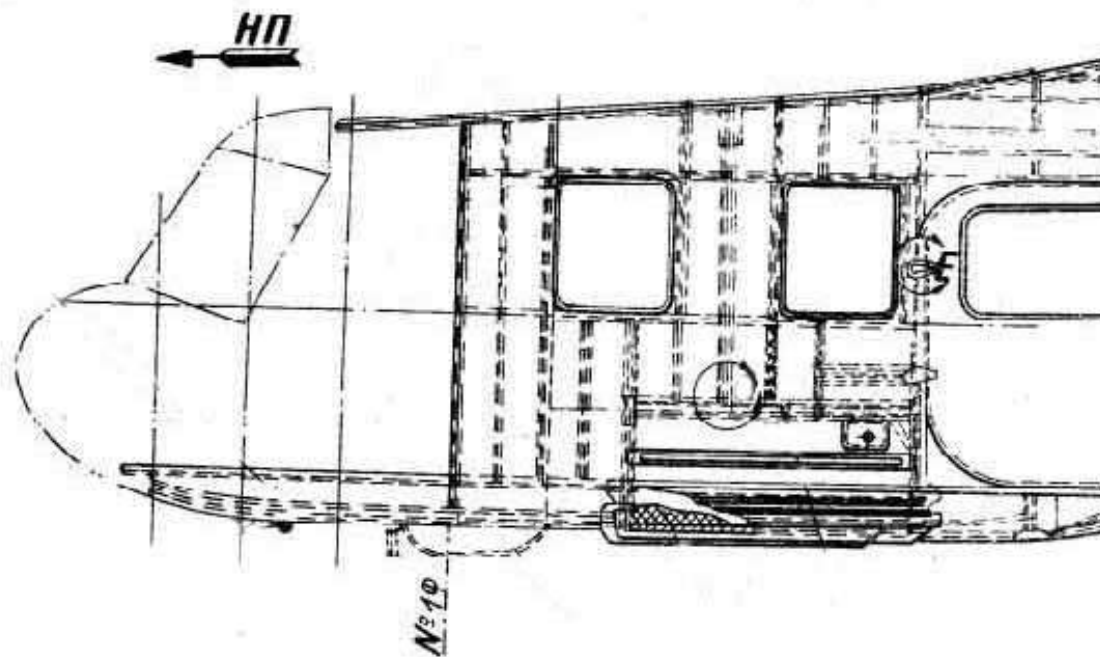


Рисунок 3.1 – Технічний роз'єм носової частини фюзеляжу

Таким чином, в процесі модернізації вертольоту штатна кабіна пілотів (рис. 3.2) може бути демонтована з вертольоту, шляхом демонтажу штатних з'єднувальних елементів та відокремлення носового вузла.



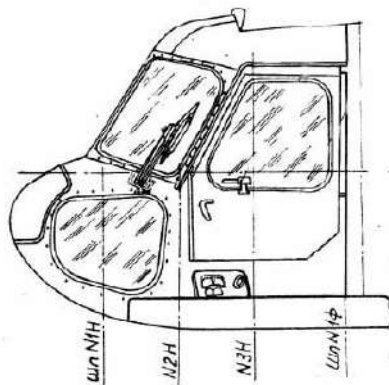
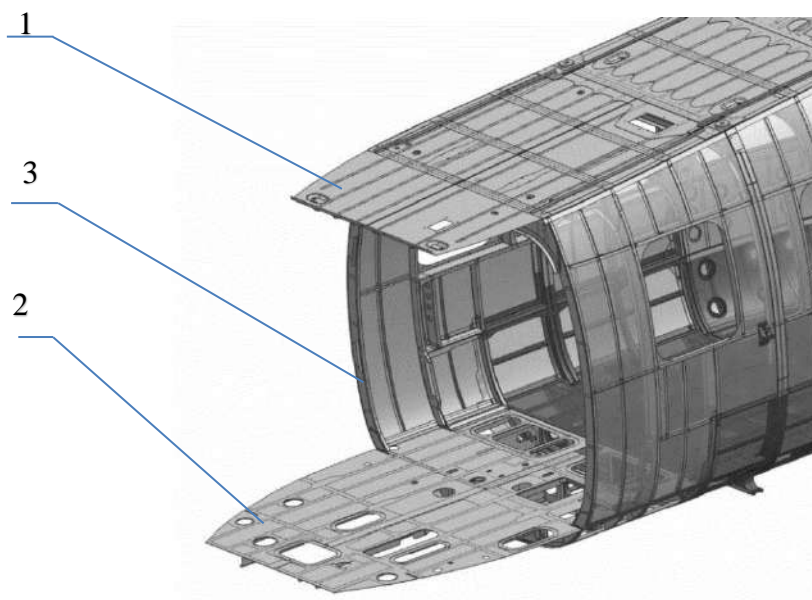


Рисунок 3.2 – Штатна кабіна пілотів вертольоту Ми-2

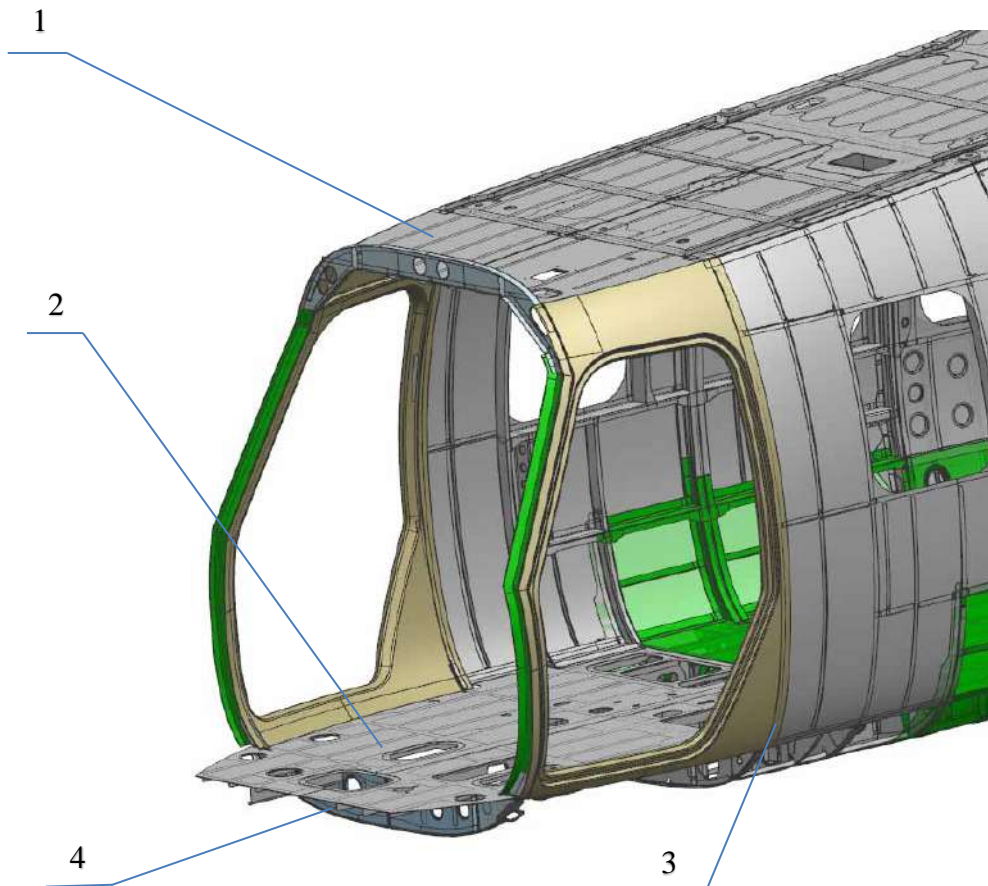


1 – стельова панель; 2 – лист підлоги; 3 – шпангоут № 1Ф

Рисунок. 3.3 – Зовнішній вигляд фюзеляжу з демонтованою кабіною пілотів

Модернізована кабіна пілотів із ПКМ розроблена методом 3-D проєктування у системі Siemens NX Unigraphics.

У складі планеру розроблену кабіну пілотів із ПКМ планується закріплювати до шпангоуту № 1Ф середньої частини фюзеляжу, до стельової панелі і до підлоги клей-клепальним з'єднанням із використанням подвійного ряду заклепок типу NAS1921. Місце з'єднання СЧ кабіни пілотів до фюзеляжу показано на рисунку 3.4-3.5.



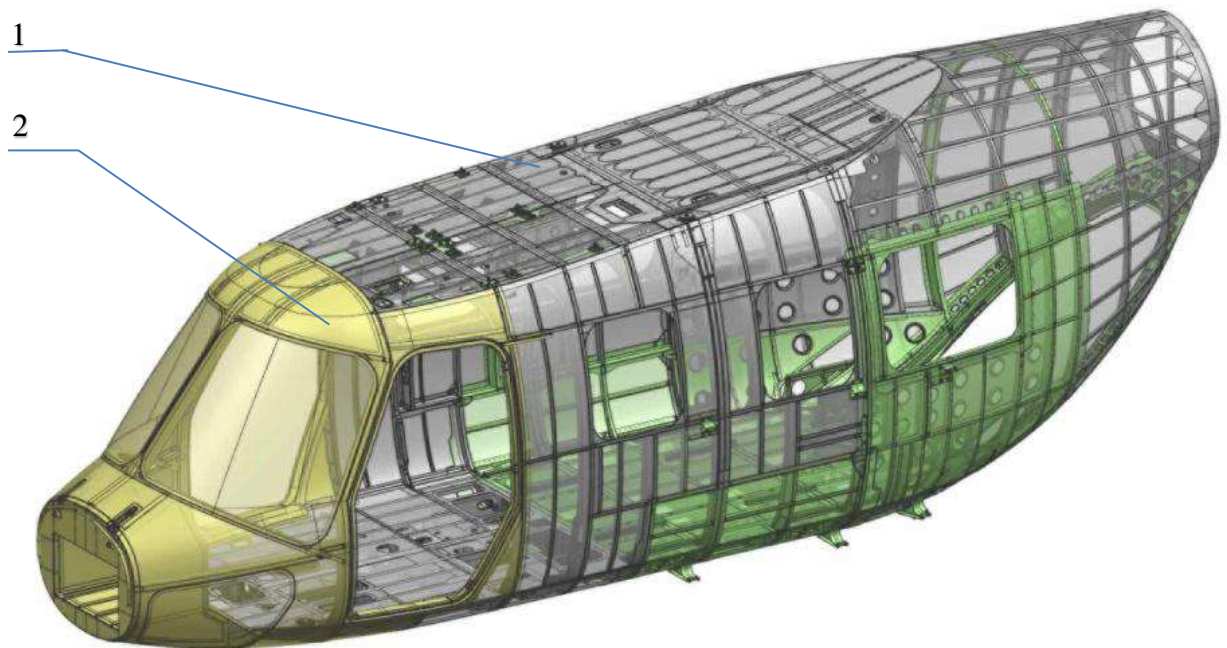
1 – стельова панель; 2 – лист підлоги; 3 – шпангоут №1 Ф;  
4 – шпангоут № 2Н

Рисунок 3.4 – Місце з'єднання СЧ кабіни пілотів до фюзеляжу

Конструктивною особливістю кабіни із ПКМ – є відсутність шпангоутів № 1Н і № 3Н. Забезпечення жорсткості конструкції здійснюється за рахунок поперечного силового набору з композитних елементів.

Конструктивними елементами кабіни пілотів є: частина стельової панелі центральної частини фюзеляжу, частина підлоги центральної частини фюзеляжу, двері з лівого і правого бортів і носовий обтічник.

Стельова панель своєю передньою частиною накриває відсік кабіни пілота до шпангоута № 2Н. Підлогою кабіни пілота є частина переднього відсіку підлоги центральної частини фюзеляжу.



1 – центральна частина фюзеляжу; 2 – модернізована кабіна пілотів

Рисунок. 3.5 – Кабіна пілотів із ПКМ у складі планеру

### 3.2 Вибір матеріалів і обґрунтування параметрів конструкції із ПКМ

Задача вибору композиційних матеріалів включає в себе визначення армуючих волокон та матриці, а також схеми армування (однонаправлений, ортогонально-армований, перехрестно-армований, складноармований).

Фізико-механічні властивості виробів з КМ виражаються через властивості шарів, які визначаються через кути армирування кожного шару та їх кількості.

Теоретичні залежності для визначення фізико-механічних властивостей пакету композиційного матеріалу розраховуються (або призначаються з досвіду) при наступних припущеннях:

- волокна КМ паралельні одна одній та знаходяться в одній площині;
- поміж волокнами та матрицею існують повне зчеплення, що забезпечує їх сумісну деформацію при навантаженнях;

- матеріали волокон та матриці ізотропні та лінійно-пружні.

Схема укладання шарів в пакеті залежить від навантажень на елемент що проєктується.

Аналізуючи ринок України з виготовлення та придбання КМ для виготовлення кабіни пілотів було вибрано наступні матеріали:

- склотканина T-10-14;
- сполучник ЕДТ-69Н;
- заповнювач RОНАСЕLL 110 HERO.

Фізико-механічні властивості матеріалів згідно НД вказані в таблицях 3.1, 3.2.

Таблиця 3.1 – Фізичні та механічні властивості склотканини T-10-14 на сполучнику сполучник ЕДТ-69Н

Параметр	Позначення	Розмірність	Значення	Деталі
Модуль пружності (розтягу)	$E_{[0]}$	ГПа	29,8	Обшивка, силові елементи
Модуль пружності (розтягу)	$E_{[90]}$	ГПа	19	
Модуль пружності (стиску)	$E_{сж[0]}$	ГПа	22	
Модуль пружності (стиску)	$E_{сж[90]}$	ГПа	16,6	
Коефіцієнт Пуассона	$\mu_{[0]}$	-	0,144	
Межа міцності (розтягу)	$\sigma_{\sigma[0]}$	МПа	640	
Межа міцності (розтягу)	$\sigma_{\sigma[90]}$	МПа	300	
Межа міцності (стиску)	$\sigma_{\sigma.сж[0]}$	МПа	500	
Межа міцності (стиску)	$\sigma_{\sigma.сж[90]}$	МПа	340	
Межа міцності на зсув	$\tau_{\sigma[0]}$	МПа	65	

Таблиця 3.2 – Фізичні та механічні властивості стільникового паперового заповнювача ROHACELL 110 HERO типу НОМЕКС

Параметр	Позначення	Розмірність	Значення	Деталі
Модуль пружності (розтягу)	$E$	МПа	189	Панелі стільникового заповнювача
Модуль пружності (стиску)	$E_{сж}$	МПа	83	
Межа міцності (розтягу)	$\sigma_{\sigma}$	МПа	6,3	
Межа міцності (стиску)	$\sigma_{\sigma.сж}$	МПа	2,5	
Межа міцності на зсув	$\tau_{\sigma}$	МПа	3,5	

### 3.3 Розрахунок конструкції на міцність

Розрахункові навантаження, що діють на кабінку пілотів наведені у таблиці 2.1. Аеродинамічні навантаження від потоку, що набігає, розраховані при виході вертольота з крутого планування зі швидкістю  $V = 1,15 \cdot V_{max}$ .

Максимальна швидкість вертольоту становить 230 км/год (63,9 м/с), при цьому висота польоту умовно приймається рівною висотою, на якій досягається швидкість  $V_{max}$ :  $V = 1,15 \cdot 63,9 = 73,5$  м/с.

Швидкісний тиск приймається:

$$q_{\text{пред}} = 1,33 \cdot q_{\text{max}}, \quad (3.1)$$

де:  $q_{\text{max}} = \rho V^2 / 2$ ;

$V$  – максимальна швидкість вертольоту, м/с;

$\rho$  – щільність повітряного потоку, кг/м<sup>3</sup>.

Відповідно

$$q_{\max} = 1,2 \cdot 73,52 / 2 = 3241,4 \text{ Па} \quad (3.2)$$

$$q_{\text{пред}} = 1,33 \cdot 3241,4 = 4311,1 \text{ Па} \quad (3.3)$$

Розрахунок на міцність проведено в САЕ-системі MSC.Nastran з пре- і постпроцесором MSC.Patran з використанням методу кінцевих елементів (далі – КЕ).

Сітка КЕ моделі кабіни пілотів охоплює 1697086 елементів і 1433454 вузлів. Граничні умови та умови навантаження розрахункової моделі представлено на рисунку 3.6.

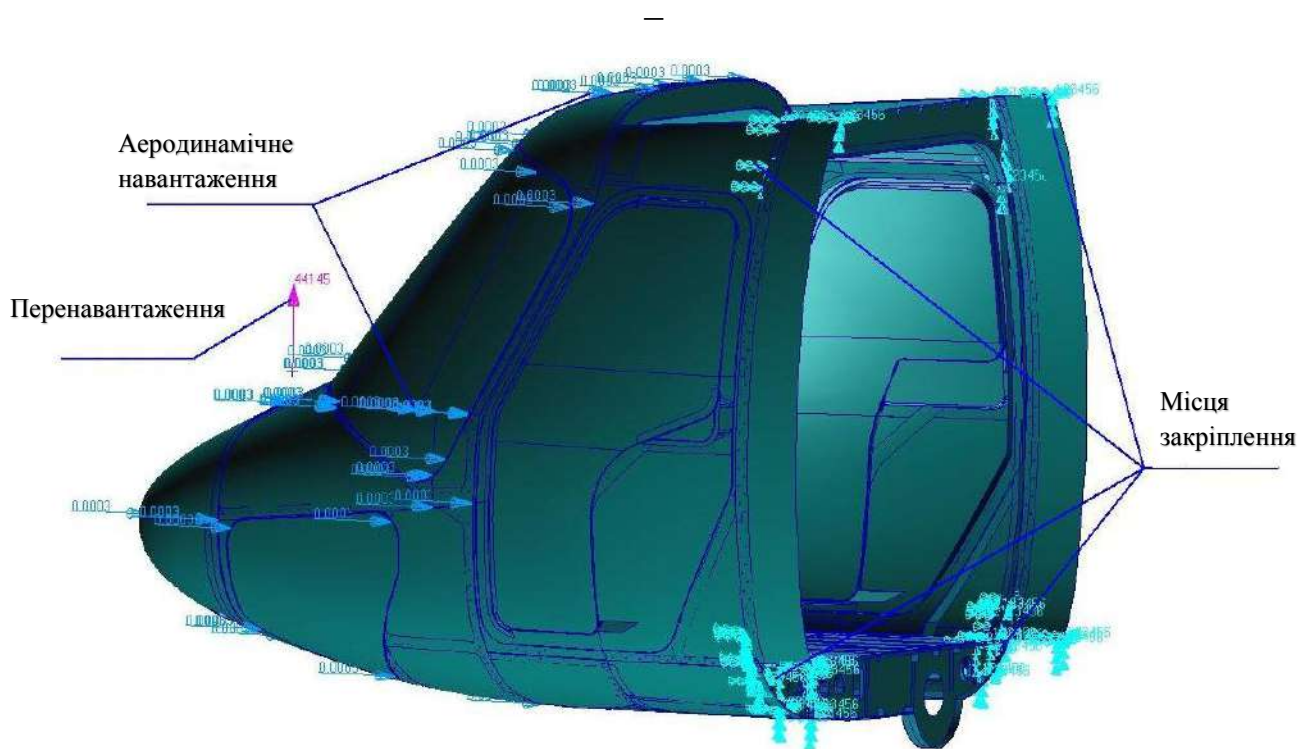


Рисунок 3.6 – Розрахункова модель кабіни пілотів

Результати розрахунку подано у вигляді градієнтного розподілу еквівалентних напружень і деформацій у розрахунковій конструкції, а також коефіцієнту запасу безпеки.

Результатами моделювання НДС є схеми розподілу еквівалентних напружень і сумарних деформацій кабіни пілотів. НДС кабіни пілотів та епюри розподілу коефіцієнта запасу безпеки наведено на рисунках 3.7– 3.9. Максимальні напруження, що виникають, і величини коефіцієнтів запасу міцності кабіни пілотів наведено в таблицях. Фізичні та механічні властивості КМ наведено у таблицях 3.1, 3.2 фізичні та механічні властивості алюмінієвих сплавів основної частини фюзеляжу, до яких закріплюється кабіна пілотів, наведено у таблиці 3.3, відповідно до даних наведених у довіднику [24].

Таблиця 3.3 – Фізичні та механічні властивості алюмінієвих сплавів

Матеріал	$E$ , ГПа	$\mu$	$\sigma_s$ , МПа	Деталі
Д16Т	70,6	0,33	400	Елементи панелі приладів, пороги, елементи пола
АК6	72,0	0,33	420	Шпангоути

Для оцінки запасів міцності кабіни пілотів із КМ застосовувався MSC. Laminate Modeler – спеціалізований додаток, призначений для автоматизації побудови віртуальних моделей шаруватих композитних конструкцій. За його допомогою імітується викладання шарів із армованих матеріалів на задану область поверхні. Потім ці шари використовуються для побудови композитної конструкції в манері, що відображає реальний процес виготовлення таких виробів. Властивості КЕ та шаруваті матеріали генеруються автоматично. Згідно критерію руйнування Цай-Бу – MSC. Laminate Modeler обчислює коефіцієнт запасу безпеки (MoS).

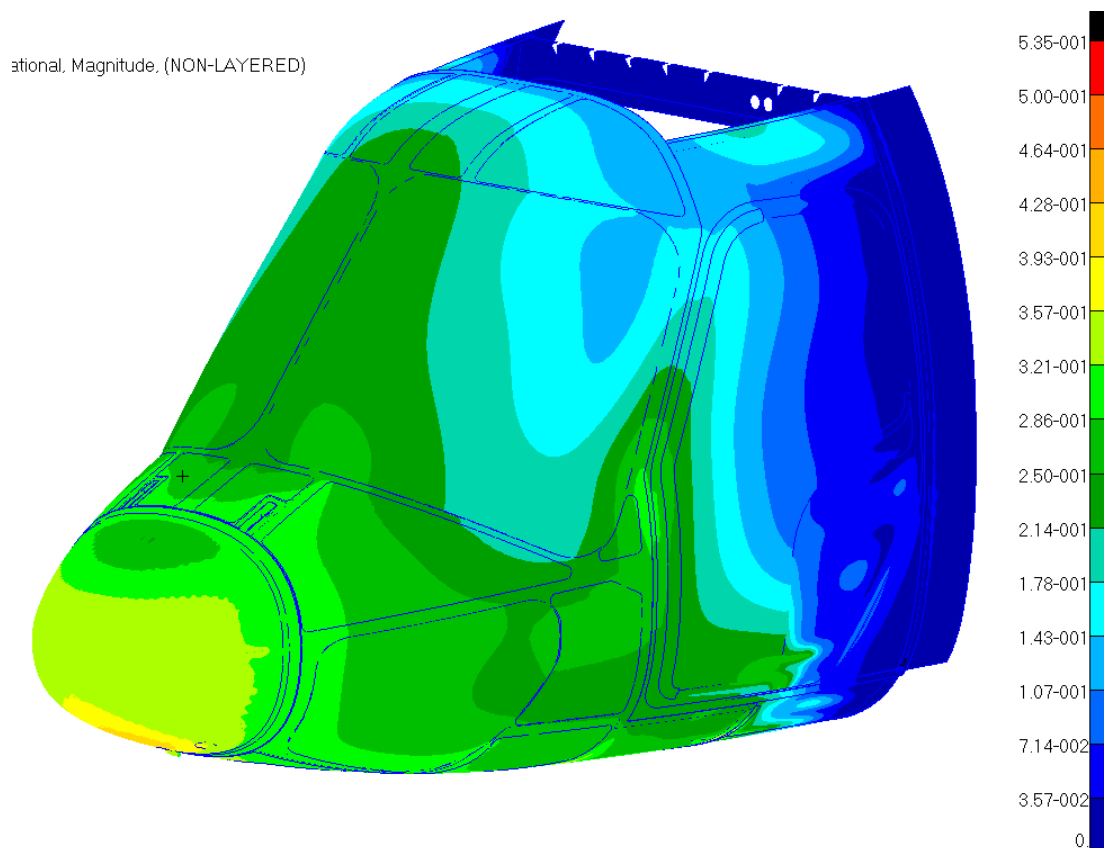


Рисунок 3.7 – Сумарні деформації кабіни пілотів, розрахунковий випадок III-л

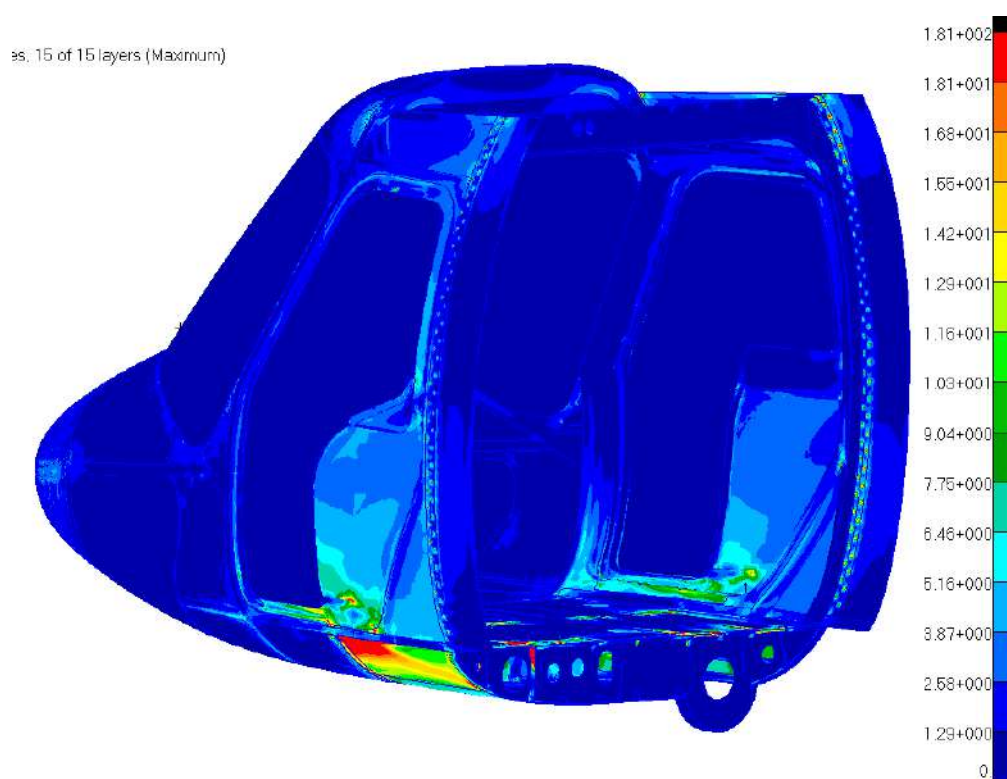


Рисунок 3.8 – НДС кабіни пілотів, розрахунковий випадок III-л



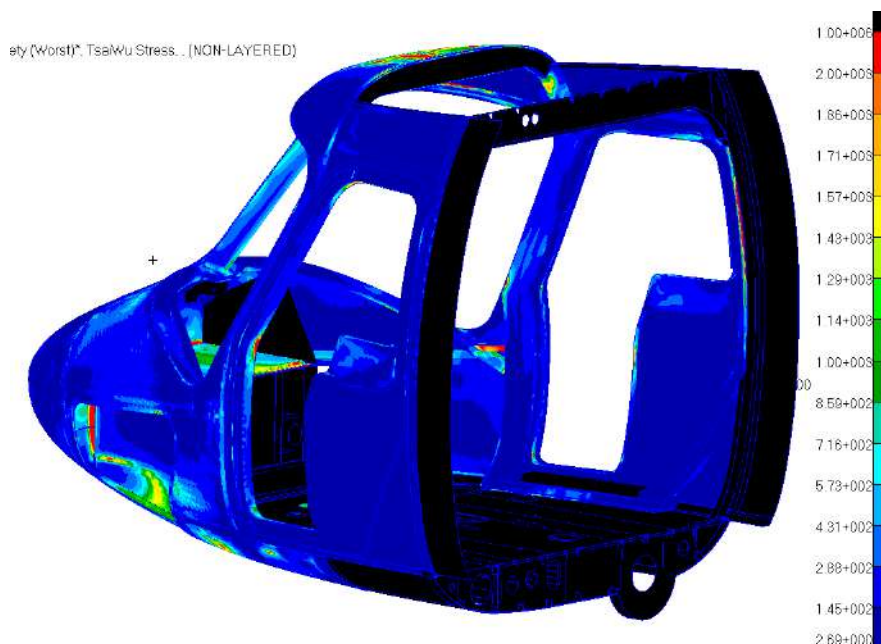


Рисунок 3.9 – Розподіл коефіцієнтів запасу безпеки в кабіні пілотів, розрахунковий випадок III-л

Кабіна пілотів закріплюється до шпангоута № 1Ф середньої частини фюзеляжу, стельової панелі та до підлоги клей-клепанним з'єднанням із використанням подвійного ряду заклепок типу NAS1921. Діаметр заклепки становить 4 мм. Розташування поясу заклепок показано на рисунку 3.10. Типова конструкція заклепки типу NAS1921 – заклепки витяжного типу показана на рисунку 3.11.

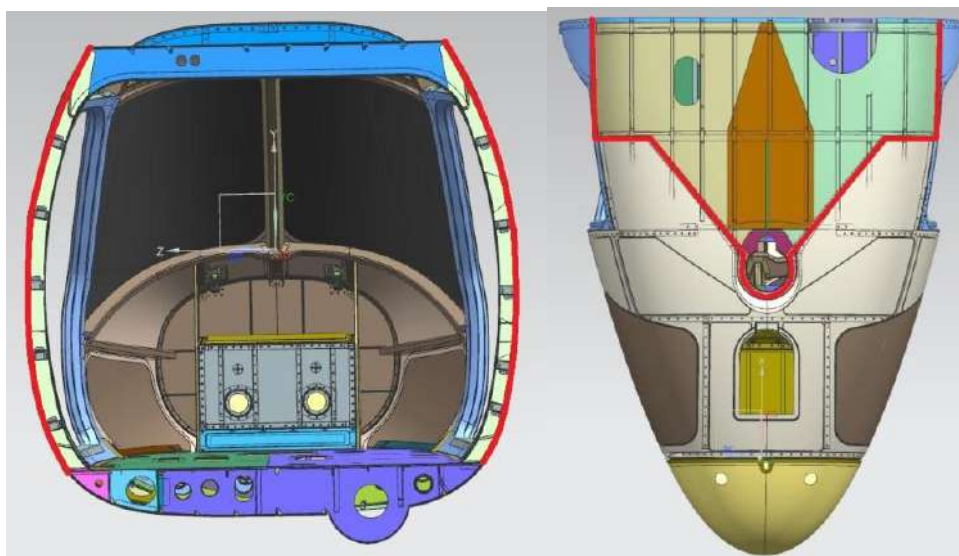
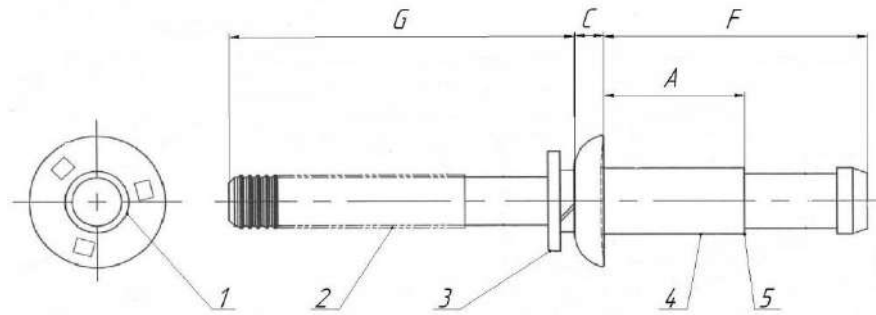


Рисунок 3.10 – Пояс кріплення кабіні пілотів до фюзеляжу вертольота



1 – запірний комір; 2 – шпindelь; 3 – шайба для вставного штифта;  
4 – гільза; 5 – хвостовик втулки

Рисунок 3.11 – Конструкція заклепки NAS1921

Найбільше навантаження на одну заклепку виникає у випадку VII-п3 – Аварійне приземлення – величиною 12g вниз по вісі Y. Величини напружень, згідно з промодельованим станом кабіни пілотів, наведено у таблиці 3.4.

Таблиця 3.4 – Максимальні напруження, які виникають у заклепках

Розрахунковий випадок	Навантаження, Н			
	Сумарно	X	Y	Z
VII-п3	217,54	-127,74	-173,13	32,18

Умова міцності заклепки на зріз має вигляд:

$$\tau_{cp} = \frac{P}{i \cdot \frac{\pi \cdot d_0^2}{4}} \leq [\tau]_{cp} \quad (3.4)$$

де:  $\tau_{cp}$  - розрахункове напруження зрізу;

$P$  - поперечна сила в перерізі;

$d_0$  - номінальний діаметр заклепки;

$i$  - число площин зрізу;

$[\tau]_{cp}$  - допустима напруга на зріз

$$\tau_{cp} = \frac{217,54}{2 \cdot \frac{\pi \cdot 4^2}{4}} = 8,66 \text{ МПа} \leq 11,51 \text{ МПа} \quad (3.5)$$

де  $[\tau]_{cp} = 11,51 \text{ МПа}$ , згідно з даними наведеними у довіднику [24].

Умова міцності на зріз найбільш навантаженої заклепки виконується, отже, можна зробити висновок, що заклепувальне з'єднання задовольняє нормам статичної міцності.

Аналіз результатів розрахунків показує, максимальні напруження для металевих деталей у найбільш навантаженому розрахунковому випадку III-л – вихід із планування, виникають у шпангоуті № 1Ф і становлять 181 МПа. Мінімальний коефіцієнт запасу міцності для цього шпангоута становить 2,32. Максимальні напруження для композитних деталей становлять 181,2 МПа, а мінімальний коефіцієнт запасу міцності – 3,69.

Для випадків навантаження в умовах аварійного приземлення, найбільш навантаженим випадком є випадок VII-п3 – Аварійне приземлення з перевантаженням 12g вниз за віссю Y. Максимальні напруження для металевих деталей у цьому випадку виникають у шпангоуті № 1Ф і становлять 378 МПа. Мінімальний коефіцієнт запасу міцності для цього шпангоута становить 1,11. Максимальні напруження для композитних деталей становлять – 507 МПа, а мінімальний коефіцієнт запасу міцності – 4,62.

Проведено розрахунок заклепувального з'єднання композитної кабіни пілота з алюмінієвими деталями центральної частини фюзеляжу вертольота. Встановлено відповідність заклепувального з'єднання нормам статичної міцності.

Таким чином, можна зробити висновок, що конструкція кабіни пілота вертольота задовольняє нормам статичної міцності.

### **3.4 Розробка конструктивно-силової схеми вузла**

За результатами виконання попереднього розрахунку на міцність, у системі Siemens NX Unigraphics розробляється детальна 3-D модель вузла, яка є основою для розробки КД.

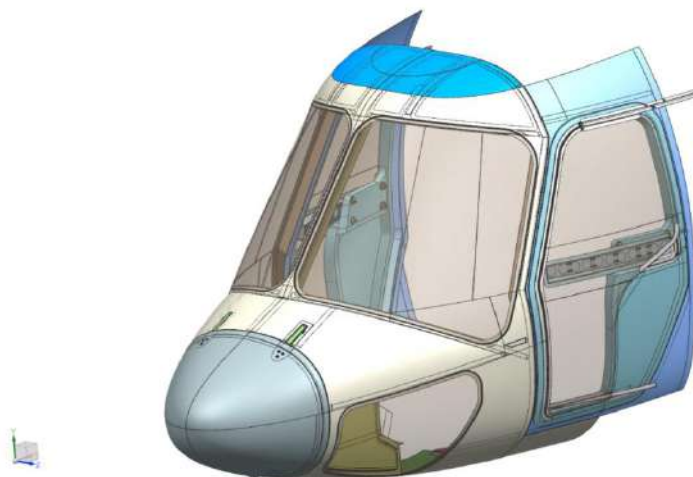
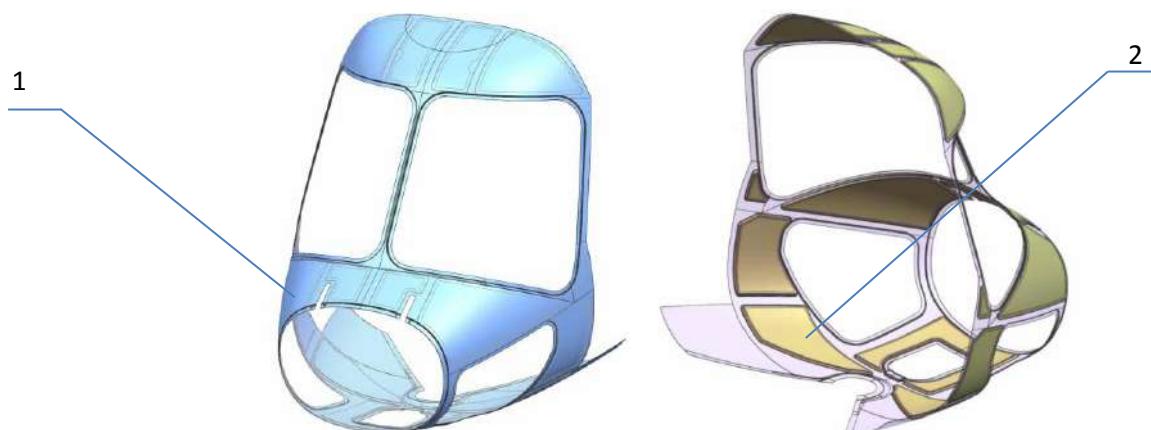


Рисунок 3.12 – Зображення робочої 3-D моделі збиральної одиниці – кабіна пілотів

Створена конструкція із ПКМ розбивається на СЧ, виходячи із існуючих технологічних можливостей виробництва. Розробляються креслення на деталі та збиральні одиниці.

Виготовлення носової частини фюзеляжу складається з попереднього виготовлення зовнішньої деталі (обшивки), а вже потім встановлення додаткових стільникових заповнювачів (НОМЕКС) та полімерних вкладишів. Зображення робочої 3-D моделі обшивки носової частини кабіни пілотів показано на рисунку 3.13.



1 – обшивка зі склотканини; 2 – стільниковий заповнювач

Рисунок 3.13 – Зображення робочої 3-D моделі обшивки носової частини кабіни пілотів

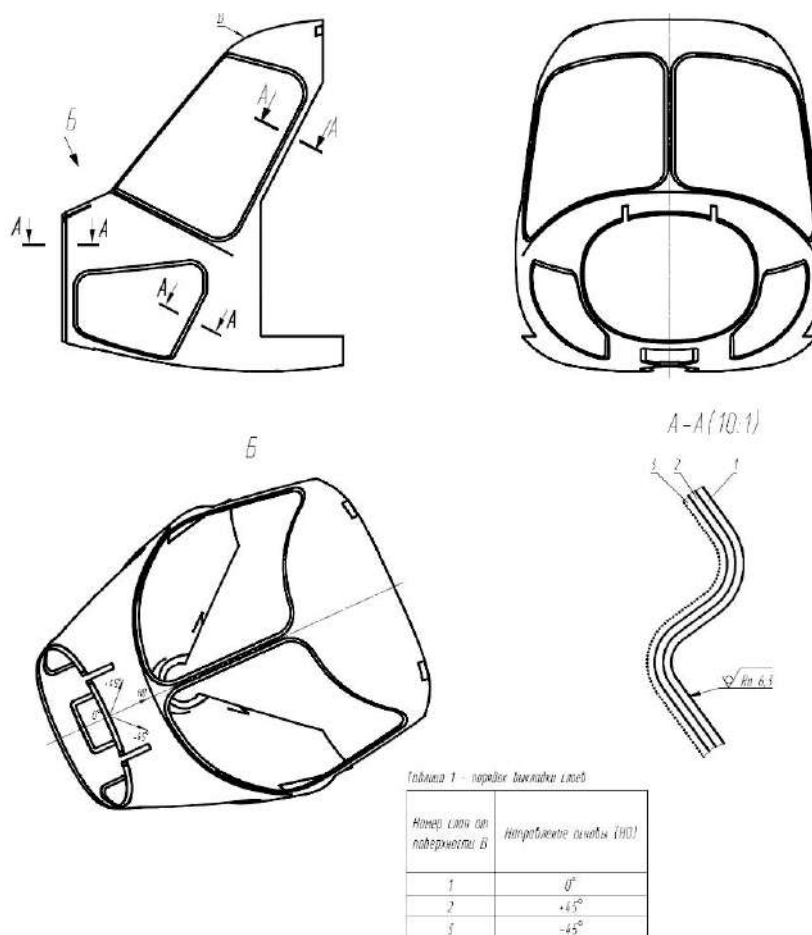


Рисунок 3.14 – Фрагмент кресленика обшивки носової частини кабіни пілотів

В кресленіку обшивки носової частини кабіни пілотів вказуються наступні технічні вимоги:

- 1) Матеріал з якого має виготовлятися деталь – три шари препрега на основі склотканини Т-10-14(92) та сполучника ЕДТ-69Н;
- 2) Схема укладання шарів препрега – 1-й шар під кутом 0°, 2-й шар під кутом мінус 45°, 3-й шар під кутом +45°.
- 3) Метод отримання деталі – ручне викладання на оснащенні згідно схеми укладання методом автоклавного формування;
- 4) Вимоги щодо особливостей викладання препрега – на ділянках великої кривизни допускаються місцеві надрізи зі зміщенням надрізу в подальшому моношарі на 20 ... 25 мм. Допускається в моношарі препрег викладати перекриттям одного шару з другим, шириною 100...150 мм зі зсувом

перекриття в подальшому моношарі мінімум на 600 мм, потовщення у місцях перекриття на 0,25 мм. Стиковка надрізів та перекриття будь-яких моношарів не дозволяється. Вказуються зони в кресленнику на яких не допускаються надрізи, та перекриття препрега.

5) Параметри, які необхідно контролювати – якість зовнішнього вигляду, відхилення від номінального положення, наявність дефектів: тріщини, розшарування, спучування, сторонні вклучення не дозволяються. Вимоги до контрольного зразка-свідка, параметри щодо величини міцності розтягу впродовж та поперек напрямку основи.

В кресленнику збиральної одиниці – носової частини кабіни пілотів (фрагмент кресленника показано на рисунку 3.15) наводиться інформація щодо встановлення на виготовлену деталь обшивки носової частини підсилюючих елементів та листів внутрішньої обшивки, для створення жорсткості конструкції, а саме:

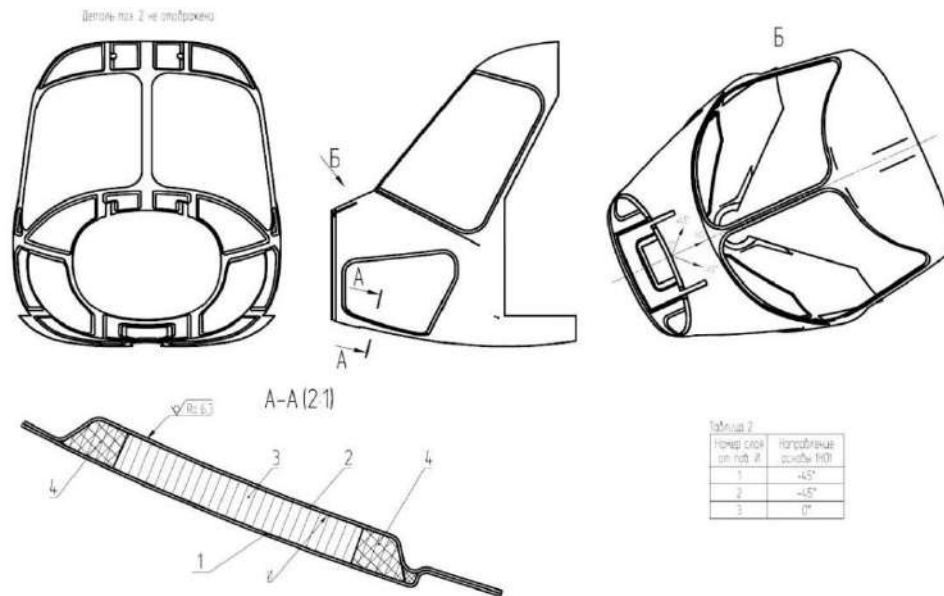
- стільникові заповнювачі поз. 3 та полімерні вкладиші поз. 4 встановлюються на зовнішній обшивці за формою місця встановлення за допомогою плівки клейової типу ВК-51;

- технічні вимоги щодо нанесення внутрішньої обшивки – три шари препрега на основі склотканини Т-10-14(92) та сполучника ЕДТ-69Н, схема укладки та спосіб отримання ФУП – такі самі, як і для зовнішньої обшивки; в зоні між зовнішньою обшивкою та встановлення полімерних вкладишів пустоти повинні бути заповнені клеєм ВК-9 у пропорції 70 % масових частин клею та 30 % масових частин мікросфери скляної полої МС-А9;

- вимоги щодо шоркості механічно оброблених кромок;
- вимоги щодо проклеювання механічно оброблених кромок клеєм ВК-9;

- вимоги до щодо контрольного зразка-свідка для перевірки міцності склеювання;

- вимоги щодо методу отримання деталі – ручне укладання методом автоклавного формування.



1 – обшивка зовнішня; 2 – обшивка внутрішня; 3 – стільниковий заповнювач (НОМЕКС); 4 – полімерні вкладиші

Рисунок 3.15 – Фрагмент збирального кресленника носової частини кабіни пілотів

### 3.5 Розробка технології виготовлення кабіни пілотів із ПКМ

Технологія виготовлення кабіни пілотів із ПКМ у цілому повинна включати наступні основні операції:

- пошарове викладання шарів препрега на формувальну поверхню оснащення;
- підготовка викладених шарів до автоклавного формування;
- автоклавне формування;
- механічна обробка;
- контроль якості.

Зовнішня обшивка формується шляхом викладання заготовки препрега на формувальну поверхню оснащення, з виконанням наступних операцій:

1) Розкроювання препрега на заготівлі, не знімаючи захисного шару поліетиленової плівки.

2) Викладання заготівель препрега на підготовлену формувальну поверхню оснащення. Перед викладанням необхідно зняти захисний шар поліетиленової плівки з заготівлі препрега і викласти її на форму з необхідним напрямком основи тканини, виключаючи складки і забезпечуючи щільне прилягання першого шару препрега до поверхні оснащення, а наступних шарів один до одного. У місцях радіусних переходів, де при викладанні препрегів немає можливості видалити складки, допускається робити технологічні розрізи препрега.

3) Встановлення та закріплення вакуумного мішка.

Оснащення, з підготовленим до формування викладеним мішком, встановити на автоклавний стіл або помістити в термопід. Підключити мішок до вакуумної системи. Включити вакуумний насос, попередньо перевіривши герметичність вакуумного мішка. Для контролю температури пакету, що формується, встановити термопару на вакуумний мішок, не менше однієї на 2 метри довжини деталі, що формується. Закрити термопід або автоклав при увімкненому вакуумному насосі. Виконати формування деталі у наступній послідовності:

- створити вакуум не менше 0,085 Мпа ( $0,85 \text{ кгс/см}^2$ );
- витримати при температурі приміщення  $15 \dots 30^\circ\text{C}$  протягом 30...60 хвилин;
- підняти температуру до  $(125 \pm 5)^\circ\text{C}$  зі швидкістю  $1 \dots 2^\circ\text{C/хв}$ ;
- витримати 20...30 хвилин;
- створити надлишок тиску  $0,1 \dots 0,3 \text{ Мпа}$  ( $1,0 \dots 3,0 \text{ кгс/см}^2$ );
- підняти температуру до  $(175 \pm 5)^\circ\text{C}$  зі швидкістю  $1 \dots 5^\circ\text{C/хв}$ ;
- витримати протягом 5 годин;
- охолоджувати під тиском до температури  $110 \dots 120^\circ\text{C}$  зі швидкістю не більше  $2^\circ\text{C/хв}$ ;
- зняти надлишковий тиск;



- охолоджувати під вакуумним тиском до температури 50...60<sup>0</sup>С зі швидкістю не більше 2<sup>0</sup>С/хв.

Остаточне виготовлення збиральної одиниці формується шляхом встановлення підсилюючих елементів та їх фіксації.

Встановлення підсилюючих елементів – стільникових заповнювачів (Номекс), полімерних вкладишів зі спіненого поліуретану та наступних шарів препрегів виконується наступним чином:

- 1) Підготувати стільниковий заповнювач та полімерні вкладиші за формулю місця встановлення на зовнішній обшивці.
- 2) Злегка зашкурити внутрішню поверхню обшивки.
- 3) Нанести на зашкурену поверхню сполучник та підсушити його 10...15 хвилин.
- 4) Встановити зовнішню обшивку на оснащення, а потім викласти один шар препрега склотканини, знявши захисну плівку, і прикатати валиком до обшивки.
- 5) Нанести зв'язуюче на торці стільникового заповнювача і полімерних вкладишів, після чого укласти їх у форму із зовнішньою обшивкою.
- 6) Викласти поверх підсилюючих елементів та полімерних вкладишів шари препрега, знявши захисну плівку.
- 7) Встановити та закріпити вакуумний мішок.
- 8) Виконати вакуум-автоклавне формування.

### **3.6 Методи контролю конструкції із ПКМ у виробництві**

Якість виготовлення деталей із ПКМ забезпечується дотриманням вимог конструкторської документації та технологічних режимів на усіх етапах виготовлення деталі та якості оснащення.

Усі операції технологічного процесу виготовлення деталей повинні проводитися згідно з робочим технологічним процесом і мають підлягати прийманню відділом технічного контролю.

У процесі виготовлення контролю підлягають:

- технологічне оснащення (наявність вхідних елементів, планової інформації, чистота формуютьуючих поверхонь, відповідність геометричним параметрам);

- контроль матеріалів-заготівель на відповідність вимогам ;

- основні технологічні операції (приготування сполучника, виготовлення препрегів, викладання шарів препрегу) відповідно до вимог КД та інструкцій, герметичність вакуумного мішка та дотримання режимів формування відповідно до вимог ТД.

Контроль готових деталей на відповідність вимогам КД включає:

- контроль зовнішнього вигляду та контуру: контролюється якість поверхні конструкції, відповідність контурів конструкції розмітці на оснащенні та прилягання її до ФУП оснащення;

- контроль міцності зразків-свідків;

- контроль механічних властивостей та якості затверділого пластику;

- контроль маси деталі.

Контроль вмісту смоли у пластику, пористості, ступеня полімеризації та щільності проводити у разі вимог, обумовлених у кресленні та ТД. Зразки вирізаються з припуску деталі або зразка-свідка.

Приймання виготовлених деталей відділом технічного контролю проводиться з пред'явленням наступної документації:

- креслення;

- технологічної документації на виготовлення деталей та конструкцій;

- свідоцтв на приготування сполучників;

- свідоцтв на приготування препрегів;

- свідоцтв випробувань зразків-свідків;

- діаграм температур та тисків.

## ВИСНОВКИ

В роботі об'єктом досліджень був агрегат ПС, а саме носова частина фюзеляжу вертольоту (кабіна пілотів), який розроблений за технологією виготовлення конструкцій із ПКМ.

За результатами проведення даної роботи можна зробити наступні висновки:

1. Застосування ПКМ в конструкції ЛА порівняно з традиційними алюмінієвим сплавами призводить до зниження трудомісткості виготовлення конструкції за рахунок зменшення в кілька разів кількості деталей, що входять до неї, значного зниження матеріаломісткості конструкцій, збільшення коефіцієнту використання матеріалу, зменшення кількості оснащення.

2. Композиційні матеріали на даний час не мають альтернатив в плані створення нових аеродинамічних форм фюзеляжу, забезпечення специфічних вимог щодо радіопрозорості, захисту від блискавки, тощо.

3. Застосування ПКМ вирішує проблему корозійної стійкості, втомного руйнування авіаконструкцій порівняно з металевими сплавами.

4. Створення ефективних авіаконструкцій із ПКМ можливе за умови використання прогресивних методів проектування за допомогою комп'ютерних технологій CAD/CAM/CAE/PLM, з проведенням розрахунків на міцність, що дозволяє вибрати оптимальні параметри конструкції.

## ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАНЬ

1. Общее проектирование вертолетов / [Богуслаев В.О. та інші] – Запоріжжя: Видавництво ВАТ «Мотор Січ», 2001 р. – 324 с.
2. Гребеніков О.Г. Інтегроване проектування гвинтокрилих літальних апаратів транспортної категорії. Частина 1. Інтегроване проектування гвинтокрилих літальних апаратів транспортної категорії / [Гребеніков О.Г. та інші], Х.: Видавництво Національний Аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». 2016 р. – 411 с.
3. Авіаційно-космічні матеріали та технології. / [Богуслаев В.О. та інші] – Запоріжжя: Видавництво ВАТ «Мотор Січ», 2009 р. – 383 с.
4. Технологія виробництва гвинтокрилих літальних апаратів транспортної категорії. Частина 3. / [Гребеніков О.Г. та інші], Х.: Видавництво Національний Аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». 2016 р. – 419 с.
5. Аеродинаміка та міцність гвинтокрилих літальних апаратів транспортної категорії. Частина 2. Технологія виробництва гвинтокрилих літальних апаратів транспортної категорії / [Гребеніков О.Г. та інші], Х.: Видавництво Національний Аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». 2016 р. – 454 с.
6. Конструкционные материалы в самолетостроении / [Моляр А.Г. та інші], Киев: КВИЦ, 2015 – 400 с.
7. Encyklopedia Powszechna, Poznań, Wydawnictwo. IBIS, 2011 - p. 381.
8. I. Siggelkow, Evaluation of corrosion in crevices, Uppsala: Uppsala Universitet, 2012 – p. 53.
9. Effect of pitting corrosion on fatigue crack initiation and fatigue life, Engineering Fracture Mechanics / [Rokhlin S.J. and others], 1999 – pp. 425-444.
10. Corrosion an Corrosion fatigue of airframe aluminum alloys / [G.S. Chen and others], - USA: Lehigh University, 2000 – p. 79.

11. D. DuQuensay, P. Underhill and H. Britt, Fatigue crack growth from corrosion damage in 7075-T6511 aluminum alloys under aircraft loading, *International Journal of Fatigue*, 2003 – pp. 371-377.

12. Gruff J.J. Effect of corrosive environmental of fatigue life of aluminum alloys under maneuver spectrum loading. Proceeding of Air Force conference on fatigue and fracture of aircraft structures and materials. / J.J. Gruff, J.G. Hutchenson . Miami Beach, USA, Dec 15–18, 1969.

13. Everett R.A. Effect of service usage on tensile fatigue and fracture properties of 7075–T6 and 7178–T6 aluminum alloys. NASA technical memorandum X–3165, Feb 1975.

14. Scheuring J.N. Mechanical properties of aircraft materials subjected to long periods of service usage / J.N. Scheuring, A.F. Grandt - *Transactions of the ASME*. V119 October, 1997 – pp. 380 – 386.

15. Hans–Jurgen Schmidt. Damage tolerance philosophy, methods and experiments applied to modern large transport aircraft structures for compliance with applicable FAA/JAA regulations. PhD thesis, ИМАШПАН, М – 2003.

16. Армирующие материалы и связующие для композитов: учеб. пособие / [Гайдачук В.Е. и другие], Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1991 – 87 с.

17. USAAVRADCOM-TR-80-D-35A, “Airframe Preliminary Design for an Advanced Composite Airframe Program” March 1982, Bruce F. Kay and David Maass, Applied Technology Laboratory, U.S. Army Research and Technology Laboratories (AVRADCOM), Fort Eustis, Va., 23604.

18. Technical paper “Evolution of the ACAP Crash Energy Management System” Charles W. Clarke, Presented at the American Helicopter Society Forum 44, Washington, DC, May 1988.

19. Bruce F. Kay Sikorsky S-75 ACAP Helicopter. Электронный ресурс [режим доступа [https://www.sikorskyarchives.com/S-75% 20ACAP. php](https://www.sikorskyarchives.com/S-75%20ACAP.php)].

20. Технологія виробництва літальних апаратів із композиційних матеріалів / [Бичков С.А. та інші], К.: ІСДО, 1995. – 376 с.

21. Карпов Я.С. Соединения деталей и агрегатов из композиционных материалов. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е Жуковского «ХАИ», 2006 – 359 с.

22. Авиационные правила. Часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет. 2018 р. – 179 с.

23. Руководство для конструкторов вертолетов "Нормы прочности вертолетов 1961 года" Том 2, Выпуск 1, 1962 г. – 49 с.

24. Трощенко В.Т. Сопротивление усталости металлов и сплавов / В.Т. Трощенко, Л.А. Сосновский // Справочник. Том 1. Киев: Наукова думка. 1987 – 512 с.