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 проєкту (роботи)

магістра
(ступінь вищої освіти)

на тему **ЗАСТОСУВАННЯ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ПРИ ПРОЕКТУВАННІ ДЕТАЛЕЙ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

Виконав: студент 2 курсу, групи БАД-222м

Спеціальності 132 «Матеріалознавство»
(код і найменування спеціальності)

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

ЛАВРОВ Олександр
(прізвище та ініціали)

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

Рецензент к.т.н., доц. КАПУСТЯН Олексій
(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)

Лавров Олександр Вікторович
(ПРІЗВИЩЕ, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту (роботи) Застосування полімерних композиційних матеріалів при проєктуванні деталей повітряних суден

керівник проєкту (роботи) Широкобокова Наталія Вікторівна,
(науковий ступінь, вчене звання, ПРІЗВИЩЕ, ім'я, по батькові)
затверджені наказом закладу вищої освіти від «17» 10 2023 року № 391
2. Строк подання студентом проєкту (роботи)
3. Вихідні дані до проєкту (роботи) технічне завдання

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити) 1. Застосування полімерних композиційних матеріалів в авіабудуванні
2. Матеріали та обладнання які використовуються при виготовленні капоту вертольоту
3. Технологія отримання капоту двигуна модернізованого вертольоту. 4. Розрахунок на міцність конструкції капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту

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

6. Консультанти розділів проєкту (роботи)

Розділ	ПРІЗВИЩЕ, 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 проєкту (роботи)	Строк виконання етапів проєкту (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) _____ Олександр ЛАВРОВ
(підпис) (Ім'я ПРІЗВИЩЕ)

Керівник проєкту (роботи) _____ Наталія ШИРОКОБОКОВА
(підпис) (Ім'я ПРІЗВИЩЕ)

РЕФЕРАТ

Дипломна робота: 78 с, 26 рис., 16 табл., 21 літературних джерел.

Об’єкт досліджень – процес формування капоту з полімерного композиційного матеріалу при модернізації повітряного судна.

Предмет дослідження – визначення впливу тиску повітря, навантаження на деталь корпусу вертольоту та прогнозованого коефіцієнту запасу міцності.

Мета роботи - розробка технології отримання капоту відсіків двигунів модернізованого вертольоту з полімерних композиційних матеріалів.

Метод дослідження – аналітичний, графічний, метод розрахунку на міцність, методи проектування на ЕОМ за допомогою програмних пакетів: Solid Works, AutoCAD, ANSYS.

У дипломному проєкті розглядається технологічний процес виготовлення капоту двигуна переднього модернізованого вертольоту з полімерного матеріалу, розраховується необхідна кількість складових, проводиться аналіз схеми навантаження, напружено-деформованого стану та розрахунок конструкції капотів та їх кріплення на міцність.

ПОЛІМЕРНІ КОМПОЗИЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ, ВЕРТОЛЬОТ, КАПОТ, ПРЕПРЕГ, ЗВ′ЯЗУЮЧЕ, СКЛОТКАНИНА, ВАКУУМ.

ABSTRACT

The diploma work consists of 80 pages, 26 figures, 16 tables, 21 literary sources.

The object of research: the process of forming a hood from a polymer composite material during the modernization of an aircraft.

The subject of the study is the determination of the influence of air pressure, the load on the part of the helicopter body and the predicted coefficient of safety margin.

The purpose of the work is to develop a technology for obtaining the hood of the engine compartments of the modernized Mi-2 helicopter from polymer composite materials.

The design method is analytical, graphical, strength calculation method, computer design methods using software packages: Solid Works, AutoCAD, ANSYS.

The diploma project examines the technological process of manufacturing the engine hood of the modernized Mi-2 helicopter from polymer material, calculates the necessary amount of prepreg components, analyzes the load scheme, stress-strain state, and calculates the design of the hoods and their fastening for strength.

POLYMER COMPOSITE MATERIALS, HELICOPTER, HOOD, PREPREG, BINDER, GLASS FABRIC, VACUUM.

ЗМІСТ

Вступ……..9
Розділ 1 Застосування полімерних композиційних матеріалів в авіабудуванні……10
1.1 Опис конструкції капотів вертольоту Ми-2 з алюмінієвого сплаву Д16АМ…….....16
1.2 Загальні відомості про конструкцію та призначення капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту…….20
1.3 Аналіз матеріалів прийнятих у конструкції капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту…….....23
Розділ 2 Матеріали та обладнання які використовуються при виготовленні капоту вертольоту……..……..25
2.1 Застосовувані матеріали……....25
2.2 Технічні вимоги……..……28
Розділ 3 Технологія отримання капоту двигуна модернізованого вертольоту……..……...31
3.1 Розрахунок кількості армуючого матеріалу……..…..31
3.2 Технологічний процес виготовлення зв′язуючого СП-97К……...32
3.3 Розрахунок необхідної кількості зв′язуючого СП-97К……..…33
3.4 Підготовка компонентів зв′язуючого, підготовка апаратів до роботи та приготування зв′язуючого СП-97К…….....34
3.5 Відбір проби та контроль зв′язуючого СП-97К……..…35
3.6 Зберігання зв′язуючого СП-97К……...38
3.7 Виготовлення препрегів армуючих наповнювачів…….....38
3.8 Опис оснастки для виготовлення капоту двигуна переднього модернізованого вертольоту……...41
3.9 Розкроювання препрегів армуючого наповнювача……....43

3.10 Виготовлення капоту двигуна переднього модернізованого вертольоту……..……...44
3.11 Виготовлення зовнішньої обшивки капоту…….....45
3.12 Викладка та підформування стільникового заповнювача……....49
3.13 Виготовлення внутрішньої обшивки капоту…….....51
3.14 Механічна обробка та покриття торців капоту…….....54
3.15 Контроль якості капоту двигуна переднього……....54
Розділ 4 Розрахунок на міцність конструкції капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту…….....56
4.1 Механічні властивості матеріалів……....56
4.2 Схема навантаження капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту……..58
4.3 Навантаження на капот двигуна центральний…….....59
4.4 Навантаження на капот двигуна передній…….....60
4.5 Навантаження на капот двигуна задній……61
4.6 Напружено-деформований стан капотів модернізованого вертольоту……..62
4.7 Міцність кріплення капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту……..……70
Висновки……....75
Перелік джерел посилань……77

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І ТЕРМІНІВ

ПКМ – полімерні композиційні матеріли;

НД – нормативна документація;

КД – конструкторська документація;

КВМ – коефіцієнт використання матеріалу;

L - довжина тканини з урахуванням припуску, м;

b – ширина рулону, м;

$S_{ткан.}$ – площа тканини без урахування припуску, $м^2$;

$S_{ткан.\ п.}$ – площа тканини з урахуванням припуску, $м^2$;

$\rho_{пов.}$ – поверхнева щільність тканини, $кг/м^2$;

$К_{т.п.}$ – коефіцієнт технологічних втрат;

$М_{роз.}$- маса розчинника (етиловий спирт), кг;

$М_{с.з.}$ – маса сухого залишку зв′язуючого, кг;

$М_i$ – маса компонента зв′язуючого яке необхідно знайти, кг;

$М_{зв.}$ – маса необхідного для просочення зв′язуючого, кг;

Т – температура зв′язуючого, ºС;

С – концентрація звязуючого, %;

$Р_{20}$ – густина зв′язуючого при температурі 20ºС, $г/см^3$;

$Р_т$ – густина зв′язуючого при виміряній температурі, $г/см^3$.

ВСТУП

Початок двадцять першого століття ознаменований зростаючими об′ємами застосування композиційних матеріалів у багатьох галузях промисловості: у суднобудуванні, автомобілебудуванні, хімічному машинобудуванні та інших галузях. Однак значний прогрес використання цих матеріалів відзначається у найбільш наукомісткій галузі – авіакосмічній, а саме в області створення перспективних інтегральних конструкцій та удосконалення технологій виробництва.

Дослідження, що присвячені розробці технологічних процесів, створенню виробів з багатокомпонентних композиційних матеріалів, основані на комп′ютеризації та математичному моделюванні, а використання екологічно чистих виробництв є визначальним напрямком науково-технічного прогресу в перспективному машинобудуванні. Основними напрямками розробок та промислового застосування перспективних технологій є: оптимізація властивостей вихідних матеріалів та на стадії розробки виробів, оптимізація процесів серійного виробництва, розробка автоматизованого обладнання та проєктування оснастки.

Ці напрямки створюють основу для інтегрованої автоматизації процесів проєктування та виробництва авіаційних конструкцій із композиційних матеріалів і передбачають застосування інтегрованих CAD/CAM систем в процесі оптимізації композиційної структури матеріалу, розробці технологій та обладнання, проєктуванні оснастки, а також проведення технологічної підготовки процесу виробництва в цілому. Такі інтегровані технологічні системи включають наявність даних та бази знань, відповідні математичні та фізичні моделі, наявність локальних мереж даних і дозволяють створювати єдину інформаційну базу даних, що скорочує об′єми робіт, терміни проєктування нових авіаційних конструкцій та розробку виробничих процесів.

РОЗДІЛ 1
ЗАСТОСУВАННЯ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ В АВІАБУДУВАННІ

Авіабудування – це приклад серйозного шляху розвитку наукової думки – від дерев'яного апарату братів Райт до джетів сьогодення із сучасних композитних матеріалів. При виборі матеріалів для повітряних суден, конструктори враховували поєднання безлічі чинників, починаючи від вимог до функціональних характеристик літака, закінчуючи мінімізацією витрат на виробництво і подальше обслуговування. Але головним бажанням розробників було прагнення зменшити масу надійних металевих апаратів. Саме зменшення значень цього параметра забезпечує необхідний рівень безпеки пілотів, пасажирів, вантажів і самого літака, його продуктивність, оптимальне використання палива і дальність польоту [1].

В сучасних конструкціях повітряних суден використовуються різні матеріали. Міцність, твердість і стійкість до високих температур – властивості виробів зі сталі, що дозволяє використовувати цей матеріал для виготовлення шасі, обшивки деяких літаків, петель, кабелів, кріплень та інших деталей. Зазвичай сталь становить 11-13% від усіх матеріалів, що використовуються у виробництві сучасних літаків.

Дуже популярним є алюміній та його сплави для виробництва комерційних літаків завдяки своїй високій міцності за порівняно низької щільності. Найчастіше застосовують дюралеві сплави Д16, високоміцні сплави В95 (або його аналог 7075, що містить, зокрема мідь, магній та цинк) і У93, сплави середньої і підвищеної міцності АВ, АК6 і АК8. Для створення гідролітаків можуть використовувати також корозійностійкі сплави незміцнювані термічною обробкою . В той же час при високих температурах алюміній втрачає міцність, тому у виробництві обшивки його у чистому вигляді

не використовують. Водночас, алюмінієві деталі можуть становити до 80% маси літака [2].

Завдяки високим експлуатаційним якостям: зносостійкості, високій питомій щільності, титанові сплави також широко застосовуються в сучасній авіації. З появою таких матеріалів нового покоління з'явилася можливість удосконалити конструкцію літальних апаратів, знизити вагу, підвищити надійність відповідальних вузлів, забезпечити більш довгу надійну роботи сучасних авіадвигунів [3].

Окрім алюмінієвих сплавів використовуться також сплави на основі магнію (МЛ4, МЛ5, МЛ 12 та інш), які можуть мати ряд переваг, зокрема їм невластива міжзерена корозія. З таких сплавів виготовляють колеса, вилки шасі, двері кабін, штурвальні колонки, корпуси приборів, тощо [4].

В середині XX століття науковці звернули увагу на полімерні композитні матеріали. У порівнянні з алюмінієвими сплавами композити мають дві важливі відмінності: простота виробництва тонкостінних деталей складної форми та більш високу пружність.

Але є й недоліки. Головний недолік – відсутність надійних способів діагностики порушень міцності конструкцій, тобто способів визначити начало процесу руйнування конструктивних елементів. Інші недоліки: відколювання при ударі, низька стійкість до високих температур нагрівання, трудомісткість ремонту. Тому на початку композиційні матеріали застосовували виключно для виготовлення другорядних, не силових елементів конструкції повітряних суден.

Сучасна авіаційна галузь – це вже досвід конструкторської та наукової думки в напрямку розвитку композиційних матеріалів і застосування у вигляді об'ємних геометричних тіл та поверхонь подвійної кривизни. Основу композиції становлять волокна сталі, скла, графіту, ниткоподібні кристали окису алюмінію, заліза тощо. Матриця матеріалу виготовляється зі сплавів металів (того ж алюмінію, титану, магнію) або з синтетичних смол, зокрема епоксидної або поліефірної. Після з'єднання основи і матриці шляхом пресування, лиття або іншими способами композитний матеріал набуває не

лише властивостей елементів, що його утворюють, але й абсолютно нових характеристик. В результаті такі матеріали забезпечують баланс між вагою літаків, стійкістю до втоми, корозії та зниження витрат на обслуговування.

Наприклад, маса деталей із композитів становить приблизно п'яту частину маси таких саме деталей, виготовлених з алюмінію. Проте композити перевершують останній за експлуатаційними характеристиками – вони міцніші і більш гнучкі, не схильні до корозії. До того ж, тимчасові композитні матеріали не є токсичними, а вироби з них не потребують додаткового догляду [1].

Відомі багатокомпонентні композиційні матеріали – поліматричні (в одному матеріалі поєднують декілька матриць) та гібридні (включають різні наповнювачі). Зараз у важкій промисловості поширенними є композити з полімерною матрицею, використання яких дає значний економічний ефект. Наприклад, використання ПКМ при виробництві ракетно-космічної і авіаційної техніки дозволяє зменшити на 5-30% вагу літального апарату. А зниження ваги, наприклад, штучного супутника на навколоземній орбіті на 1 кг приводить до економії 1000$ [5].

Одними із перших літаків, де були застосовані композити в конструкції – це Боїнги, в ранніх моделях частка композитних деталей складає 5%. Зараз частка композитів у загальній вазі літака компанії може досягати 50%. Більше того, компанія сміливо експериментує з металами, створюючи нові композиції з унікальними властивостями. Наприклад, матеріал microlattice з нікелю та фосфору - найлегший метал у світі, важить в 100 разів менше за пінополістирол.

Першим випадком застосування композиційних матеріалів для складної і навантаженої конструкції (крило пасажирського судна) став американський трансмагістральний лайнер Boeing-787 (рис. 1.1) [6].

Рисунок 1.1 - Лайнер Boeing-787 з композитним крилом у повітрі

В цьому випадку проявляється позитивна властивість композитних матеріалів – пружність. Так крило Boeing-787 Dreamliner може прогинатися догори до 7м. Тому, там де алюміній втрачає міцність і руйнується – композити лише тимчасово змінюють форму, вигинаючись під дією навантаження без руйнування.

Новітні тенденції проявилися також в змінах конструкцій вертольотів. Досвід заміни каркасної конструкції фюзеляжу вертольоту панельною показав, що такий перехід дозволяє:

- знизити трудомісткість виготовлення стільникових панелей з ПКМ взамін традиційних металевих приблизно на 28 %;
- знизити трудомісткість виготовлення і складання агрегату із стільникових панелей в порівнянні з трудомісткістю виготовлення і складання каркасного агрегату аналогічного призначення на 43 – 50 %.
- знизити масу тришарових панелей з стільниковим наповнювачем при заміні алюмінієвих сплавів на органопластик на 15 – 23 %;
- скоротити кількість необхідного технологічного обладнання в 3 рази;
- підвищити питому міцність, жорсткість і стійкість конструкції при роботі в умовах складного (в тому числі динамічного) навантаження;
- знизити час розробки конструкторської документації.

Процес упровадження ПКМ в конструкцію фюзеляжів вертольотів умовно можна розділити на три етапи:

Перший етап – створення окремих деталей несилового призначення з склопластику шляхом механічної заміни металу (в основному обшивок) на полімерні композиційні матеріали (в основному склопластик) в рамках традиційної конструкції «металевого типу». За часом цей тип охоплює період з кінця 50-х до початку 70-х років.

Другий етап – розробка й запровадження агрегатів силового призначення, в тому числі тришарових панелей з стільниковим наповнювачем й обшивками з ПКМ. За часом цей етап охоплює період з кінця 70-х до середини 80-х років.

Третій етап – створення інтегральних цільнокомпозитних структур і крупногабаритних конструкцій агрегатів фюзеляжу вертольоту на базі багатофункціональних матеріалів. За часом цей тип охоплює період з середини 80-х років до цього часу [9].

Динаміку застосування ПКМ в конструкціях вертольотів можна побачити прослідкувавши хронологію створення вертольотів. Останній вертольот, який мав класичний цільнометалевий фюзеляж, був створений наприкінці 50-х років. Вже на вертольоті, створеному у цей період, був виконаний обтічник РЛС та експериментальний відсік стабілізатора, в якому кесонна частина була виконана з тришарових панелей (обшивками зі склопластика й бавовняними стільниками в якості наповнювача). Одночасно на цьому вертольоті був одержаний досвід експлуатації тришарових панелей з стільниковим наповнювачем у вигляді конструкцій вантажної підлоги, що в подальшому дозволило перейти до їх широкого застосування в конструкції фюзеляжів.

Першим вертольотом, де в достатньо помітній кількості були застосовані ПКМ, став вертоліт створений на початку 60-х років. В основному це були склопластики на зв′язуючому холодного отвердіння (в конструкціях типу зализів, капотів й обтічників) і готові пластики типу склотекстолітів (обшивки панелі підлоги вантажопасажирської кабіни). ПКМ в конструкції фюзеляжу склали в той час біля 5 – 6 % від загальної ваги фюзеляжу [9].

У подальшому з появою нових ПКМ високої міцності й жорсткості на зв′язуючому гарячого отвердіння, можливості застосування таких матеріалів у конструкції фюзеляжів вертольотів розширились. Так на вертольотах побудованих в середині 70-х років, вже застосовані ПКМ в конструкції керма направлення, стабілізатора, килів, предкрилків, у кришках люків, обтічниках антен. У навантажених частинах фюзеляжу широко використовуються клеєні конструкції у вигляді тришарових панелей з стільниковим наповнювачем, але обшивки цих панелей в основному виконані з алюмінієвих сплавів. Тришарові панелі зі склопластику були застосовані в конструкції інтер′єру вертольотів.

Застосування нових матеріалів визначило рішучий перехід від традиційної металевої стрингерної (каркасної) конструкції до шаруватої з обшивками із ПКМ та стільниковим наповнювачем. На вертольотах вперше були застосовані органопластики типу «Органіт – 7т» (зарубіжний аналог «кевлар»), який по питомій жорсткості не поступається алюмінієвим сплавам, а по міцності переважає їх у 3 – 4 рази. Низька швидкість розповсюдження тріщин (у тому числі від втомленості), висока в′язкість руйнування, ударо- й віброміцність органопластиків дозволили застосувати їх в конструкціях таких агрегатів, як рулі направлення, хвостова частина стабілізатора.

Створення вертольоту з широким застосуванням ПКМ (головним чином за рахунок впровадження нових легких органопластиків) дозволило:

- знизити масу окремих елементів конструкції на 20 – 30 %;
- знизити масу фюзеляжу приблизно на 100кг;
- підвищити відмовостійкість і живучість вертольоту;
- збільшити ресурс окремих агрегатів планера в 2 – 2,5 рази;
- знизити трудомісткість й енергетичні затрати при виготовлені складних елементів конструкції за рахунок зменшення кількості деталей, скорочення циклу клепально–складальних робіт в 1,5 – 3 рази;
- скоротити тривалість циклу виготовлення агрегатів в 1,5 – 3 рази;
- знизити трудомісткість плазових робіт в 2 рази.

1.1 Опис конструкції капотів вертольоту Ми-2 з алюмінієвого сплаву Д16АМ

Передні бокові кришки відсіку двигуна штамповані з алюмінієвого листа марки Д16АМ, у верхній частині підвішені на шарнірах. Для виконання робіт кришки піднімаються у верх та фіксуються важелями, що самозапираються. У закритому положенні кришки знизу запираються гвинтовими замками та з переду фіксуються штирями. Знизу кришки закріплений гак, що страхує.

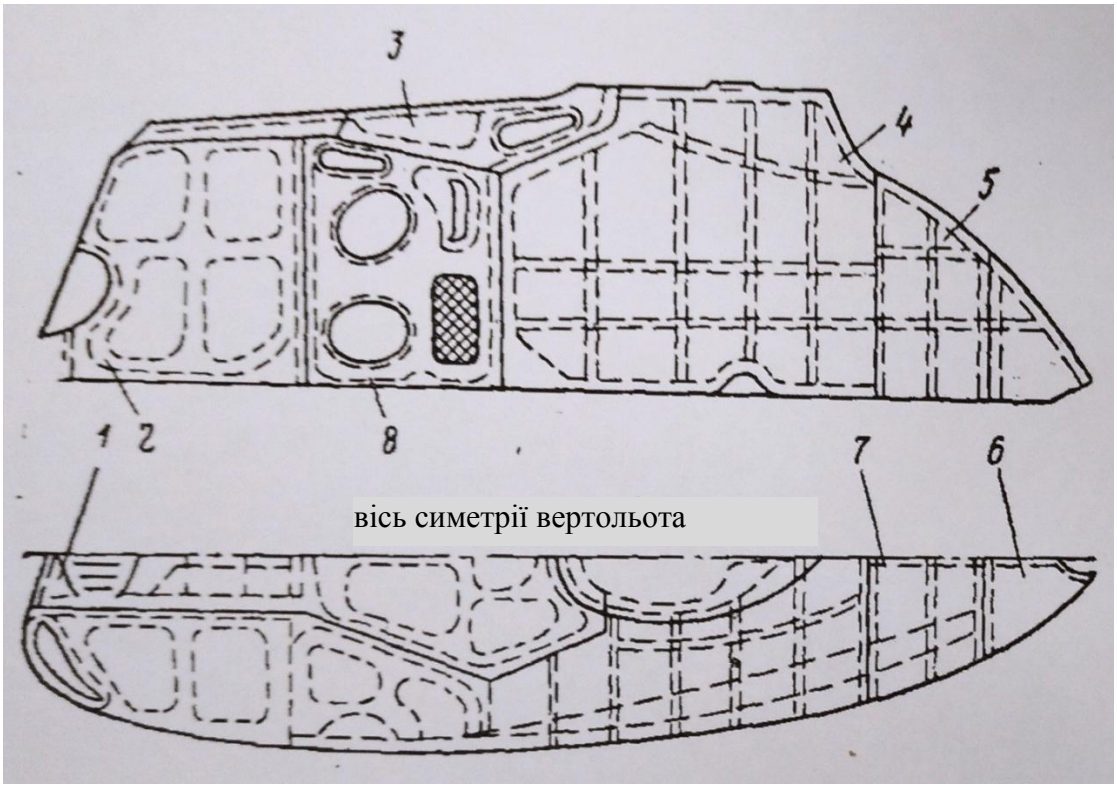
Середні кришки відсіку двигуна - з′ємні, які кріпляться на гвинтових замках. Кришки являють собою штамповані алюмінієві листи марки Д16АМ з приклепаними обшивками. Кришки мають додаткові лючки, отвори для вихлопних труб та відштамповані зябри для виходу повітря з підкапотного простору.

Відсіки двигунів та головного редуктора закриті капотами. Люки та кришки капотів які відкриваються та знімаються забезпечують підходи до двигунів, редуктору, вентиляторної установки та іншим агрегатам, які розташовані у підкапотному просторі. У закритому положенні кришки та люки кріпляться гвинтовими замками. Капоти (рис. 1.2) складаються з переднього з′ємного люка, двох передніх бокових кришок, двох середніх кришок, верхньої кришки, двох кришок головного редуктора та кінцевого відсіку капотів [8].

Верхня кришка також з′ємна, вона закриває радіатори та вентилятор. Кришка виконана зі штампованого алюмінієвого листа марки Д16АМ з приклепаною обшивкою. У кришці є три вікна, які закриті сіткою. Вікна служать для виходу повітря, який продувається вентилятором.

Кришки редукторного відсіку у нижній частині закріплені шарнірно, а з верху кріпляться гвинтовими замками. Кришки відкриваються у низ та у відкритому положенні можуть служити трапами для при обслуговуванні редукторного відсіку. Кришки – клепаної конструкції складаються з шпангоутів, профілів та обшивок. Майданчик трапу має конусні стальні клепки,

що оберігають від ковзання. У відкритому положенні кришки утримуються кожна двома тросами. Кінцевий відсік капотів складається з нерухомої частини, що закріплена на фюзеляжі, та з′ємною задньою алюмінієвою обшивкою. Обшивка знімається для забезпечення підходу к агрегатам, що розташовані у кінцевому відсіку капотів [8].



1 - з′ємний передній люк; 2 – передня бокова кришка; 3 – верхня кришка; 4 – кришка редукторного відсіку; 5 – кінцевий відсік капоту; 6 – з′ємна задня обшивка; 7 – нез′ємна частина кінцевого відсіку; 8 – середня кришка з′ємна

Рисунок. 1.2 – Загальний вигляд капотів

У той же час продовжувалось відпрацювання створення різних типів конструкцій елементів фюзеляжу з ПКМ, способів з′єднання між собою агрегатів з ПКМ, а також пошук (який продовжується і зараз) найбільш оптимального рішення проблем, які виникають в галузі радіо – й електрообладнання у зв′язку з заміною традиційної металевої конструкції

фюзеляжу конструкцією з ПКМ [9]. Приклад заміни матеріалів для конструкційних деталей вертольота показано на рис. 1.3.

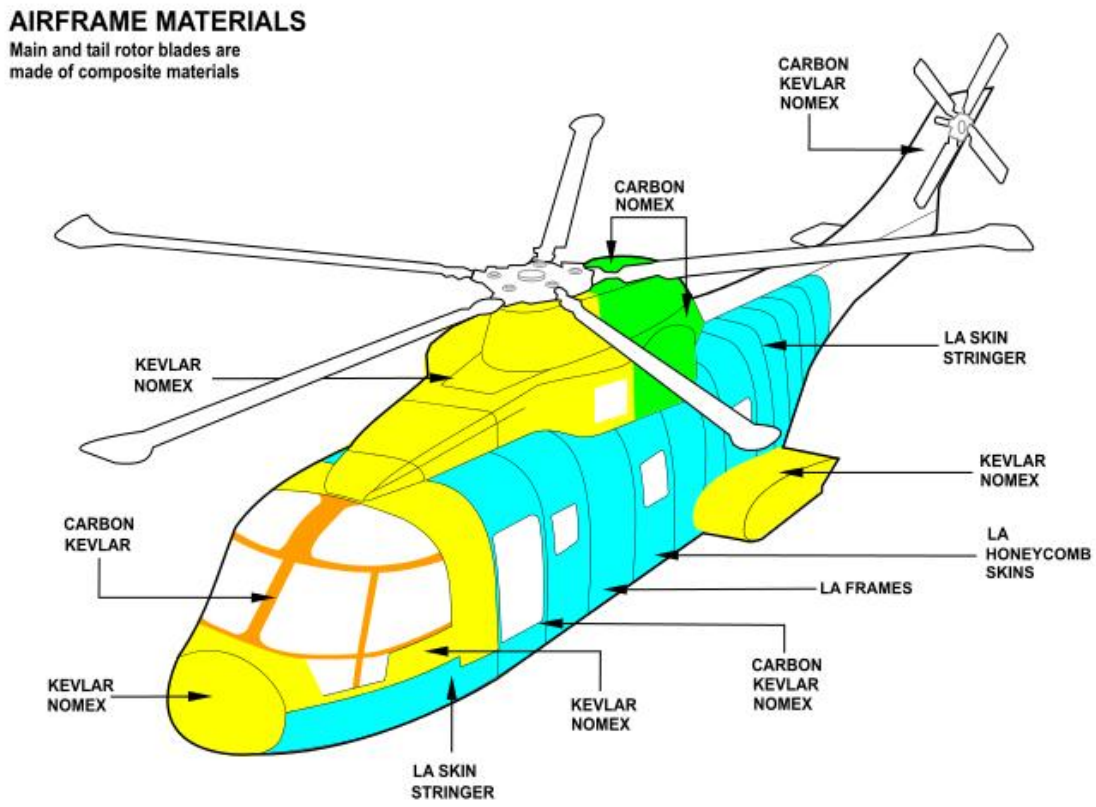


Рисунок. 1.3 – Застосування ПКМ в конструкціях різних вертольотів

Для одержання суттєвих переваг при впровадженні в конструкцію фюзеляжу ПКМ необхідно переходити до створення крупногабаритних конструкцій з композиційних матеріалів з одночасним розширенням їх застосування. Це приведе до збільшення вагової віддачі, зниженню трудомісткості виготовлення і складання агрегатів, широкому впровадженню систем автоматизованого проєктування на всіх етапах – від креслення до готової продукції.

При цьому проєктування конструкцій повинно вестись на нових принципах, які виключають механічне копіювання ідеології металевих конструкцій. Придбаний розробниками досвід проєктування й виготовлення елементів конструкції фюзеляжу з ПКМ дозволяє зробити ряд висновків.

По – перше, для одержання найбільшого ефекту від впровадження в конструкцію ПКМ проєктування вертольоту, починаючи з першої компоновки, повинно вестись з урахуванням особливостей цих матеріалів. Необхідно враховувати, наприклад, що найбільшого зниження маси від використання ПКМ в конструкції фюзеляжу вертольоту можна досягти, застосовуючи ці матеріали лише в крупногабаритних конструкціях з мінімальною кількістю стиків.

Не слід забувати, що краще всього полімерні матеріали працюють на розтягання і значно гірше на стискання. Отже, кріплення і розташування агрегатів вертольоту, які відповідають за основне навантаження, повинно по можливості обиратись так, щоб ці матеріали працювали на розтягування. Крім того, прокладка трас трубопроводів і жгутів повинна проєктуватись так, щоб не допускати великої кількості розгалужень. Самі ж місця кріплення систем до фюзеляжу по можливості повинні бути спільними для різних систем.

По – друге, створення оптимальної за міцністю, масі і вартості конструкції з використанням ПКМ неможливо без застосування сучасних методів розрахунку на міцність з урахуванням анізотропії властивостей матеріалів. Причому ці розрахунки повинні бути підкріплені достатньою кількістю експериментальних даних. В іншому разі можна або зовсім не одержати ніяких переваг від ПКМ, або їх переваги будуть мінімальними, у порівнянні з яким затрати, пов′язані з виготовленням композитних деталей і агрегатів, виявляться такими, що примусять відмовитися від їх застосування у даній конкретній конструкції.

По – третє, найважливішим питанням залишається якість виготовлення деталей і агрегатів з ПКМ [9].

1.2 Загальні відомості про конструкцію та призначення капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту

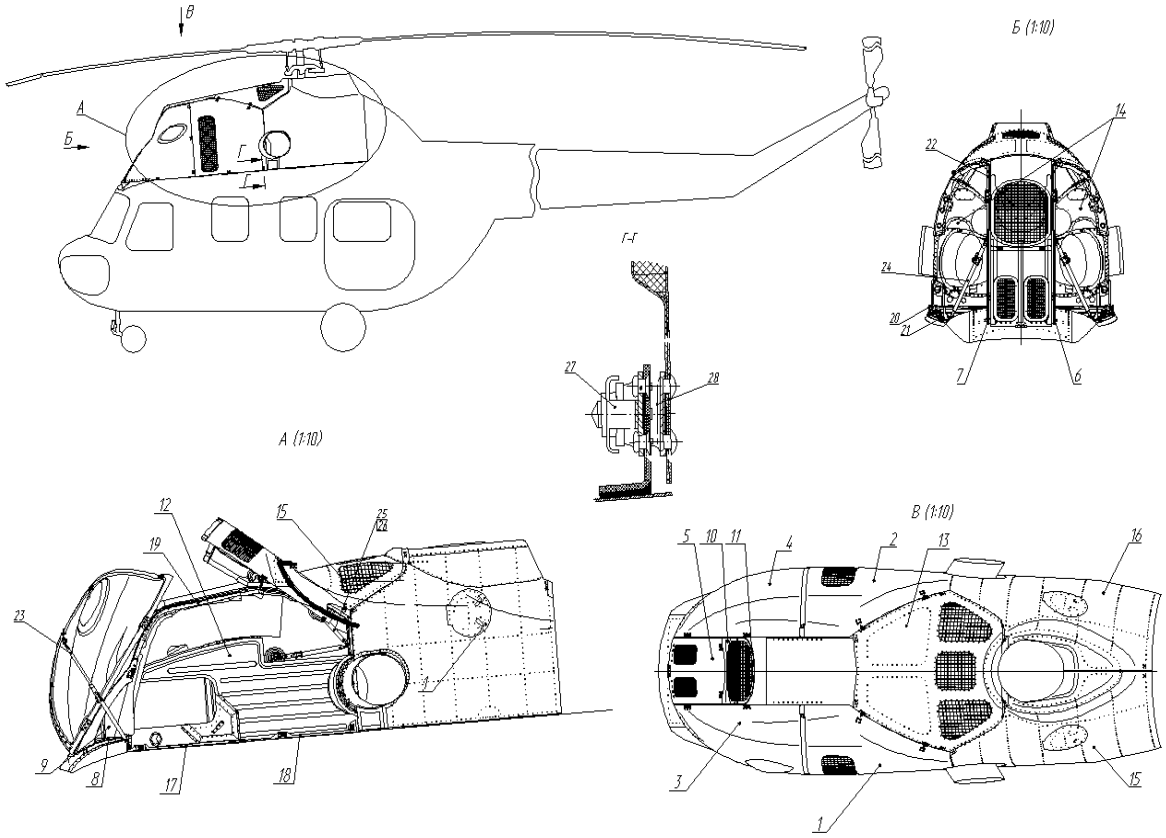
Капот модернізованого вертольоту складається із штатної (незмінної) та модифікованої частини у зв′язку з заміною двигунів. Капот призначений для:

- для захисту двигунів від дії зовнішніх факторів: атмосферних опадів, сонячного випромінювання, аеродинамічних навантажень, дрібних та крупних частинок при експлуатації вертольоту;
- локалізація пожежі у підкапотному просторі при виникненні пожежі у одному з відсіку двигунів.

Модифікація передбачає встановлення нових капотів відсіку двигунів з полімерних композиційних матеріалів, а саме, капот двигуна центральний, капот двигуна передній, капот двигуна задній замість з′ємного переднього люка, передньої бокової кришки та середньої кришки з′ємної відповідно. Схема розміщення агрегатів капоту вертольоту показана на рис. 1.4.

Капот двигуна центральний 5 розташований в лобовій частині капота під каналом забору повітря у вентилятор і являє собою тришарову конструкцію (дві обшивки з склопластика та стільниковий заповнювач) із ПКМ. У капоті центральному розташовані два отвори для проходу зовнішнього повітря у підкапотний простір. При стоянці вертольоту на землі ці отвори перекриті клапанами. Під час польоту клапани відкриваються під дією швидкісного натиску та пропускають повітря у підкапотний простір. У разі виникнення пожежі, коли піднімається внутрішній тиск у відсіку двигуна, клапани закриваються.

Капоти двигуна передні 3, 4 розташовані у передній частині капоту двигуна та являють собою тришарову конструкцію із ПКМ з стільниковим наповнювачем. У відкритому положенні фіксуються опорою 23, 24. У закритому положенні капоти запираються гвинтовими замками 27, 28.



1, 2 – капот двигуна задній; 3, 4 – капот двигуна передній; 5 – капот двигуна центральний; 6, 7 – стійка; 8 – профіль; 9 – перегородка; 10 – накладка; 11 – решітка; 12 – перегородка протипожежна подовжня; 13 – кришка верхня; 14 – перегородка протипожежна поперечна; 15, 16 – кришка редукторного відсіку; 17, 18, 19, 20, 21, 22 – профіль; 23, 24, 25, 26 – опора; 27- замок нижній; 28 – замок верхній

Рисунок. 1.3 – Схема розміщення агрегатів капоту вертольоту

Капоти двигуна передні 3, 4 розташовані у передній частині капоту двигуна та являють собою тришарову конструкцію із ПКМ з стільниковим наповнювачем. У відкритому положенні фіксуються опорою 23, 24. У закритому положенні капоти запираються гвинтовими замками 27, 28.

Капоти двигуна задні 1, 2 розташовані в задній частині капоту двигуна які являють собою тришарову конструкцію із ПКМ з стільниковим наповнювачем. У відкритому положенні фіксуються опорою 25, 26. У закритому положенні капоти запираються гвинтовими замками. У капоті є отвір для забору повітря у

вхідний пристрій двигуна. Простір між капотом та вхідним пристроєм ущільнюється гумовим ущільнювачем, яке перешкоджає проникнення гарячого підкапотного повітря у вхідний пристрій двигуна. Капоти двигуна задні відкриваються верх та фіксуються опорою 25, 26. Під час вертольоту на землі отвори закриваються заглушками щоб уникнути потрапляння вологи та пилу у двигуни.

Накладка 10 кріпиться клепками до каналу забору повітря для забезпечення плавного переходу від капота центрального до каналу і являє собою монолітну деталь із ПКМ. Решітка 11 встановлюється на накладку та на канал забору повітря за допомогою гвинтів й захищає канал забору повітря від потрапляння сторонніх крупних речей. Решітка складається з металевої сітки яка формована у рамку з ПКМ.

По периметру підкапотного простору монтуються за допомогою клепок профілі 8, 17, 18, 19, 20, 21, 22 та стойки 6, 7 які виготовленні із ПКМ. На стойки та профілі встановлюються петлі капотів для забезпечення відкриття їх у верх.

Подовжня протипожежна перегородка 12 складається з чотирьох частин:

- перша – основна частина (стаціонарна) виготовлена з титанових листів, зварених між собою по контуру та в місцях перетину зіговок, які виконані на листах у взаємно перпендикулярному напрямку. Перегородка по контуру кріпиться окантуючими косинцями;
- друга – висувна частина виготовлена з титанових листів, зварених між собою в місцях перетину зіговок. Перегородка по контуру також кріпиться окантуючими косинцями;
- третя - висувна частина виготовлена з титанових листів, зварених між собою по контуру у крапках через окантуючи профілі;
- четверта – висувна частина виготовлена з титанових листів, які приклеєні до стільникового наповнювача, по контуру яких кріпиться склопластикові профілі.

Капоти в поєднанні з протипожежними перегородками складають два замкнутих простору, в кожному з котрих розташовується двигун АИ-450М-Б.

1.3 Аналіз матеріалів прийнятих у конструкції капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту.

Властивості склотканини визначаються властивостями скловолокна. Скловолокна мають дуже високу межу міцності при розтягуванні, перевищуючу міцність інших текстильних волокон. Питома міцність скловолокон (відношення міцності при розтягуванні до густини) перевищує аналогічну характеристику стального дроту.

Так як природа скловолокон не органічна, вони не горять і не підтримують горіння. Висока температура плавлення скловолокон дозволяє використовувати їх в області високих температур. Скловолокна не впливають на більшість хімікатів і не руйнуються під ї впливом. Склотканина не токсична.

За рахунок апретування склотканини гідрофобним замащувачем, який також попереджає стирання волокон між собою, скловолокна не збирають вологу отже не набухають, не розтягуються і не руйнуються під її впливом. Скловолокна не гниють і зберігають свої високі властивості міцності в середовищі з підвищеною вологістю.

Скловолокна мають низький коефіцієнт лінійного розширення та великий коефіцієнт теплопровідності. Ці властивості дозволяють експлуатувати їх за підвищених температур. Властивості та умови отримання склотканин залежать від будови цих тканин, щільності переплетення, звивистості пряжі, щільності вихідної пряжі та умов ткацтва.

Щільність ниток в основі та утку визначається числом ниток в 1 сантиметрі тканини відповідно в поздовжньому та поперечному напрямках. "Основа" - це пряжа, розташована вздовж довжини тканини, а "уток" -

перекладає тканину в поперечному напрямку. Отже, щільність тканини, її товщина та міцність при розриві пропорційні числу ниток та типу пряжі, що використовується при ткацтві.

Існують різні види переплетень основи та утка для створення міцних тканин. Варіюючи вид тканини, можна створити різноманітні армуючі структури, що впливають до певної міри на властивості композитів з них. У ряді випадків застосування склотканин потрібні спеціальні види переплетень.

В даному випадку використовуються восьмирізькове сатинове переплетення: три нитки основи перекрито сімома нитками утка зверху і однією ниткою знизу з утворенням нерегулярного малюнка. В результаті отримують дуже гнучку та зручну для різних викладок тканину. Ця тканина має високу щільність по утку та основі, має максимальну ізотропну міцність у композиті.

РОЗДІЛ 2
МАТЕРІАЛИ ТА ОБЛАДНАННЯ ЯКІ ВИКОРИСТОВУЮТЬСЯ ПРИ ВИГОТОВЛЕННІ КАПОТУ ВЕРТОЛЬОТУ

Технологічний процес виготовлення виробів із полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) складається з цілого ряду процесів, що мають свої особливості. Ці процеси можна поділити на основні та допоміжні.

До основних процесів відносять формоутворення, формування, механічна обробка та складання. До допоміжних відносять підготовчі процеси, процеси приймання-здавання, а також ремонтно-відновлювальні процеси. Підготовчі операції включають процес приготування з′вязуючого, процес приготування препрегів і вхідний контроль вихідних матеріалів.

Так як розглянуті раніше капоти однакові за конструкцією та використаними матеріалами і відрізняються формою та розмірами, тому у даному дипломному проекті розроблено технологічний процес виготовлення капота двигуна переднього модернізованого вертольоту: зроблено розрахунок кількості матеріалів та термограми процесу формування. Технологічні процеси центрального та заднього капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту аналогічні.

2.1 Застосовувані матеріали

Вихідні компоненти та матеріали, що застосовуються для приготування зв′язуючих та виготовлення препрегів, повинні відповідати вимогам нормативної документації (НД), наведеної в таблицях 2.1 і 2.2 та проходити вхідний контроль в обсязі та порядку, встановленої чинною на заводі технічною документацією. У таблиці 2.1 представлені основні матеріали, що

застосовуються під час виготовлення капоту двигуна переднього модернізованого вертольоту.

Таблиця 2.1 – Основні матеріали

Матеріали	Позначення НД	Призначення
1	2	3
Зв′язуюче поліімідне СП-97С	ТУ 2224-415-00209349-2000	Компоненти зв′язуючого СП-97К
Продукт МФСН-А	ТУ 2228-207-00209013-2016	Компоненти зв′язуючого СП-97К
Продукт АГМ-9	ТУ 6-02-724-7	Добавка к зв′язуючому СП-97К при просоченні тканини Т-10-14
Спирт етиловий ректифікований	ДСТУ 4221:2003	Компонент розчинів зв′язуючого СП-97К
Склотканина Т-10-14	ДСТУ ГОСТ 19170-2003	Армуючий наповнювач
Стрічки склянні ЛЭС (ЛЭСБ)	ГОСТ 5937-81	Армуючий наповнювач
Пінополіуретан ЭТ	ТИ 549.25300.00258	Заповнювач елементів жорсткості
Полімерсотопласт ПСП-1	ТУ 1-596-231-01	Заповнювач елементів тришарових конструкцій, заповнювач елементів жорсткості
Блискавковідводи еластичні покращенні МЕУ-0,08; МЕУ-0,12	ТУ У 28.7-24377962-009-2011	Блискавкозахисний шар
Клей 88НП	ТУ 38.105540-85	Фіксація вкладок з пінополіуретану ЭТ
Пінопласт Rohacell	Виробництво Німеччини	Виготовлення елемнтів жорсткості

Після закінчення гарантійного терміну зберігання або порушення умов зберігання зазначені матеріали повинні бути випробуванні в обсязі та за методикою технічних вимог НД на зазначений матеріал з видачею висновку

про їхню придатність відповідно до діючої на підприємстві технічної документації. У таблиці 2.2 представлені допоміжні матеріали, що застосовуються під час виготовлення капоту двигуна переднього модернізованого вертольоту.

Таблиця 2.2 – Допоміжні матеріали

Матеріали	Позначення НД	Призначення
1	2	3
Плівка поліетиленова	ГОСТ 10354-82	Розділовий шар для препрегів на основі тканини
Нефрас С2-80/120 Нефрас С-50/170	ТУ 38.401-67-108-92 ТУ У 22340203.001-97 ГОСТ 8505-80	Знежирення оснащення
Антиадгезіонні рідини марки Frekote (700-NC; 770-NC; 44-NC)	Виробництво фірми "Henkel" Німеччина	Розділове покриття для оснащення
Антиадгезійне мастило К-21	ТУ 6-02-909-79	Розділове покриття для оснащення
Лакотканина марки Ф-4Д-М-006-Б	ТУ 301-05-422-86	Розділовий шар при формуванні деталі
Плівка фторопластова товщиною 20 мкм	ГОСТ 24222-80	Розділовий шар при формуванні деталі
Плівка неорієнтовна поліамідна НПА-ТС	ТУ 22255-008-00203430-2008	Виготовлення вакуумних лантухів
Склотканина Т-10, Т-13, Т-10П, Т-13П	ГОСТ 19170-2001	Дренаж при формуванні
Стрічка склеювальна ЛТ-19	ТУ 6-17-626-79	Фіксація розділовихх плівок, шарів
Стеклотрикотаж ЛО-1,0; ЛО-0,5	ТУ 6-11-476-78	Дренаж при формуванні
Стрічка герметизуюча Герлен-УТ	ТУ 5772-016-0518038-2001	Герметизація та приклеювання вакуумних лантухів

2.2 Технічні вимоги

Технологічні процеси приготування зв′язуючих, виготовлення препрегів та їх контролю повинні проводитися в окремому спеціалізованому приміщенні при температурі повітря 15…30ºС та відносній вологості не більше 75% із забезпеченням усіх вимог технології, безпеки праці, пожежної безпеки, культури виробництва та якості робіт відповідно з чинною на заводі нормативною документацією [17]. Контроль параметрів температури та відносної вологості повітря проводити в робочій зоні виробничих ділянок приготування зв′язуючих, підготовки наповнювачів та виготовлення препрегів, підготовки оснастки, викладення деталей та підготовки до вакуум – автоклавного формування за допомогою психрометрів з реєстрацією їх значень у «Журналі контролю температури та вологості» (надалі «Журнал…») встановленої на підприємстві форми.

Контроль розчинів зв′язуючих та препрегів здійснює лабораторія фізико-хімічного аналізу в процесі виконання зазначених технологічних операцій. Робітники, зайняті приготуванням зв′язуючих, виготовленням препрегів і які виконують усі операції технологічного процесу виготовлення деталей та елементів конструкцій, повинні пройти навчання та атестацію на знання технологічних процесів та на право виконання робіт, що відповідають їх кваліфікації.

Засоби технологічного оснащення та інструмент, що використовуються для приготування зв′язуючих, виготовлення препрегів, деталей та елементів конструкцій із ПКМ, повинні відповідати вимогам проведення технологічних процесів та проходити періодичну перевірку. Перелік засобів технологічного оснащення наведено у таблиці 2.3. Приготування зв′язуючих, виготовлення препрегів, деталей та елементів конструкцій виконувати за робочим технологічним документом, що передбачає пооперaційний контроль виконаних операцій та дотримання вимог інструкції.

Таблиця 2.3 – Засоби технологічного оснащення

Найменування	Призначення
1	2
Установка для просочення склотканин типу УПСТ-1000М	Виготовлення препрегів на основі склотканин
Установка для просочення склотканин типу УЛС-2М або УЛС-3	Виготовлення препрегів на основі склотканин
Апарат з механічним пристроєм, що перемішує	Приготування зв′язуючого СП-97К
Самописні електронні прилади для вимірювання температури	Контроль температур
Камери холодильні	Зберігання смол, препрегів
Ваги технічні, діапазон вимірювання маси 0,1...50 кг, похибка не більше 10г	Зважування компонентів зв′язуючих, деталей
Ваги технічні, діапазон вимірювання маси 0,1...10 кг, похибка не більше 5г	Зважування компонентів зв′язуючих, деталей
Ваги аналітичні, діапазон вимірювання 0...200г, похибка 0,001г	Зважування зразків для проведення фізико-хімічного аналізу
Термопічь з температурою нагріву до 200^0С та перепадом не більше 10^0С	Вакуумне формування та отвердіння деталей
Автоклав полімеризаційний електричний, робочий тиск до 0,5МПа (5,0кгс/см^2) температура нагріву до 200^0С	Вакуумно-автоклавне формування деталей та елементів конструкцій
Технологічне оснащення (форми, цулаги, упори)	Викладення препрегів та формування деталей
Лінійка металева, L=1000мм	Розмітка препрегів
Ролик прикаточний	Ущільнення препрегу при викладанні
Валік малярний	Нанесення зв′язуючого на торці стільникового заповнювача
Стіл з бортовим відсмоктувачем	Розкрой та викладдення препрегу
Ножиці	Розкрой дренажу, розділових плівок препрегів
Дискові ножиці	Обрізка припусків деталей
Ножиці ричанні	Обрізка припусків деталей

Кінець таблиці 2.3.

1	2
Напилки(набір)	Доведення розмірів
Алмазне відрізне коло	Порізка зразків та деталей
Абразивне коло	Порізка зразків та деталей
Штангенциркуль	Вимірювання товщіни деталей
Пилесмок	Виділення продуктів зачистки
Алюмінієві скребки	Очищення оснастки
Пензлики пласкі волосяні несентитичні	Нанесення розділового мастила
Перфоратор голковий	Виконання перфорації у розділових плівках
Ємності алюмінієві, емальовані або з нержавіючої сталі з кришками, що герметично закриваються.	Зберігання зв′язуючих

Примітка - засоби технологічного обладнання, зазначені в таблиці 2.3, можуть бути доповнені або замінені іншими, які забезпечують необхідну якість та безпеку виконання технологічних операцій.

Основні конструкційні матеріали (див. табл. 2.1) для виробництва деталей та елементів конструкцій із ПКМ застосовувати відповідно до вимог конструкторської документації (КД). Технологічна формоутворювальна оснастка повинна забезпечувати якісне виготовлення деталей та конструкцій з ПКМ відповідно до вимог КД та інструкцій за:

- геометричними розмірами;
- теоретичним контуром;
- якістю поверхні;
- фізико-механічними властивостями пластику деталей та конструкцій.

Усі операції технологічного процесу виготовлення деталей та елементів конструкцій проводити на справному та атестованому обладнанні відповідно до вимог охорони праці та промсанітарії.

РОЗДІЛ 3
ТЕХНОЛОГІЯ ОТРИМАННЯ КАПОТУ ДВИГУНА МОДЕРНІЗОВАНОГО ВЕРТОЛЬОТУ

3.1 Розрахунок кількості армуючого матеріалу

Для виготовлення капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту застосований шаруватий склопластик на основі тканини Т-10-14 та зв′язуючого СП-97К. Зв′язуюче СП-97К відноситься до поліімідних зв′язуючих і призначено для просочення скляних, вуглецевих та органічних наповнювачей. Це зв′язуюче рекомендовано для виготовлення, як силових конструкцій, так і деталей інтер′єру. Воно має достатню міцність та адгезію до скляних волокон. Також за порівнянням з іншими зв′язуючими воно має меншу токсичність та більш технологічно при виготовленні препрегів на його основі та при подальшому отриманні склопластику.

Пластики на основі зв′язуючого СП-97К рекомендується використовувати в інтервалі температур від -60 до +350ºС [10]. Склопластик на основі тканини Т-10-14 та зв′язуючого СП-97К виготовляється методами вакуумного, автоклавного формування та пресуванням. У якості армуючого матеріалу, як було вказано раніше, використовується склотканина Т-10-14 сатінового переплетення.

Поверхнева щільність склотканини Т-10-14 – $\rho_{пов}$ = 0,29 кг/м^2, товщина тканини δ = 0,23 мм, щільність тканини – ρ = 2400 кг/м^3, ширина тканини b = 900 мм [18]. Для виготовлення капоту двигуна переднього необхідна довжина L = 10 м. пог. тканини шириною 900 мм. Визначимо площу тканини за формулою:

$$S_{ткан.\ п.} = L \cdot b = 10 \cdot 0{,}9 = 9\ м^2 \qquad (3.1)$$

де L - довжина тканини з урахуванням припуску, м;

b – ширина рулону, м.

Визначимо коефіцієнт використання матеріалу:

$$КВМ = S_{ткан.} / S_{ткан.п.} = 7,4/9=0,82 \quad (3.2)$$

де $S_{ткан.}$ – площа тканини без урахування припуску, м^2; $S_{ткан.} = 7,4$ м^2;

$S_{ткан. п.}$ – площа тканини з урахуванням припуску, м^2; $S_{ткан. п.} = 9$ м^2.

Визначимо масу тканини Т-10-14:

$$M_{ткан.} = \rho_{пов} \cdot S_{ткан. п.} = 0,29 \cdot 9 = 2,61, \text{ кг} \quad (3.3)$$

де $\rho_{пов.}$ – поверхнева щільність тканини, кг/м^2; $\rho_{пов} = 0,29$ кг/м^2.

3.2 Технологічний процес виготовлення зв′язуючого СП-97К

При виготовленні капота двигуна переднього модернізованого вертольоту Ми-2 використано зв′язуюче СП-97К. Розглянемо технологічний процес його виготовлення. Приготування розчину зв′язуючого проводити в апаратах, зазначених у таблиці 2.3.

Технологічний процес приготування розчину зв′язуючого складається з наступних операцій:

1) розрахунок кількості складових компонентів зв′язуючого;

2) підготовка компонентів зв′язуючого;

3) підготовка апаратів до роботи;

4) приготування зв′язуючого;

5) відбір проб та контроль зв′язуючого;

6) зберігання зв′язуючого.

Розрахунок кількості компонентів для приготування розчину зв′язуючого виробляти з матеріалів і відповідно до рецептури із забезпеченням необхідної концентрації згідно з табл. 3.1.

Таблиця 3.1 – Рецептура розчину зв′язуючого СП-97К (із розрахунку на 200 гр. розчину)

Найменування компонентів	Масова частка компонентів зв′язуючого, гр.(%)
Зв′язуюче СП-97С	97 (48,5)
Продукт МФСН-А	3 (1,5)
Спирт етиловий	100 (50)

3.3 Розрахунок необхідної кількості зв′язуючого СП-97К

Визначим необхідну кількість зв′язуючого для просочення 10 м. пог. тканини Т-10-14. Відповідно до [10] зміст зв′язуючого СП-97К у склопластику СТП-97К – 30%, а зміст наповнювача, тканина Т-10-14, у склопластику СТП-97К – 70%.

Складемо пропорцію та визначим сухий залишок зв′язуючого у пластику:

2,61 кг – 70%;

х кг – 30%, звідси

$x = 2,61 \cdot 30 / 70 = 1,12$ кг;

$М_{с.з.} = 1,12$ кг.

При 50%-ої концентрації зв′язуючого СП-97К маса розчинника складає 1,12 кг. $М_{роз.} = 1,12$ кг.

Визначим масу зв′язуючого за формулою:

$$М_{зв.} = (М_{с.з.} + М_{роз.}) \cdot К_{т.п.} = (1,12 + 1,12) \cdot 1,25 = 2,8, \text{ кг} \quad (3.4)$$

де $К_{т.п.}$ – коефіцієнт технологічних втрат, $К_{т.п.} = 1,25$;

$М_{роз.}$- маса розчинника (етиловий спирт), кг;

$М_{с.з.}$ – маса сухого залишку зв′язуючого, кг.

Зробимо розрахунок кількості компонентів для приготування зв′язуючого СП-97К. Для приготування 2,8 кг зв′язуючого 50%-ої концентрації проводиться наступний розрахунок кількості компонентів.

Кількість кожного компонента зв′язуючого визначають із співвідношення:

$$M_i = M_{зв.} \cdot m_i / \sum m_i \qquad (3.5)$$

де M_i – маса компонента зв′язуючого яке необхідно знайти, кг;

$M_{зв.}$ – маса необхідного для просочення зв′язуючого, кг;

m_i – питомий масовий зміст необхідного компонента у рецептурі зв′язуючого.

$M_{i\ (СП\text{-}97С)} = 2,8 \cdot 97 / 200 = 1,358$ кг;

$M_{i\ (МФСН\text{-}А)} = 2,8 \cdot 3 / 200 = 0,042$ кг;

$M_{i\ (спирт\ етиловий)} = 2,8 \cdot 100 / 200 = 1,4$ кг.

3.4 Підготовка компонентів зв′язуючого, підготовка апаратів до роботи та приготування зв′язуючого СП-97К

Зв′язуюче СП-97С перед заливкою в апарат (див. табл. 2.3) потрібно перемішати дерев'яною лопаткою (мішалкою) вручну в тарі виробника до отримання однорідного розчину. Здійснити зовнішній огляд стану вузлів апарату та наявність заземлення. Перевірити чистоту внутрішньої ємності апарату. Перевірити працездатність запірного крана системи зливу.

Включити апарат на холостому ходу на 1...2 хвилини та перевірити його працездатність. В апарат завантажити розрахункові кількості зв′язуючого СП-97С і спирту етилового відповідно до рецептури, з розрахунку отримання 45...55%-ого розчину зв′язуючого, ретельно перемішати протягом 1...1,5

години, потім ввести розрахункову кількість продукту МФСН-А і перемішати протягом 0,5...1 години.

Примітка - Допускається замість спирту етилового використовувати 0,3...0,5% розчин зв′язуючого СП-97С у спирті.

3.5 Відбір проби та контроль зв′язуючого СП-97К

Після закінчення приготування зв′язуючого СП-97К до зливу його з апарата в ємність, відібрати пробу для контролю густини та концентрації зв′язуючого, які повинні задовольняти вимоги таблиці 3.2.

Концентрація розчину зв′язуючого (С) виражається у відсотках (%) і вказує кількість грамів розчинених компонентів смоли в 100 г розчину зв′язуючого. Концентрацію розчину зв′язуючого (С) визначати за результатами вимірювань густини розчину (Р) та його температури (Т).

Таблиця 3.2 – Параметри густини та концентрації зв′язуючого

Марка зв′язуючого	Параметри при Т = 20^0С	
	Густина, г/см^3	Концентрація, %
СП-97К	0,990- 1,068	45-55

Вимірювання густини розчину зв′язуючого (Р) виконувати з похибкою не більше 0,001г/см3 за допомогою ареометра, для чого ареометр повільно занурити в ємність зі зв′язуючим, поки не стане очевидним, що він плаває. Відлік робити по розподілу шкали ареометра, проти якого встановився верхній меніск зв′язуючого.

Вимірювання температури розчину зв′язуючого (Т) виконувати з похибкою не більше 0,5ºС за допомогою спиртового термометра, для чого термометр повільно занурити в ємність зі зв′язуючим так, щоб він не торкався

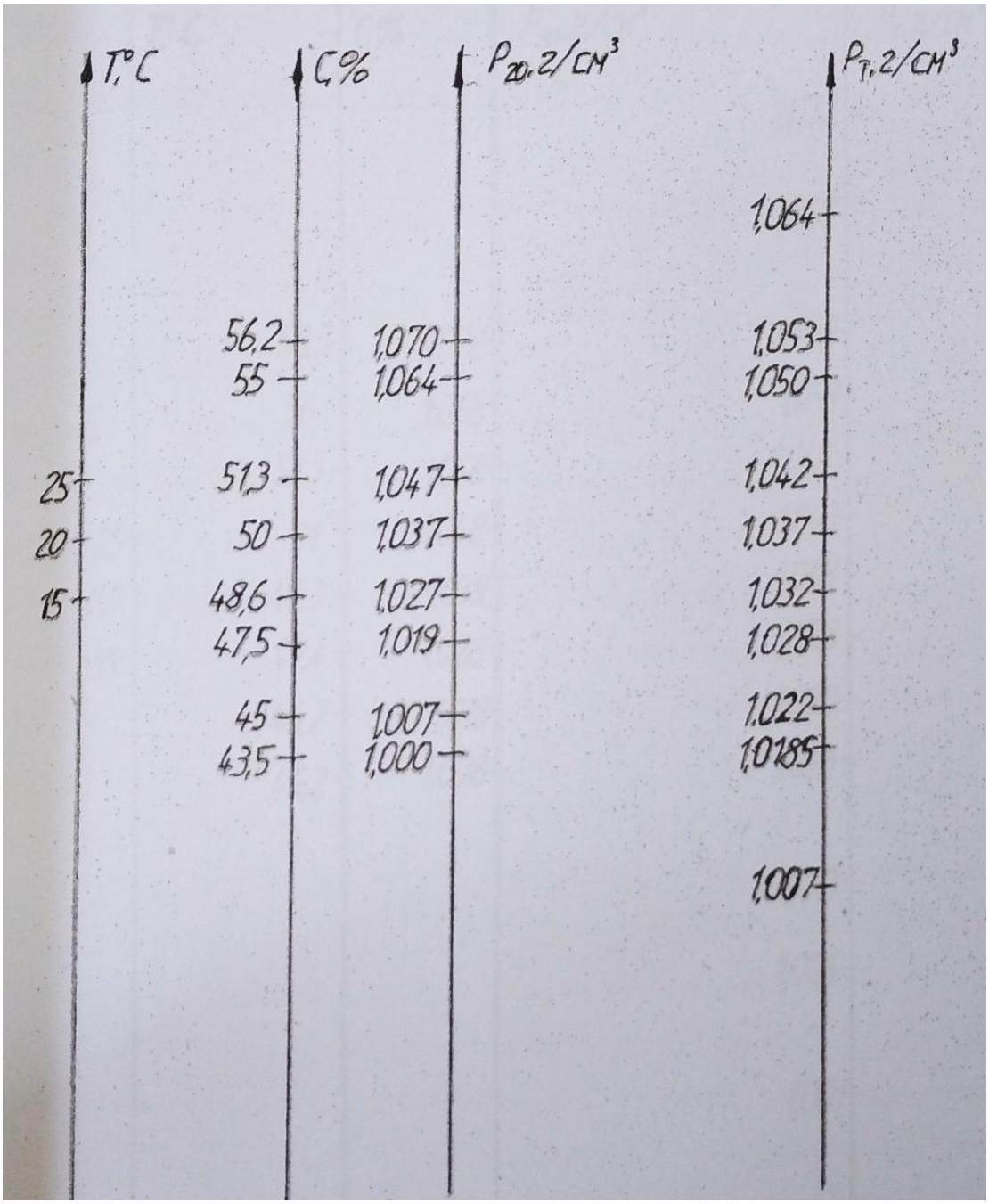
стінок ємності, при цьому резервуар з рідиною термометра, що розширюється, повинен бути повністю занурений в розчин. Відлік температури зв′язуючого виконувати при встановленому показанні термометра.

Густину розчину зв′язуючого визначати при температурі розчину (20±0,5)ºС. Після вимірювання густини та температури ареометр та термометр протерти бавовняною серветкою, змоченою спирто-ацетоновою сумішшю.

Концентрацію (С, %) розчину звязуючого СП-97К визначати за номограмою (рисунок 3.1) за виміряними густиною та температурою зв′язуючого. Для цього виміряні значення густини (Р, г/см3) та температури (Т, ºС) відкласти на відповідних осях номограми. Отримані точки з'єднати між собою прямою лінією. З точки перетину прямої з віссю ($Р_{20}$) (густина зв′язуючого при 20ºС) провести перпендикуляр на вісь (С,%). Точка перетину перпендикуляра з віссю (С,%) вказує на концентрацію розчину зв′язуючого.

Приготовлене зв′язуюче злити через фільтруючу сітку або два-три шари марлі в ємності, що щільно закриваються, забезпечені биркою із зазначенням марки зв′язуючого, його кількості, густини, концентрації, дати виготовлення, терміну зберігання і відповідальних за приготування.

Після зливу зв′язуючого, періодично, раз на два-три місяці, по мірі необхідності проводити промивання апарату для видалення продуктів, що не розчинилися, за умови приготування в апараті однієї і тієї ж марки зв′язуючого. Апарат, що застосовується для приготування різних типів зв′язуючих, необхідно промивати відразу після зливу зв′язуючого.



Т – температура зв′язуючого, ºС; С – концентрація звязуючого, %;

P_{20} – густина зв′язуючого при температурі 20ºС, г/см^3;

$P_т$ – густина зв′язуючого при виміряній температурі, г/см^3

Рисунок 3.1 – Номограма для визначення густини та концентрації розчину зв′язуючого СП-97К

3.6 Зберігання зв′язуючого СП-97К

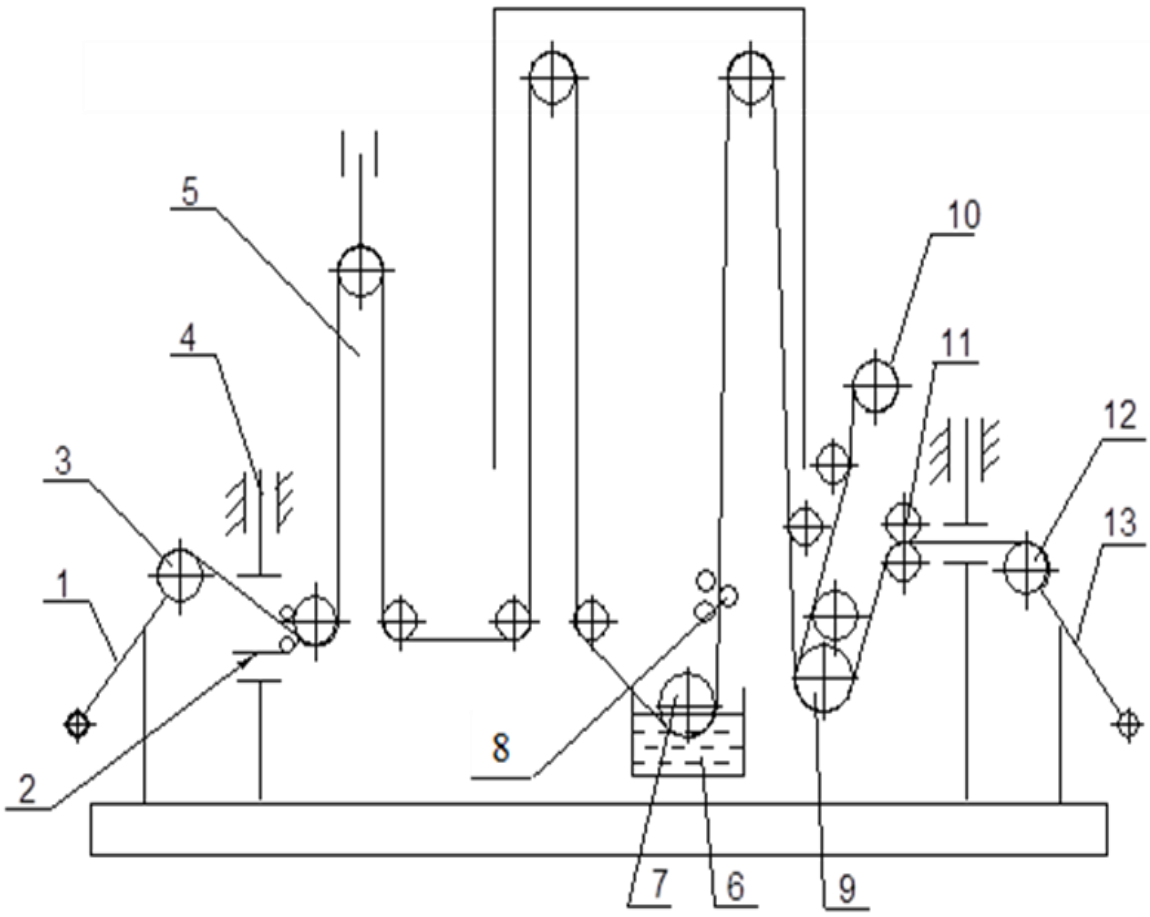
Зв′язуюче СП-97К зберігати у щільно закритій ємності, в приміщенні в умовах, що виключають попадання вологи та прямих сонячних променів, при температурі від 0 до 25ºС. Якщо зв′язуюче СП-97К зберігалося при температурі нижче 15ºС, то перед заливкою у ванну просочувальної машини необхідно довести його температуру до температури приміщення. Терміни зберігання зв′язуючого при температурі 0...25ºС наведено у таблиці 3.3.

Таблиця 3.3 – Терміни зберігання зв′язуючого

Марка зв′язуючого	Термін зберіганн при 0...25^{0}С
СП-97К	3 доби

3.7 Виготовлення препрегів армуючих наповнювачів

Виготовлення препрегу тканини Т-10-14 проводиться на установці типу УПСТ-1000М. Концентрація розчину зв′язуючого для просочення має бути 45-55%. Перед початком просочення необхідно перевірити працездатність вентиляції, вузлів установки та чистоту всіх валків на шляху проходження просоченої тканини. Далі необхідно встановити рулони тканини, що просочується, і розділової плівки в розмотуючи пристрої. Протягнути заправне полотно по тканинопроводу установки і з'єднати тканину, що просочується, із заправним полотном. На рисунку 3.2 представлено схему основних вузлів просочувальної машини із заправкою тканини по тканинопроводу.



1 – розмотуючий пристрій; 2 – затискний пристрій; 3 – рулон сухої тканини; 4 - механізм з'єднання тканини; 5 – накопичувач; 6 – просочувальна ванна; 7 - просочувальний вал; 8 - віджимний пристрій; 9 - валки що тягнуть; 10 - розділювальна плівка; 11 - валки що подають; 12 – рулон препрегу; 13 - приймальний пристрій

Рисунок 3.2 - Схема просочувальної машини та заправки тканини по тканинопроводу

Далі встановлюємо на контрольно-регулюючих приладах установки температуру камери сушіння. У таблиці 3.4 представлені параметри просочення армуючого матеріалу зв′язуючим СП-97К.

Включаємо механізм протягування тканини і встановлюємо швидкість руху тканини, що просочується відповідно до таблиці 3.4. Після досягнення

необхідної температури по зонах сушильної камери необхідно залити у ванну розчин зв′язуючого необхідної концентрації. Далі включаємо механізм протягування.

Таблиця 3.4 – Параметри просочення армуючого наповнювача

Марка наповнювача	Температура по зонах, ^{0}С				Швидкість протягування наповнювача, м/хв	Натяг, Н/м (кгс/м)
	Підсушування наповнювача	I	II	III		
Т-10-14	120±10	50±10	95±10	75±10	1,0-2,0	340-390 (35-40)

У процесі просочення препрегу контрольованими параметрами є:

1) температура в камерах сушіння;

2) швидкість протягування тканини;

3) рівень зв′язуючого у просочувальній ванні;

4) метраж просоченої тканини;

5) величина натягу тканини;

6) сумарний відносний приріст зв′язуючого та летких.

У таблиці 3.5 наведено характеристики препрегу з армуючим наповнювачем із тканини Т-10-14. Після закінчення просочення виконуються такі операції:

1) відключення електроживлення установки;

2) злив залишку зв′язуючого з просочувальної ванни;

3) очистити валки тканинопроводу та ванну від зв′язуючого;

4) вимкнути витяжну вентиляцію.

Кожен рулон препрегу укладається у поліетиленовий лантух. Запаковані рулони зберігаються в горизонтальному положенні в один ярус. Терміни зберігання препрегу залежно від температури наведено у таблиці 3.6.

Таблиця 3.5 – Характеристики препрегу

Марка зв′язуючого	Марка наповнювача	Характеристики препрегу (мас. %)			
		Сумарний відносний приріст зв′язуючого та летких	Вміст зв′язуючого	Вміст летких	Вміст розчинної смоли, не менше
СП-97К	Т-10-14	38...51	25...34	13...17	90

Таблиця 3.6 – Терміни зберігання препрегу

Марка зв′язуючого	Терміни зберігання препрегу (місяців)		
	При t = - 18^0C	При t = 5...8^0C	При t = 15...30^0C
СП-97К	12	4	1,5

3.8 Опис оснастки для виготовлення капоту двигуна переднього модернізованого вертольоту

Технологічна оснастка виготовляється індивідуально, для кожної деталі і включає: форму, що забезпечує формоутворення теоретичного контуру і якість поверхні, і окремі її елементи, що забезпечують оформлення як зовнішніх, так і внутрішніх поверхонь деталей відповідно до вимог КД, а також пристрій для приєднання до вакуумної мережі, транспортування та інші.

Конструкція та матеріали технологічної оснастки повинні забезпечити вакуум-автоклавне формування деталі при температурі (175±5)ºС та тиску до 0,5 МПа (5 кгс/см^2) з урахуванням програми виготовлення, температурних коефіцієнтів лінійного розширення матеріалів деталі та оснастки, герметичності та інших вимог. Оснастка повинна мати ділянки з плоскою поверхнею на формі або окрему форму для виготовлення контрольних панелей (зразків-свідків) за наявності вимог конструкторської документації щодо їх виготовлення для контролю якості.

Робоча формоутворююча поверхня оснастки повинна мати розмітку контуру деталей, лінії технологічного припуску, установки підсилювальних елементів, вкладишів та іншої інформації. Розмітка повинна забезпечити можливість перенесення її на деталь шляхом відбитка її під час формування.

Для якісного оформлення внутрішніх поверхонь деталей та конструкцій використовувати перфоровану цулагу, вкладиші притискання. Цулага може бути виготовлена з металу або склопластику з достатньою теплостійкістю та обов'язковим перфоруванням її отворами діаметром 2...3 мм та кроком не менше 50мм. Товщина цулаги може бути від 0,5 до 3,0 мм залежно від форми та геометричних розмірів деталей, а також умов виробництва.

Для забезпечення стабільної якості деталей і конструкцій, що виготовляються, технологічна оснастка має проходити періодичний контроль на відповідність вимогам технічної документації відповідно до вимог НД, що діє на підприємстві.

Підготовку робочої поверхні оснастки та інших елементів (цулаги, упорів) проводити шляхом виконання наступних операцій:

1) перевірити загальний стан та комплектність технологічної оснастки на відповідність КД.

2) зачистити та видалити з робочої поверхні та інших елементів оснастки залишки зв′язуючого, клею, ущільнювального джгута та інших забруднень вручну, скребками з м'якого металу або за допомогою бавовняних серветок та пилесмоку.

Заземлити форму і знежирити очищені поверхні оснастки нефрасом, потім ацетоном за допомогою серветки. Просушити після кожного знежирення 10...15 хвилин при температурі повітря у приміщенні.

Нанести на форму та інші елементи оснастки розділове покриття для запобігання склеювання деталей з елементами оснастки та запобігання поверхні оснастки від налипання зв′язуючого. У якості розділового покриття застосовувати:

1) антиадгезійні рідини Frekote 700NC, Frekote 770NC, Frecote 44NC;

2) 10% розчин антиадгезійного мастила К-21 у нефрасі;

3) плівку фторопластову;

4) лакотканину марки Ф-4Д-М-1-006-Б.

Марку матеріалу розділового шару застосовувати відповідно до вимог робочого технологічного документа на деталь. Нанесення розділового покриття у зоні приклеювання вакуумного лантуха не допускається.

Оснастка для викладання капоту двигуна переднього включає в себе сталеві формоутворюючі поверхні які підкріплені ребрами жорсткості для отримання зовнішньої обшивки капоту, а також, трубчату металеву раму для встановлення на неї формоутворювальних поверхонь.

3.9 Розкроювання препрегів армуючого наповнювача

Ручне розкроювання препрегу на заготівлі для формування деталі проводити спільно з розділовою плівкою на робочих місцях (столах), оснащених бортовими відсмоктувачами та місцевою витяжною вентиляцією. Розкроювання проводити за розміткою та (або) накладними шаблонами. Похибка розкрою ±1мм.

Просочену тканину обрізати з двох сторін уздовж основи по краях на ширину 3...5 мм для усунення місцевих натягів при викладанні. Для деталей нескладного контуру, утвореного прямими лініями, ручним розкроюванням препрегів виконувати ножем безпосередньо за накладним шаблоном (кутиком, лінійкою) без попередньої розмітки. Розмітку препрегів проводити на робочому столі за допомогою лінійки, кутиків, шаблонів розгортки деталей та кольорових олівців.

Для забезпечення необхідної точності розмітки і розкрою з необхідною орієнтацією ниток основи препрегу проводити фіксацію взаємного розташування лінійок, кутиків, шаблонів та препрегу що розмічується на

робочому столі. Шаблони розгортки деталей, кутики, лінійки, що застосовуються безпосередньо для розкрою препрегу, виготовляти зі сталевого листа, а для розмітки - з алюмінієвого листа товщиною 1,0...1,5 мм. Шаблони та інші засоби, що застосовуються при розкрої та розмітці та безпосередньо контактують з препрегом, покрити розділовим мастилом. Після закінчення роботи вони повинні бути очищені від залишків зв′язуючого за допомогою бавовняної серветки змоченої ацетоном.

Розмітку та розкроювання препрегів при виготовленні перших комплектів деталей, допускається виконувати безпосередньо на формувальному оснащенні, виключаючи пошкодження розділового шару оснастки шляхом укладання на оснастку під препрег твердих підкладок у зоні різу. У процесі роботи при погіршенні якості різання кромки ріжучого інструменту необхідно очистити від наповнювача зв′язуючого бавовняною серветкою змоченою в ацетоні.

3.10 Виготовлення капоту двигуна переднього модернізованого вертольоту

Капот двигуна передній являє собою тришарову конструкцію яка складається з зовнішньої та внутрішньої обшивки з склотканини Т-10-14 просоченою поліімідним зв′язуючим СП-97К і наповнювача з полімерсотопласта ПСП-1-2,5-45 між ними. В якості методу формоутворення для капоту двигуна переднього застосовується метод ручної викладки. Процес виготовлення капоту складається з декількох етапів, таких як:

1. Окрема викладка та вакуумне формування зовнішньої обшивки.
2. Викладка та підформовування стільникового заповнювача.
3. Викладка та вакуумне формування внутрішньої обшивки.
4. Механічна обробка та покриття торців капоту.
5. Контроль якості капоту двигуна переднього.

Розглянемо докладніше кожен із вищевикладених етапів виготовлення капоту двигуна переднього.

3.11 Виготовлення зовнішньої обшивки капоту

При виготовленні зовнішньої обшивки капоту необхідно виконати наступні операції:

- очистити робочу поверхню оснастки від смоли (клею), що залишилися від попередніх формувань, пилу та бруду за допомогою шліфувального паперу. Знежирити бавовняною серветкою поверхню оснастки послідовно нефрасом, потім ацетоном, просушити на повітрі після кожного знежирення 10...15 хвилин;

- нанести на форму 2...3 шару (шари наносити в перехресному напрямку) антиадгезійної рідини Frekote 770NC з витримкою 10..15 хвилин після кожного нанесення шару для випаровування розчинника. Перед нанесенням наступного шару поверхня повинна бути сухою та не липкою на дотик. Оснастку у зоні приклеювання вакуумного лантуха не обробляти;

- після нанесення останнього шару виконати витримку оснастки при кімнатній температурі протягом 10…15 хвилин;

- розкроїти заготівлю блискавкозахисної сітки МЕУ-0,08 відповідно до КД та знежирити її поверхню нефрасом потім ацетоном [20] за допомогою бавовняної салфетки або пензликом, просушити впродовж 10…15 хвилин після кожного знжирення;

- розкроїти заготівлю клейової плівки ВК-36 розміром 1400х1100 мм. Допускається виконувати із складових частин. У випадку попереднього розкроювання клейової плівки, вказувати на бирці дату та час розкрою. Бирку приклеювати до захисного шару;

- укласти на оснастку клейову плівку ВК-36 без складок, зморшок та повітряних пухирців, видаливши попередньо захисний шар з ламінованого паперу. Прикатати клейову плівку поступово накладаючи її «накатом» та пригладжуючи руками у чистих бавовняних рукавичках. Час між нанесенням клейової плівки на поверхню оснастки і вкладанням в неї блискавкозахисної сітки та подальшим складанням не повинно перевищувати трьох діб при температурі не вище 25ºС;

- укласти сітку на оснастку без складок відповідно розмітці, ретельно пригладжуючи її гумовим шпателем або пензликом та забезпечуючи щільне прилягання сітки до всієї поверхні оснастки. Допускається викладка сітки із складальних частин з нахльостом 20±2 мм. Місця нахльостів байдужі;

- перед викладкою препрегу Т-10-14/СП-97К зняти захисний шар поліетиленової плівки з заготівлі препрегу (розкроєний за п.3.9);

- викласти на оснастку заготівлі препрегу дотримуючись орієнтації направлення основи тканини відповідно до КД. Заготівлі препрегу деталі у моношарі допускається вкладати у нахльост, шириною 10…25 мм та потовщення у місцях нахльостів на 0,25 мм. Збіги нахльостів не допускається. Мінімальна відстань між нахльостами 200 мм. Прикатати заготівлі між собою за допомогою прикочувальних роликів.

- укласти розділовий шар (лакотканина Ф-4Д-М-1-0,06-Б або стрічку фторопластову [15] попередньо перфаровану). Укладку розділової плівки поверх шарів препрегу виконувати таким чином, щоб її краї виступали за контур пакету на 50…60 мм;

- укласти дренажний шар (тканина фільтруюча лавсанова або скляна Т-10, Т-13) [12] у три шари;

- розкроїти плівку для вакуумного лантуха з припуском 350…400 мм на один погонний метр довжини та ширини пакету який формується. Якщо заготівлі вакуумного лантуху складаються із декількох заготовок то стикування виконувати герметизуючою стрічкою Герлен-УТ. Плівку у зоні нанесення герметизуючої стрічки попередньо знежирити нефрасом з наступною

витримкою до приклеювання стрічки 20…30 хвилин. У місцях розривів вакуумного лантуху встановлювати латки вакуумною плівкою з перехльостом від краю розриву не менш 50 мм, за допомогою гермртизуючої стрічки Герлен-УТ;

- оснастку у зоні приклеювання вакуумного лантуху знежирити салфеткою змоченою у нефрасі, після витримати не менш 30 хвилин. Ширина полоси знежирення 40±10 мм;

- укласти на пристосування у місцях приклеювання вакуумного лантуху герметизуючу стрічку Герлен-УТ;

- зняти антиадгезійну прокладку с герметизуючої стрічки Герлен-УТ;

- укласти на пристосування заготівлю вакуумного лантуху так, щоб краї плівки виступали за контур деталі що формується на однакову відстань;

- встановити вакуумний штуцер попередньо зробивши отвір у заготівлі вакуумного лантуху. Вакуумний лантух і штуцер з′єднати між собою герметизуючою стрічкою Герлен-УТ та піджати зверху гайкою;

- після приклеювання вакуумного лантуху до пристосування та перед термообробкою пакету перевірити герметичність вакуумного лантуху для чого:

а) під′єднати оснастку до вакуумної установки;

б) відтворити під вакуумним лантухом розрідження не менш 0,085МПа (0,85 кгс/см^2) та витримати його протягом 5…7 хвилин;

в) перевірити герметичність вакуумного лантуху на слух по периметру з′єднання з пристосуванням;

- у разі виявлення не герметичності вакуумного лантуху необхідно ретельно розгладити та обжати місця виявлення течі з прокладкою, при необхідності, додаткових шарів герметизуючої стрічки Герлен-УТ. Виявленні точкові проколи вакуумного лантуху ремонтувати шляхом встановлення заплат 50х50 мм. Забезпечити стабільне розрядження під вакуумним лантухом не менш 0,085МПа (0,85 кгс/см^2).

- перевірити герметичність вакуумного лантуху при відключені від вакуумної сіті, для чого після досягнення стабільного вакууму під вакуумним

лантухом не менш 0,085МПа (0,85 кгс/см^2) перекрити кран вакуумної сіті та дати витримку впродовж трьох хвилин. Якщо за вказаний час вакуум у лантухі впаде не більш ніж на 0,01 МПа (0,1 кгс/см^2) то вакуумний лантух вважається герметичним;

- пристосування з підготовленим к формуванню викладеним пакетом помістити у термопіч. Під′єднати зібраний пакет до вакуумної системи;

- ввімкнути вакуумний насос. Перевірити герметичність та відсутність місць з натягом вакуумного лантуху. При виявленні натягу зняти вакуум, розправити лантух, виконати перевірку повторно;

- встановити термопари;

- закрити термопіч при ввімкнутому вакуумному насосі;

- виконати вакуумне формування по наступних режимах:

1) створити вакуум не менш 0,085МПа (0,85 кгс/см2);

2) витримати при температурі приміщення 15…30ºС впродовж 30…60 хвилин;

3) підняти температуру до 100±5ºС зі швидкістю 1…2ºС/хв;

4) витримати 30…40 хвилин;

5) підняти температуру до 150±5ºС зі швидкістю 1…2ºС/хв;

6) витримати 30…40 хвилин;

7) підняти температуру до 175±5ºС зі швидкістю 1…1,5ºС/хв;

8) витримати впродовж 4…5 годин;

9) охолодити під вакуумом до температури 50…60ºС зі швидкістю 1…2ºС/хв;

10) вилучити пристосування з зібраним пакетом із термопечі та розпакувати деталь.

Графік залежності температури та тиску формування зовнішньої обшивки капоту двигуна переднього від часу показаний на рисунку 3.3.

3.12 Викладка та підформування стільникового заповнювача

При викладанні стільникового заповнювача виконують наступні операції:

- термообробити стільниковий заповнювач при температурі 110±5ºС 1 годину (не більш ніж за 3 години до викладання);

- зачистити поверхню обшивки шліфувальним папером (14АР120), прибрати пил щіткою або за допомогою пилосмоку;

- установити шаблон для розмічування контуру стільникового заповнювача на пристосування та нанести розмітку по контуру шаблону, зняти шаблон з пристосування;

- розкроїти та викласти заготівлі клейової плівки ВК-36 відповідно розмітці, розкроювання виконувати разом із захисними прокладками

- вкласти клейову плівку ВК-36 на поверхню обшивки яка буде склеюватися без складок, зморшок та повітряних пухирців, видаливши попередньо захисний шар з ламінованого паперу. Прикатати клейову плівку поступово накладаючи її «накатом» на поверхні деталей які склеюються та пригладжуючи руками у чистих бавовняних рукавичках. Час між розкроюванням клейової плівки та нанесенням на деталі, а також, між нанесенням на обшивку та подальшим складанням не повинно перевищувати трьох діб при температурі не вище 25ºС;

- установити заповнювачі по контуру нанесеної розмітки, у місцях великої кривизни та у радіусах перегинів допускаються технологічні надрізи;

- установити заготівлі стільникового заповнювача, стикуючи їх між собою та з деталями на клейовій плівці ВК-36. Припасування стільникового заповнювача проводити з припуском 25 мм на довжині один метр у напрямку розтягування, у напрямку перпендикулярному розтягуванню заповнювач припасувати у номінальний розмір;

- виконати операції по монтажу вакуумного лантуху та перевірки його на герметичність згідно операцій які вказані у п. 3.11;

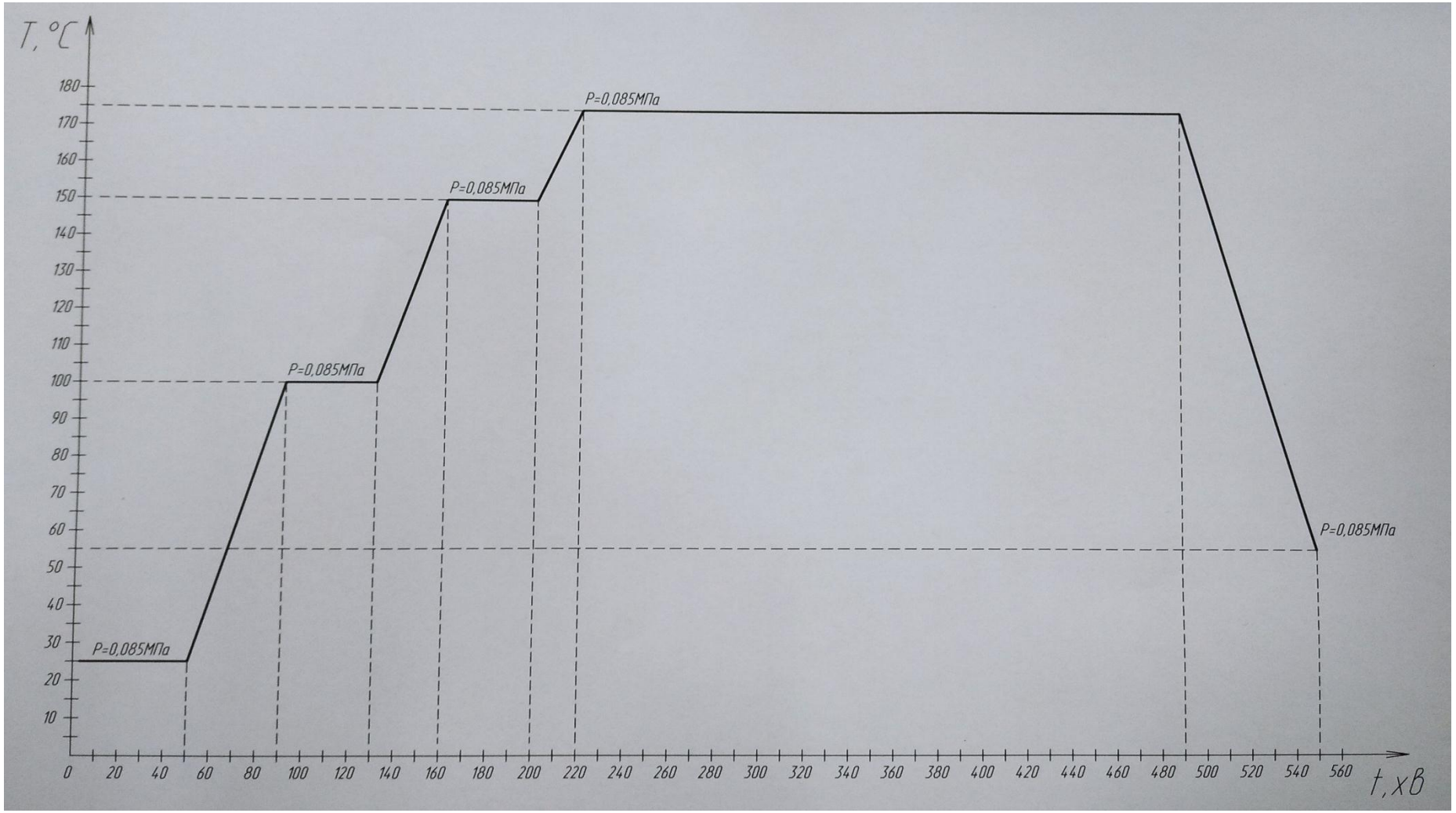


Рисунок 3.3 - Графік залежності температури формування від часу (при постійному тиску)

- помістити пристосування з деталлю у термопіч та термообробити за режимами:

1) створити вакуум 0,085 МПа (0,85 кгс/см^2);

2) підняти температуру до 110±5ºС зі швидкістю не більш 1,5ºС/хв;

3) витримати 10…15 хвилин;

4) охолодіти під вакуумом до температури 40…50ºС зі швидкістю не більш 1ºС/хв;

5) зняти вакуумне розрідження;

6) вилучити пристосування зі складеним пакетом з печі та розпакувати деталь.

Графік залежності температури та тиску при підформуванні стільникового заповнювача від часу показаний на рисунку 3.4.

3.13 Виготовлення внутрішньої обшивки капоту

При виготовленні внутрішньої обшивки капоту необхідно виконати наступні операції:

- розмітити та вирізати на поверхні деталі поз.8 отвір під установку гайки, відповідно КД;

- розкроїти та викласти заготівлі клейової плівки ВК-36 на поверхні деталей, розкроювання виконувати разом із захисними прокладками;

- викласти клейову плівку на поверхню обшивки яка склеюється без складок, зморшок та повітряних пухирців, видаливши попередньо захисний шар із ламінованого паперу. Прикатати клейову плівку поступово накладаючи її «накатом» на поверхні деталей які склеюються та пригладжуючи руками у чистих бавовняних рукавичках. Час між розкроюванням клейової плівки та нанесенням на деталі, а також, між нанесенням на обшивку та подальшим складанням не повинно перевищувати трьох діб при температурі не вище 25ºС;

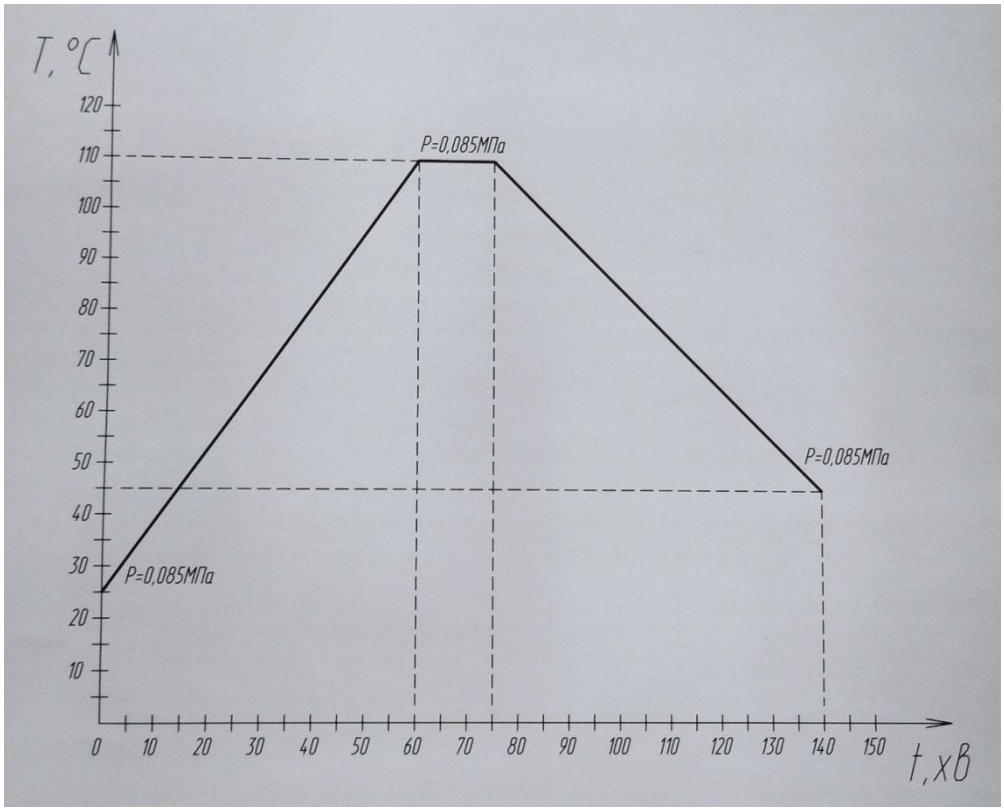


Рисунок 3.4 - Графік залежності температури та тиску від часу при підформуванні стільникового заповнювача

- установити гайку відповідно розмітці, стикуючи її з заповнювачем на клейовій плівці ВК-36;

- вкрутити гвинт, захистивши різьблення від напливів зв′язуючого (перед установкою гвинта, різьблення покрити антиадгезійним спреєм LUSIN);

- перед викладкою зняти захисний шар поліетиленової плівки з заготівок препрегу;

- викласти на поверхні заготовки препрегу дотримуючись орієнтації напрямку основи тканини відповідно КД. Заготовки склотканини у моношарі допускається вкладати у нахльост, шириною 10…25 мм та потовщення у місцях нахльостів на 0,25 мм. Збіги нахльостів не допускається. Мінімальна відстань між нахльостами 200 мм. Заготовки прикочувати між собою за допомогою прикочувальних роликів;

- розкроїти та викласти заготовки клейової плівки ВК-36 на поверхні (2 місця);

- викласти на поверхню зовнішньої обшивки підсилювачі (2 місця) відповідно КД;

- поверх вищевказаних шарів викласти заготівлю препрегу внутрішньої обшивки (3 шари), заготовки прикочувати між собою за допомогою прикочувальних роликів;

- виконати операції по монтажу вакуумного лантуху та перевірки його на герметичність згідно операцій які вказані у п. 3.11;

- пристосування з підготовленим к формуванню викладеним пакетом помістити у термопіч. Під′єднати зібраний пакет до вакуумної системи;

- ввімкнути вакуумний насос. Перевірити герметичність та відсутність місць з натягом вакуумного лантуху. При виявленні натягу зняти вакуум, розправити лантух, виконати перевірку повторно;

- встановити термопари;

- закрити термопіч при ввімкнутому вакуумному насосі;

- виконати вакуумне формування по наступних режимах:

1) створити вакуум не менш 0,085МПа (0,85 кгс/см2);

2) витримати при температурі приміщення 15…30ºС впродовж 30…60 хвилин;

3) підняти температуру до 100±5ºС зі швидкістю 1…2ºС/хв;

4) витримати 30…40 хвилин;

5) підняти температуру до 150±5ºС зі швидкістю 1…2ºС/хв;

6) витримати 30…40 хвилин;

7) підняти температуру до 175±5ºС зі швидкістю 1…1,5ºС/хв;

8) витримати впродовж 4…5 годин;

9) охолодити під вакуумом до температури 50…60ºС зі швидкістю 1…2ºС/хв;

10) вилучити пристосування з зібраним пакетом із термопечі та розпакувати деталь.

Графік залежності температури та тиску формування внутрішньої обшивки капоту двигуна переднього від часу також показаний на рисунку 3.3.

3.14 Механічна обробка та покриття торців капоту

Механічна обробка капоту двигуна переднього включає обрізку капоту по периметру, а також, видалення надлишків полімеризованого зв′язуючого за допомогою шліфувального паперу №12, №16. Обрізка капоту проводиться за допомогою пневматичної машини АМП-2.

Покриття торців капоту виконується за наступними операціями:

- механічно оброблені краї деталі протерти салфеткою змоченою у бензині, просушити на повітрі до повного висихання, але не менш 10…15 хвилин. Протерти салфеткою змоченою в ацетоні та просушити на повітрі до повного висихання, але не менш 10…15 хвилин;

- торці деталі покрити клеєм ВК-9 без наповнювача;

- сушити деталь після нанесення клею впродовж 18…24 годин при температурі 18…30ºС. Допускається деталь після нанесення клею ВК-9 витримати при кімнатній температурі не менш 2…3 годин, а потім помістити у піч та витримати при температурі 60…70ºС впродовж 1 години.

3.15 Контроль якості капоту двигуна переднього

Якість виготовлення капоту двигуна переднього забезпечується дотриманням вимог КД та технологічних режимів на всіх етапах виготовлення, культури виробництва та якості оснащення. Усі операції технологічного процесу виготовлення капоту виробляються за робочим технологічним документом і підлягає прийманню відділом технічного контролю.

У процесі виготовлення капоту контролю підлягають:

а) технологічна оснастка (наявність вхідних елементів, чистота формоутворювальних поверхонь, відповідність геометричним параметрам);

б) основні матеріали, що застосовуються на відповідність вимогам НД;

в) основні технологічні операції (приготування зв′язуючого, виготовлення препрегів, викладання шарів препрегу) відповідно до вимог КД та інструкцій, герметичність вакуумного мішка та дотримання режимів формування відповідно до вимог інструкцій.

Контроль готової деталі на відповідність вимогам КД включає:

1) контроль зовнішнього вигляду та контуру: контролюється якість поверхні, відповідність контурів деталі розмітці на оснастці та прилягання її до формоутворюючої поверхні оснастки;

2) контроль міцності зразків свідків;

3) контроль механічних властивостей та якості пластику який затвердів;

4) контроль за масою деталі.

Контроль вмісту смоли у пластику, пористості, ступеня полімеризації та щільності проводити у разі вимог, обумовлених у кресленні або у технологічній документації. Зразки вирізати з допуску деталі або зразка свідка.

Приймання виготовленої деталі відділом технічного контролю проводити з пред'явленням наступної документації:

1) креслення;

2) технологічної документації на виготовлення деталі;

3) свідоцтв на приготування зв′язуючих;

4) свідоцтв на приготування препрегів;

5) свідчення випробувань зразків свідків;

6) діаграм температур та тисків.

РОЗДІЛ 4
РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ КОНСТРУКЦІЇ КАПОТУ ДВИГУНА МОДЕРНІЗОВАНОГО ВЕРТОЛЬОТУ

Проектування - найбільш відповідальний етап розробки, у процесі якого визначаються технічні характеристики виробу та перевіряється можливість реалізації поставленого завдання. Закладені на цьому етапі конструктивні рішення визначають успіх подальшої розробки виробу, терміни відпрацювання та його експлуатаційні якості. Визначення найкращого конструктивного рішення – надзвичайно складний процес, що складається з робіт із забезпечення найкращих експлуатаційних умов навантаження, вибору раціональних форм деталей та матеріалів, що сприяють отриманню мінімальної маси конструкції з урахуванням технологічності та вартості. Усі ці вимоги однаково виконати не можна. Як правило, за основу приймають одну або кілька вимог, наприклад, для вертольотів одним з основних буде забезпечення мінімальної маси. У даному розділі представлено розрахунок на міцність капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту.

4.1 Механічні властивості матеріалів

Капоти двигунів являють собою тришарові композитні конструкції з стільниковими панелями як заповнювач. Як матеріал для верхнього та нижнього шару капотів використаний склотекстоліт СТП-97к[10]. Як заповнювач використаний стільниковий матеріал ПСП-1-2,5-45, на основі арамідного паперу «Номекс» та фенолформальдегідному зв′язуючому. Механічні властивості, необхідні для розрахунку представлені у таблицях 4.1 - 4.3.

Таблиця 4.1 – Механічні властивості склотекстоліта СТП-97к [10]

Властивість	Позначення	Значення	Одиниця виміру
Модуль пружності	$E_{[0]}$	30	ГПа
	$E_{[90]}$	13.5	
Коефіцієнт Пуассона	ν	0,18	–
Межі міцності	$\sigma_{в[0]}$	494	МПа
	$\sigma_{в[90]}$	407	
	$\sigma_{в.сж[0]}$	220	
	$\sigma_{в.сж[90]}$	210	
	$\tau_{в[0]}$	48	

Таблиця 4.2 – Механічні властивості полімерсотопласту ПСП-1-2,5-45[11]

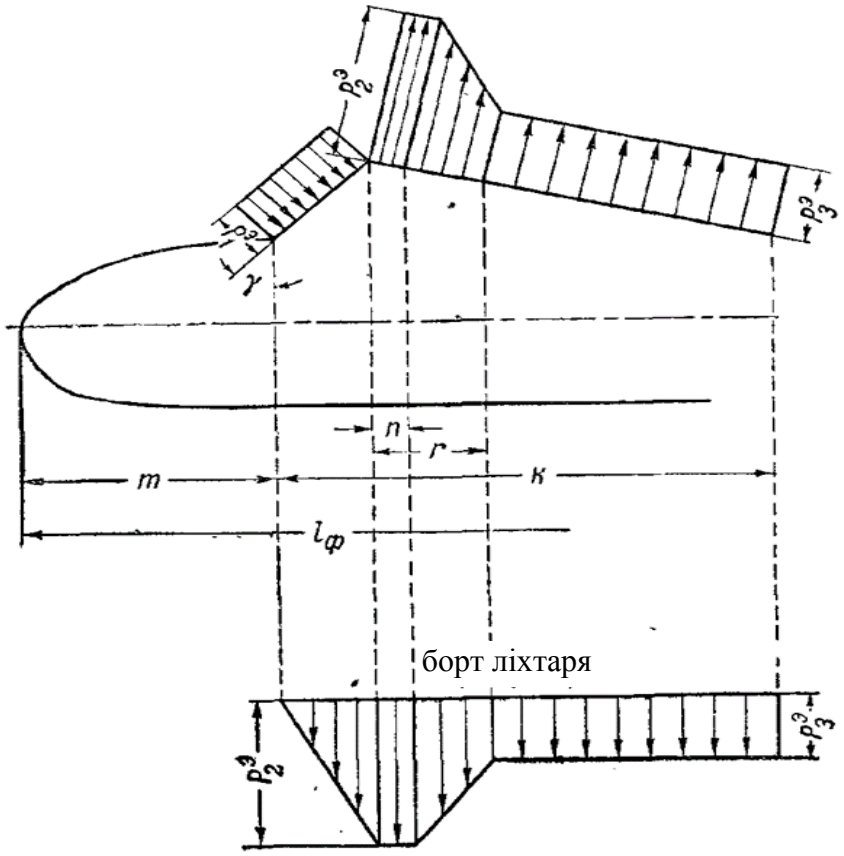
Властивість	Позначення	Значення	Одиниця виміру
Модуль пружності	E	4	ГПа
Коефіцієнт Пуассона	ν	0,25	–
Межа плинності	σ_T	100	МПа

Таблиця 4.3 – Механічні властивості матеріалів замків кріплення капотів[14]

№	Матеріал	E (ГПа)	ν	ρ (кг/м^3)	$\sigma_в$ (МПа)
1	Д16Т	72	0,33	2780	>370
2	12Х18Н10Т	210	0,3	7800	510

4.2 Схема навантаження капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту Ми-2

Відповідно до [12] розподіл аеродинамічних навантажень приймається за даними продувок моделі вертольоту в аеродинамічній трубі в присутності гвинта, що працює. За відсутності таких результатів продувок дозволяється використовувати матеріали, наведені у [13]. Таким чином, розподіл тисків по поверхні капотів прийнято аналогічно розподілу тисків по пілотських «фонарях» та носовій частині фюзеляжу за схемою, зображеною на рисунку 4.1.



$l_ф$ – довжина фюзеляжу; k – довжина «фонаря»; γ – кут між нормаллю до поверхні фюзеляжу та дотичною до утворюючої «фонаря» у його початку; m – відстань «фонаря» від носу фюзеляжу; n = 0,1 м; r = 0,4 м

Рисунок. 4.1 – Схема розподілу навантаження

Формули експлуатаційних навантажень:

$$p_1^э = 0,8 \cdot q_{пред} \tag{4.1}$$

$$p_2^э = -\left(0,4 + \cos\gamma + \frac{n_{max}^э \, G/S}{q_{пред}} \right) \cdot q_{пред} \tag{4.2}$$

$$p_3^э = -0,4 \cdot q_{пред}. \tag{4.3}$$

де $p_1^э$, $p_2^э$, $p_3^э$ – експлуатаційні навантаження які діють на капоти;

G – злітна вага, кг; G = 3659 кг;

S – площа гвинта яка омітає, м^2; S = 165,05 м^2;

γ – кут нахилу капоту, º; γ = 32º28′[8].

В усіх розрахункових випадках розрахункові навантаження виходять у результаті множення експлуатаційних навантажень на коефіцієнт безпеки f = 1,5.

4.3 Навантаження на капот двигуна центральний

Надлишковий тиск (політ без ковзання).

Відповідно до схеми, зображеної на рис. 4.1, на капот двигуна центральний діє рівномірно розподілене навантаження p_1. Розрахункове значення цього навантаження:

$$p_1^р = \left(p_1^э + 0,3 \cdot q_{пред} \right) \cdot f = \left(0,8 \cdot q_{пред} + 0,3 \cdot q_{пред} \right) \cdot f \tag{4.4}$$

$$p_1^р = \left(0,8 \cdot 2768,8 + 0,3 \cdot 2768,8 \right) \cdot 1,5 = 4568,5 \ (Па) \tag{4.5}$$

де $p_1^р$ – розрахункове навантаження яке діє на капот центральний.

4.4 Навантаження на капот двигуна передній

Надлишковий тиск (з навітряного боку).

Максимальний надлишковий тиск, яке діє на капот двигуна передній при польоті з ковзанням, прийнято рівномірно розподіленим і має величину:

$$p_{изб}^{р} = \left(q_{пред} + 0,3 \cdot q_{пред}\right) \cdot f = 1,3 \cdot 2768,8 \cdot 1,5 = 5399,2 \ (Па) \qquad (4.6)$$

де $p_{изб}^{р}$ – розрахункове навантаження яке діє на капот передній з навітряного боку.

Розрідження (з підвітряного боку).

Розподілення тиску по поверхні капоту двигуна переднього та його величина визначені відповідно зі схемою зображеною на рис. 4.1 та показана на рис. 4.2 та розраховано за формулою:

*Розміри для довідок

Рисунок. 4.2 – Розподілення тиску по поверхні капоту двигуна переднього

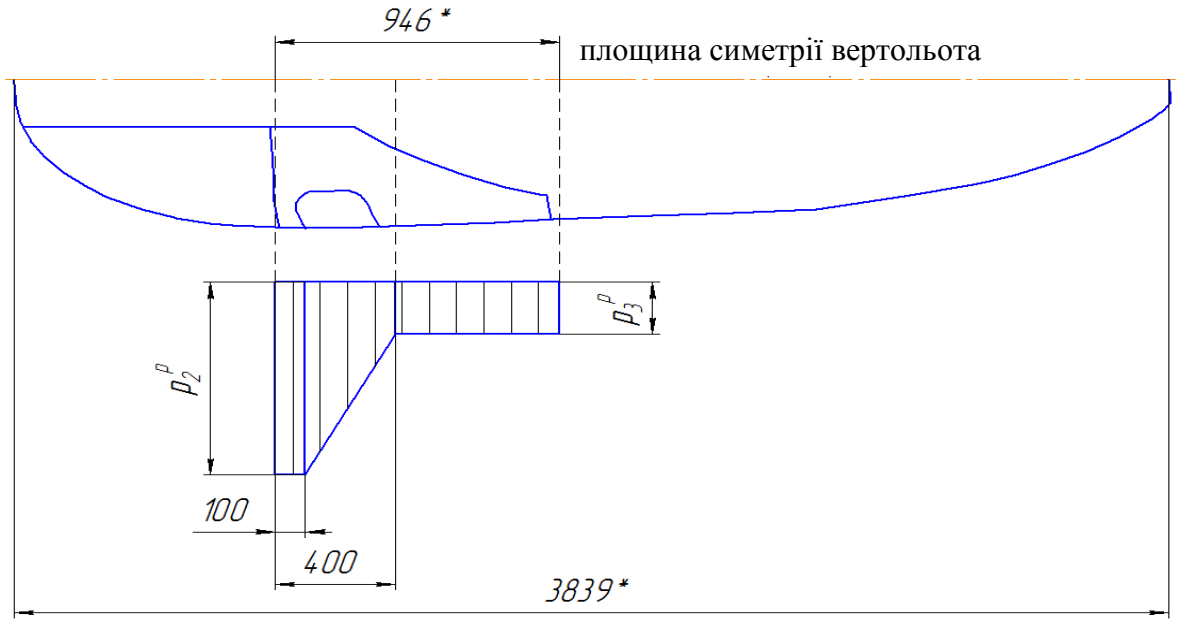
$$p_2^{\text{р}} = p_2^{\text{э}} \cdot f = -\left(0,4 + \cos 32°28' + \frac{3 \cdot 3659/165,05}{2768,8}\right) \cdot 2768,8 \cdot 1,5 = -5263,8 \ (\text{Па}) \qquad (4.7)$$

де $p_2^{\text{р}}$ – розрахункове навантаження яке діє на капот передній з підвітряного боку.

4.5 Навантаження на капот двигуна задній

Розрідження (з підвітряного боку).

Розподілення тиску по поверхні капоту двигуна заднього та його величина визначені відповідно зі схемою зображеною на рис. 4.1, показано на рис. 4.3 та розраховано за формулою:



*Розміри для довідок

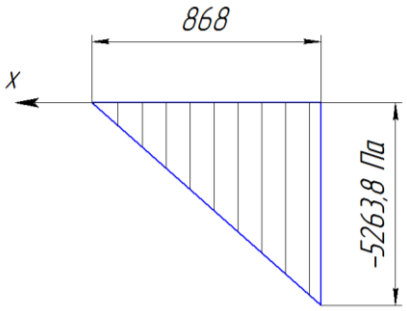
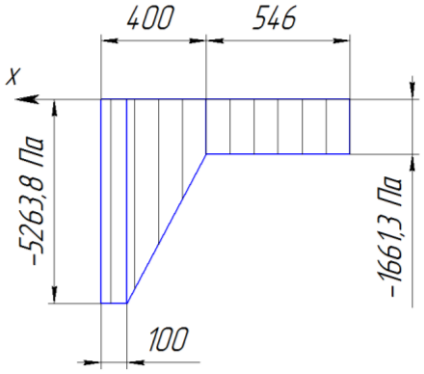
Рисунок. 4.3 – Розподіл тиску по поверхні капоту двигуна заднього

$$p_3^{\text{р}} = p_3^{\text{э}} \cdot f = -0,4 \cdot q_{\text{пред}} \cdot f = -0,4 \cdot 2768,8 \cdot 1,5 = -1661,3 \ (\text{Па}). \qquad (4.8)$$

де $p_3^{\text{р}}$ – розрахункове навантаження яке діє на капот задній з підвітряного боку.

Результати розрахунків з урахуванням розподілу наведені у таблиці 4.4.

Таблиця 4.4 – Навантаження які діють на капоти вертольоту

	Навантаження надлишковим тиском, Па	Навантаження розрідженням, Па	Сумарне навантаження надлишковим тиском, Н	Сумарне навантаження розрідженням, Н
Капот двигуна центральний	4568,5 (Рівномірне розподілення)	Не враховується	995,9	–
Капот двигуна передній	5399,2 (Рівномірне розподілення)		3990	-2184
Капот двигуна задній	Не враховується		–	-2066

4.6 Напружено-деформований стан капотів модернізованого вертольоту

Моделювання напружено-деформованого стану капотів здійснювалося методом кінцевих елементів [15] у CAE системі MSC Nastran з використанням препроцесора MSC Patran. Для виконання розрахунків попередньо були

підготовлені математичні моделі центрального, переднього і заднього капотів двигунів. Далі були задані механічні властивості матеріалів відповідні таблицям 4.1 - 4.3, визначено місця закріплення та додано діючі навантаження.

Метод кінцевих елементів – це спосіб моделювання напружено-деформованого стану конструкцій складної конфігурації та складу. Він полягає в розбитті деталі, що розраховується складної конфігурації на безліч малих елементів простої форми. Після цього стає можливим для кожного з таких елементів написати систему диференціальних рівнянь, що описують необхідні взаємодії. Таким чином, у процесі розрахунку облік складної геометрії та складної схеми навантаження виявляється через взаємний вплив елементів один на одного [16].

Результатами моделювання напружено-деформованого стану є схеми розподілу еквівалентних напружень та сумарних деформацій. Напружено-деформований стан та розподіл коефіцієнтів запасу безпеки представлені на рисунках 4.4 - 4.15. Виникаючі напруження та величини коефіцієнтів запасу міцності наведені у таблиці 4.5.

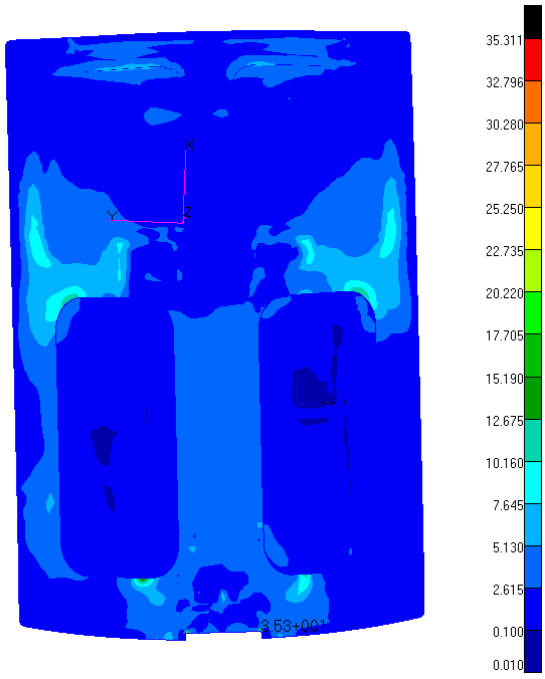


Рисунок 4.4 – Розподіл еквівалентних напружень у капоті двигуна центральному, МПа

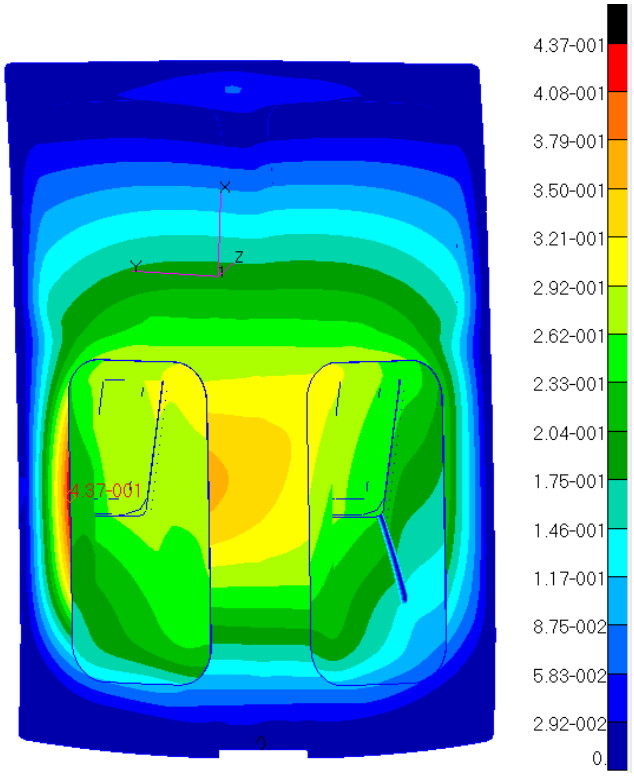


Рисунок 4.5 – Сумарні деформації капота двигуна центрального, мм

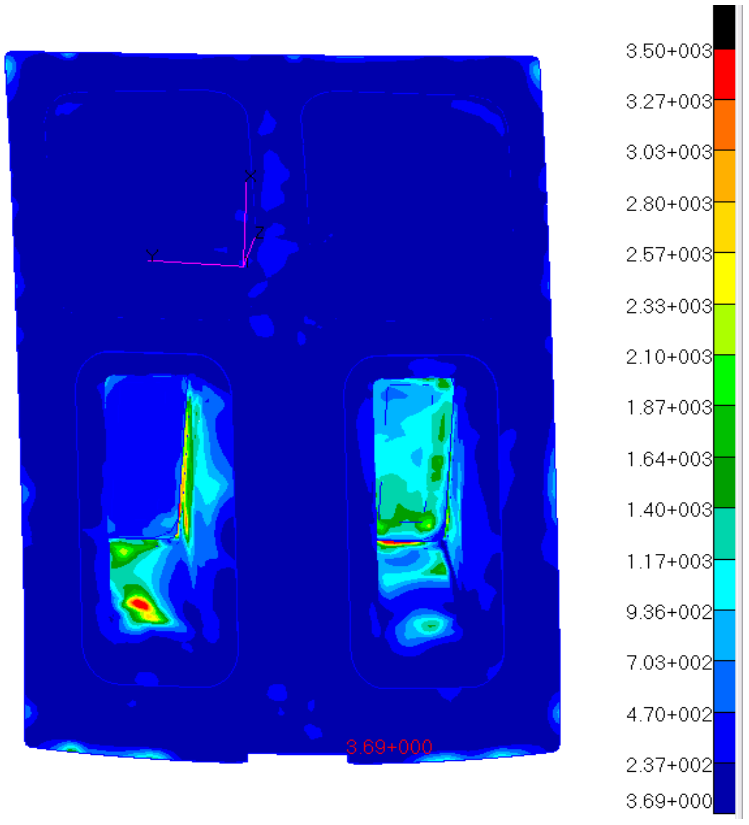


Рисунок 4.6 – Розподіл коефіцієнтів запасу безпеки у капоті двигуна центральному

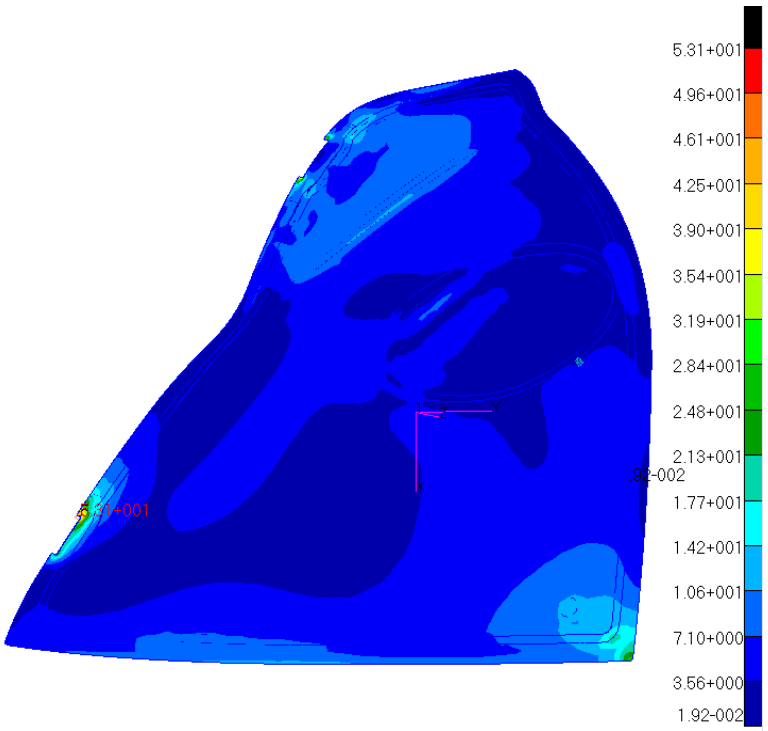


Рисунок 4.7– Розподіл еквівалентних напружень у капоті двигуна передньому від навантаження розрідженням, МПа

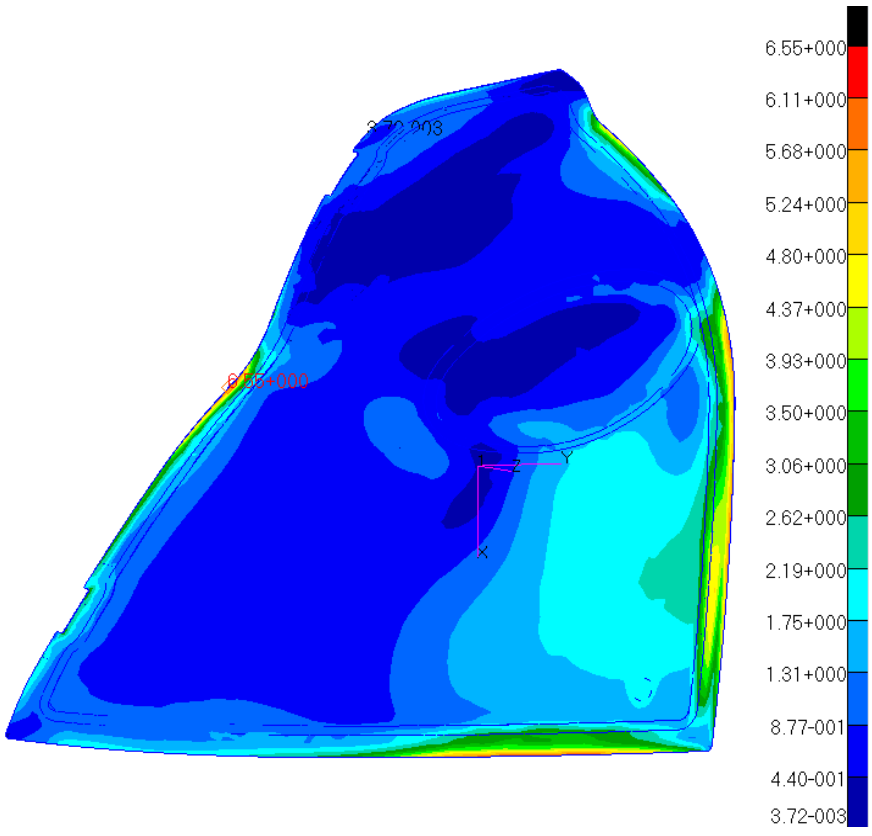


Рисунок 4.8 – Розподіл еквівалентних напружень у капоті двигуна передньому від навантаження надлишковим тиском, МПа

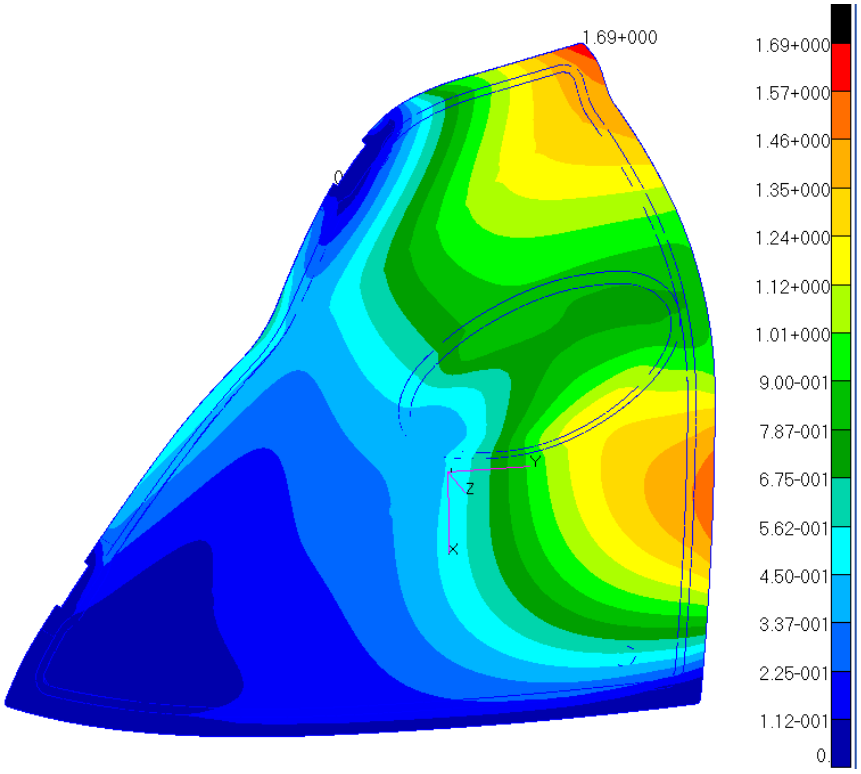


Рисунок 4.9 – Сумарні деформації капоту двигуна переднього від навантаження розрядженням, мм

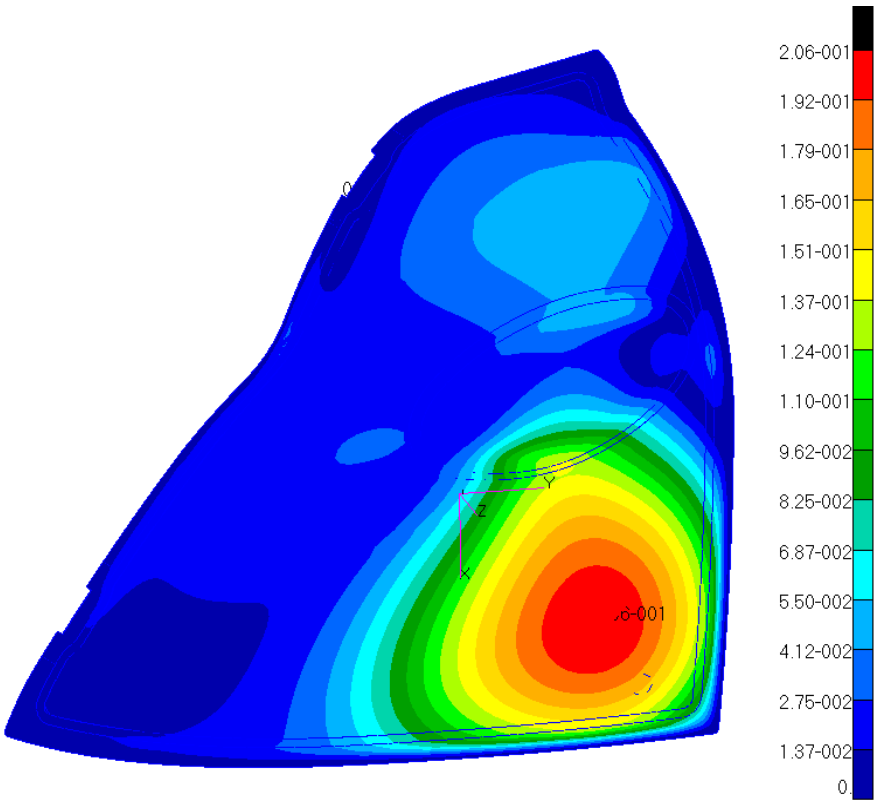


Рисунок 4.10 - Сумарні деформації капоту двигуна переднього від навантаження надлишковим тиском, мм

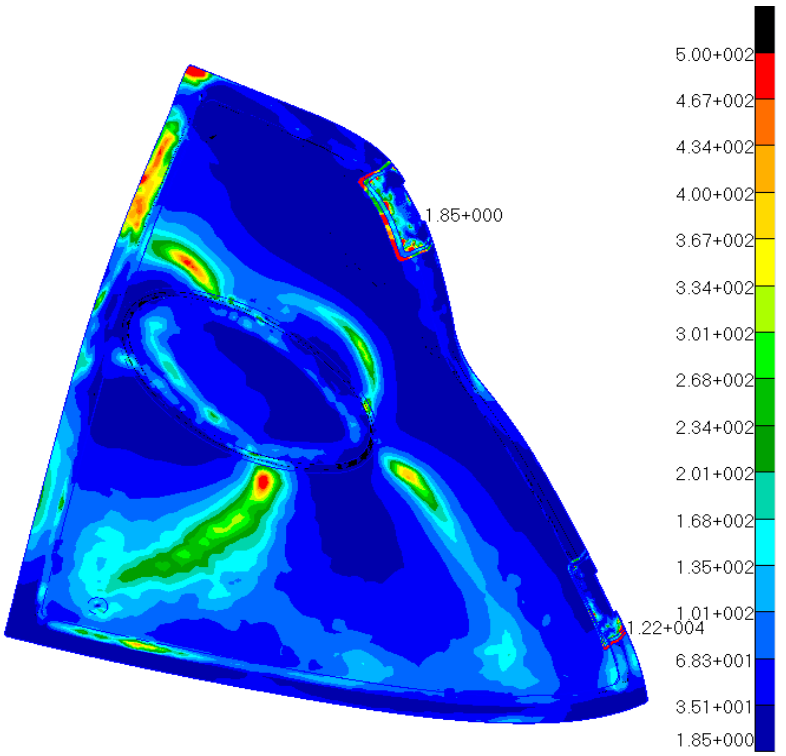


Рисунок 4.11 - Розподіл коефіцієнтів запасу безпеки у капоті двигуна передньому від навантаження розрідженням, МПа

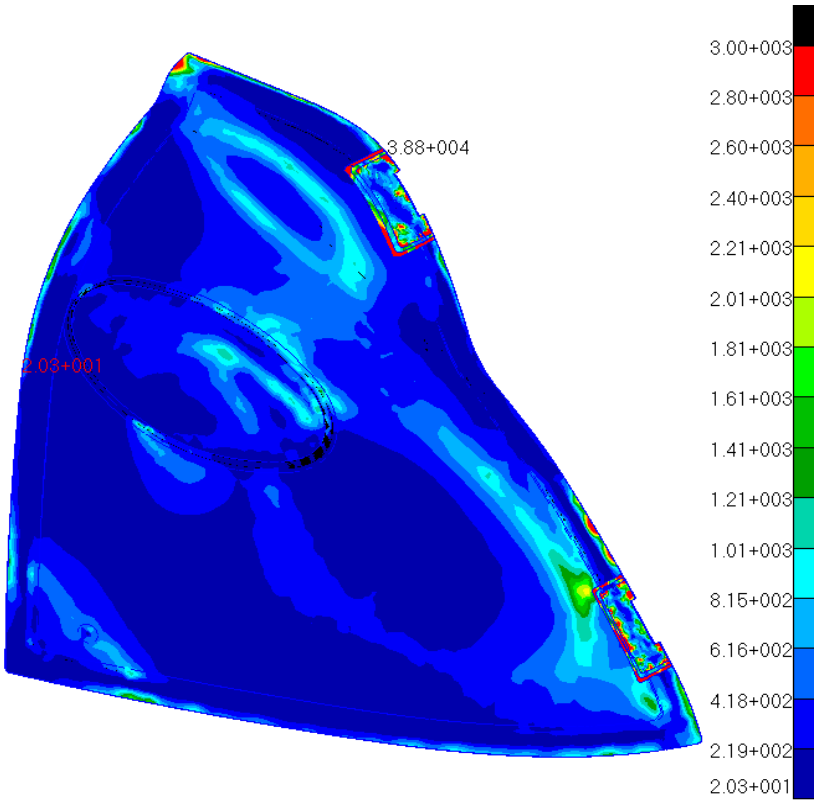


Рисунок 4.12 - Розподіл коефіцієнтів запасу безпеки у капоті двигуна передньому від навантаження надлишковим тиском, МПа

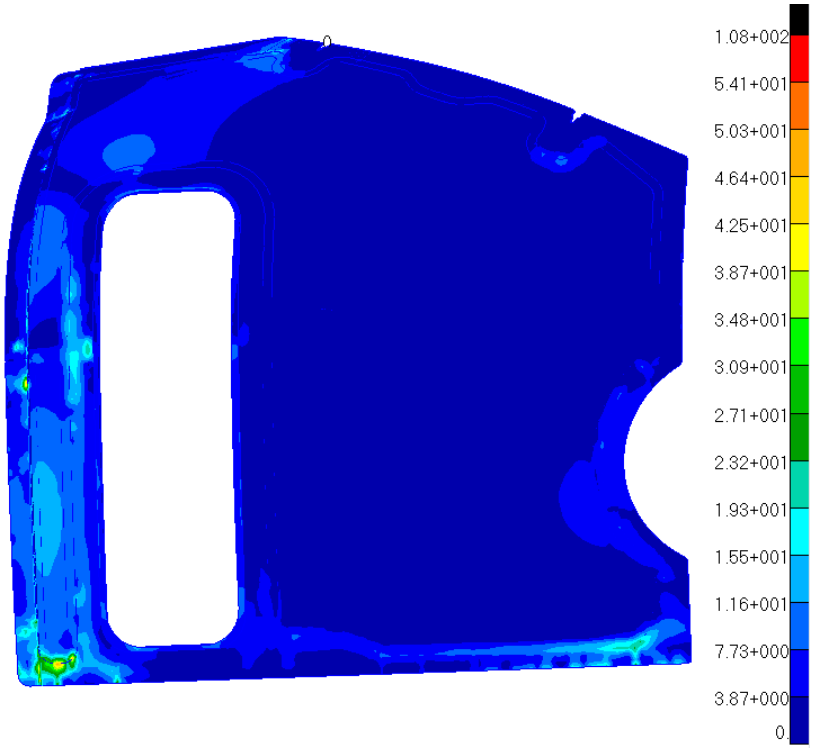


Рисунок 4.13 – Розподіл еквівалентних напружень у капоті двигуна задньому, МПа

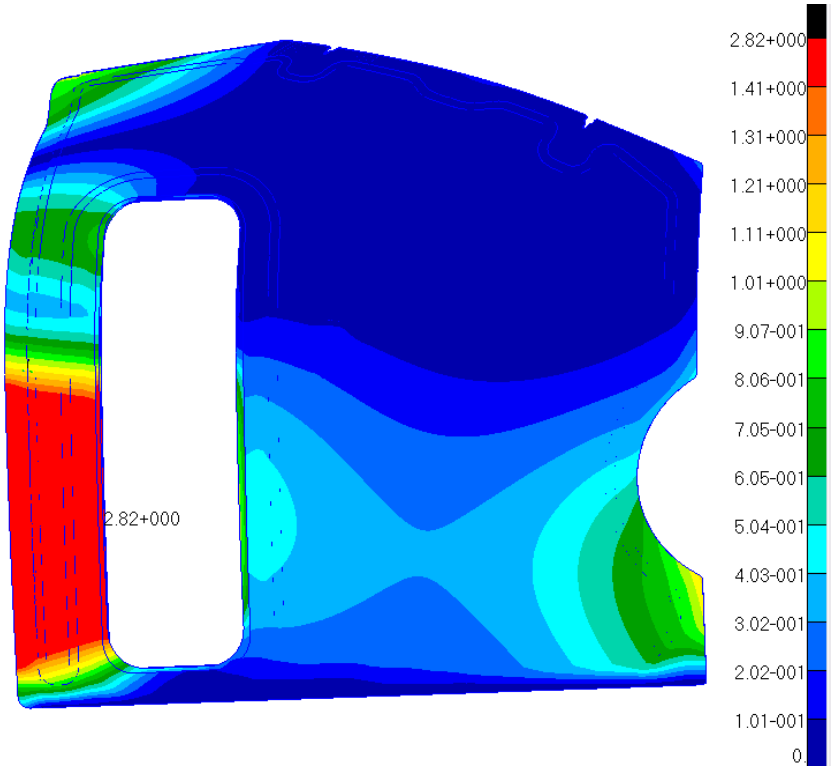


Рисунок 4.14 – Сумарні деформації капота двигуна заднього, мм

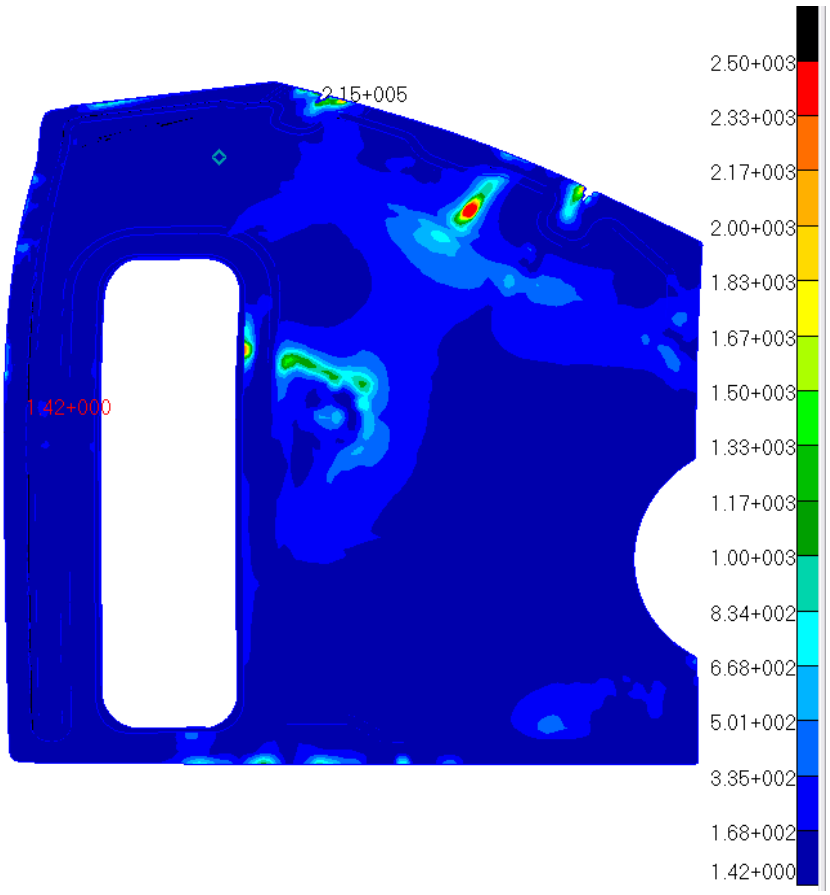


Рисунок 4.15 – Розподіл коефіцієнтів запасу безпеки у капоті двигуна задньому

Коефіцієнт запасу міцності дорівнює коефіцієнту запасу безпеки збільшеному на одиницю:

$$f = MoS + 1 \tag{4.9}$$

Таблиця 4.5 – Виникаючи напруження та коефіцієнти запасу міцності

	Еквівалентні напруження $\sigma_{экв}$, МПа	Запас міцності
Капот двигуна центральний	35,3	4,69
Капот двигуна передній	53,1 6,55	2,85 21,3
Капот двигуна задній	102	2,42

За результатами моделювання встановлено, що найбільш навантаженим є капот двигуна задній. Максимальні напруження, що виникають в ньому, становлять 102 МПа. Коефіцієнти запасу міцності визначені за критерієм міцності Цая-Ву. Мінімальний коефіцієнт запасу міцності становить 2,42.

Таким чином, можна зробити висновок, що конструкція капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту відповідає нормам міцності [12].

4.7 Міцність кріплення капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту.

Навантаження, що діють на вузли кріплення капотів відсіків двигуна, визначені як реакції, одержані в процесі розрахунку капотів. Значення навантажень на замки представлені у таблиці 4.6.

Напружено-деформований стан представлені на рисунках 4.16 – 4.21. Виникаючі напруження та величини коефіцієнтів запасу міцності наведені в таблиці 4.7.

Таблиця 4.6 – Навантаження які діють на кріплення капотів

Капот	Нвантаження, Н
Кріплення капота переднього	214
Кріплення капота заднього	168
Кріплення капота центрального	49,5

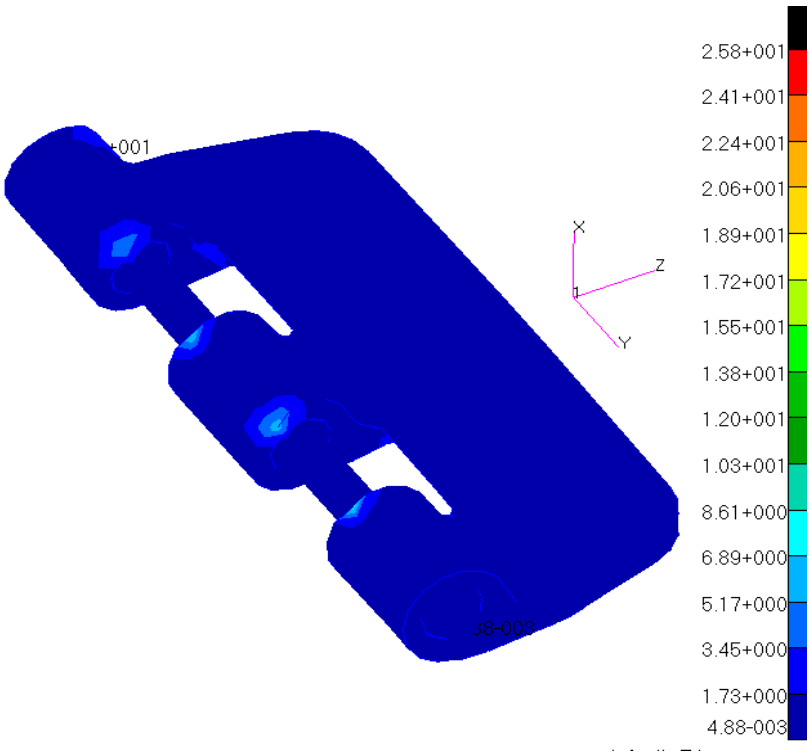


Рисунок 4.16 – Розподіл еквівалентних напружень у замках кріплення капоту двигуна центрального, МПа

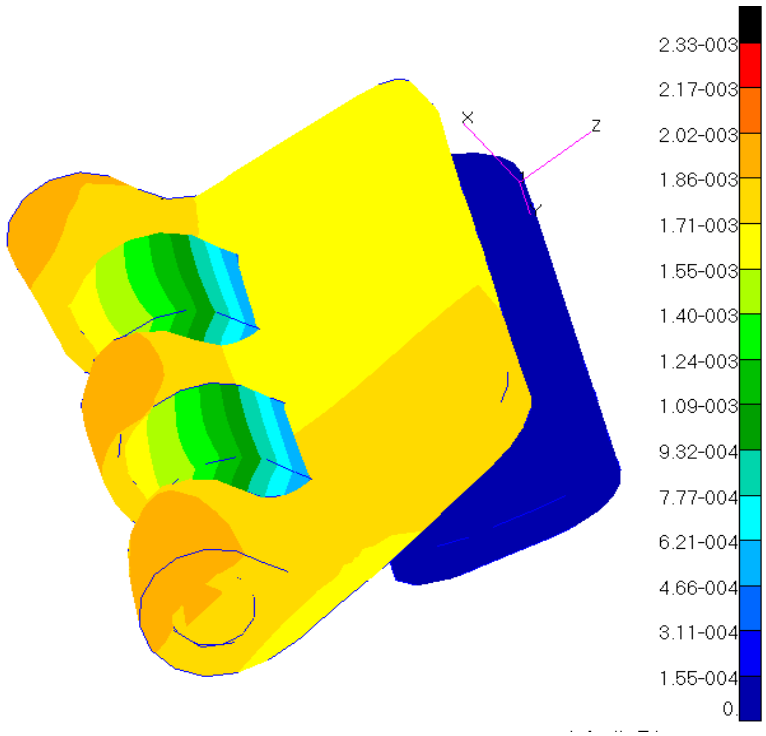


Рисунок 4.17 – Сумарні деформації у замках кріплення капоту двигуна центрального, мм

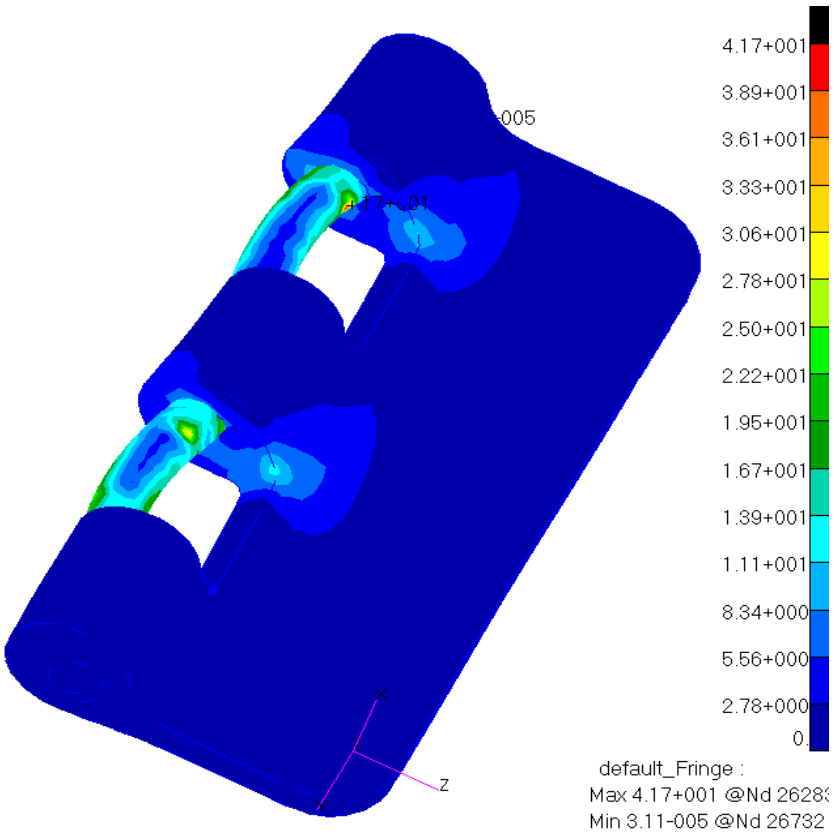


Рисунок 4.18 - Розподіл еквівалентних напружень у замках кріплення капоту двигуна переднього, МПа

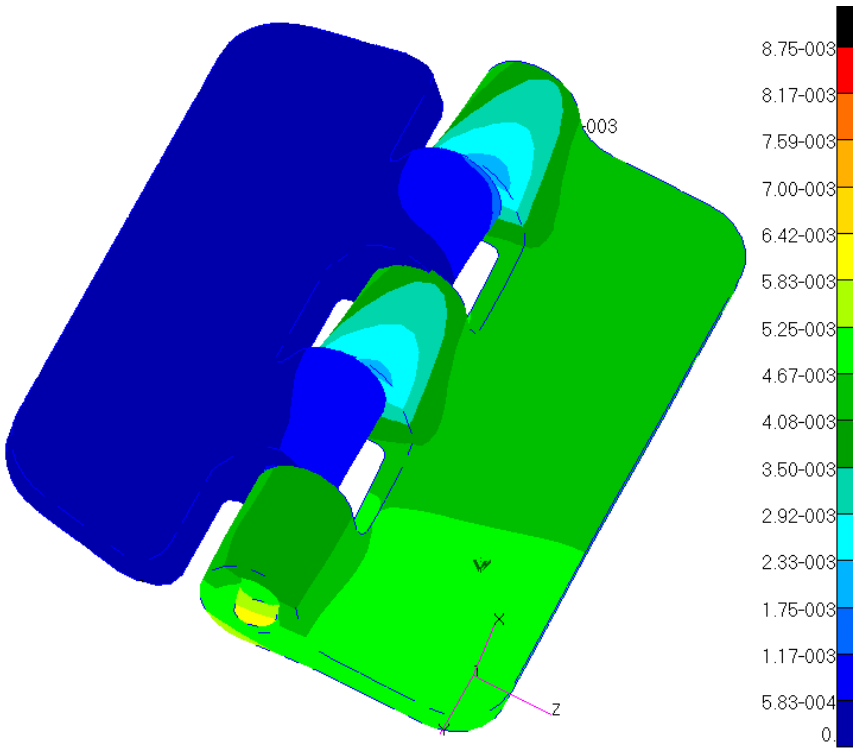


Рисунок 4.19 - Сумарні деформації у замках кріплення капоту двигуна переднього, мм

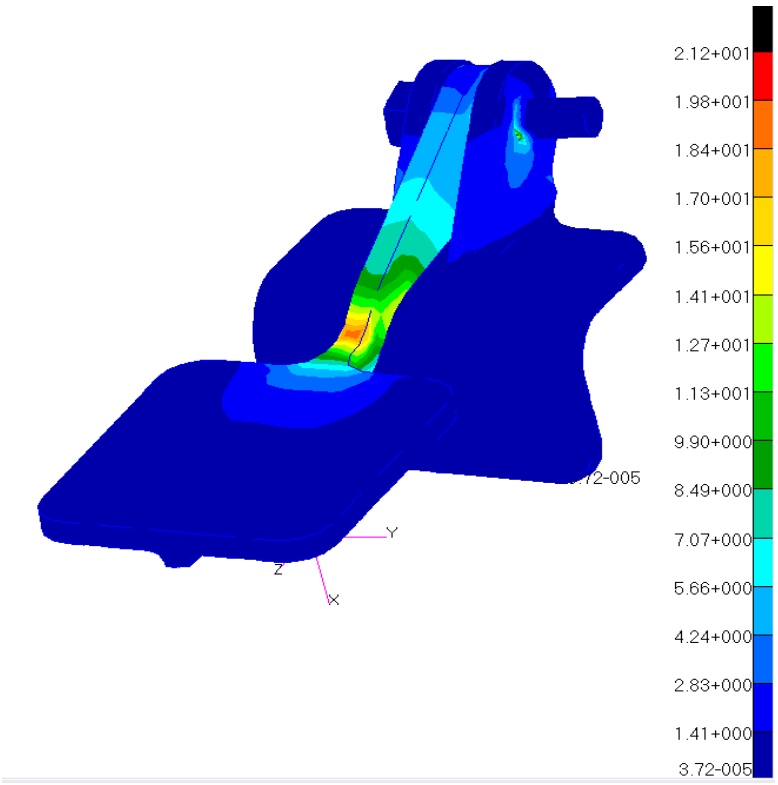


Рисунок 4.20 - Розподіл еквівалентних напружень у замках кріплення капоту двигуна заднього, МПа

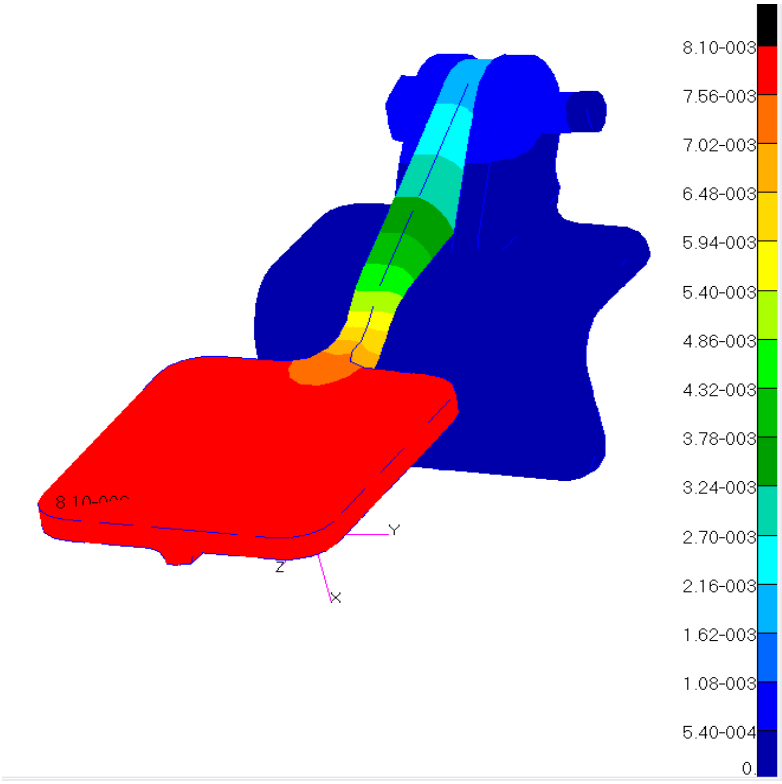


Рисунок 4.21 - Сумарні деформації у замках кріплення капоту двигуна заднього, мм

Таблиця 4.7 – Виникаючи напруження та величини коефіцієнтів запасу міцності

	Еквівалентні напруження $\sigma_{экв}$, МПа	Запас міцності
Капот двигуна центральний	25,8	19,76
Капот двигуна передній	41,7	12,23
Капот двигуна задній	21,2	17,45

За результатами моделювання встановлено, що найбільш навантаженим є кріплення капота двигуна переднього. Максимальні напруження, що виникають в ньому, становлять 41,7 МПа і не перевищують межі міцності конструкційного матеріалу, що застосовується.

Коефіцієнти запасу міцності визначені як відношення межі тимчасової міцності до діючих напружень. Мінімальний коефіцієнт запасу міцності складає 12,23.

Таким чином, можна зробити висновок, що конструкція вузлів кріплення капотів відсіків двигунів модернізованого вертольоту Ми-2 відповідає нормам міцності [12].

ВИСНОВКИ

У ході дипломної роботи було розроблено конструкцію та технологію виготовлення капоту відсіків двигунів модернізованого вертольоту з композиційних матеріалів. За заданими габаритними розмірами, схемою навантаження капоту був зроблений розрахунок міцності конструкції. Було проведено аналіз вибору матеріалів, з якого виготовлятиметься виріб. Основною частиною проекту є розробка технологічного процесу на виготовлення капоту переднього модернізованого вертольоту, що представлено в технологічній частині проекту.

При виготовленні капоту двигуна модернізованого вертольоту замість алюмінієвого сплаву Д16АМ (з якого капот виготовлявся раніше) було застосовано склопластик армований склотканиною Т-10-14 та просоченою поліімідним зв′язуючим СП-97К. Це дозволило отримати виріб який має наступні переваги перед капотом попередньої конструкції:

1. Зменшення ваги, за рахунок зменшення кількості з′єднання між собою різних деталей, що в свою чергу впливає на підвищення вантажопідйомності повітряного судна;
2. Форма зовнішньої поверхні що краще оминається повітрям яка дозволяє зменшити лобовий опір повітряного судна;
3. Зменшення трудомісткості та енергетичних затрат при виготовлені елементів конструкції за рахунок зменшення кількості деталей та скорочення циклу клепально – складальних робіт;
4. Більш економічний при виготовленні так як нема потреби виготовляти багатовартістьних штампів;
5. Відсутність корозії матеріалу;
6. Більша міцність та пружність виробу.

Ще одним фактором який вплинув на вибір даного склопластику є його робоча температура: від – 60 до +350ºС. Це дозволяє використовувати вироби в

безпосередній близькості з агрегатами повітряного судна які є джерелами підвищеної температури (двигун, елементи вихлопної системи) впродовж тривалого часу.

Ця робота є актуальною, оскільки розробка зроблена для реальної конструкції капоту переднього відсіку двигунів, що використовується у конструкції модернізованого вертольоту і виконана з композиційних матеріалів, які в даний час знайшли широке застосування в багатьох галузях промисловості.

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАНЬ

1. Метали в літакобудуванні: сталь, алюміній, композити. [Електроний ресурс] Режим доступу: http://ston.jsc.nasa.gov/collections/trs/_techrep/TM-2009-214793.pdf.

2. Характеристики та область застосування алюмінієвих сплавів. [Електроний ресурс] Режим доступу: https://firma-tera.com.ua/ua/a253906-harakteristiki-oblast-primeneniya.html.

3. Застосування титану в авіації та авіабудуванні [Електроний ресурс] Режим доступу: https://auremo.org/reference/primenenie-titana-v-aviacii.html.

4. Ключников Ю.В. Авіаційні матеріали та їх технології. Конспект лекцій / Ю.В. Ключников, О.Т. Сердітов, В.Л. Дубнюк – К.: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2022 – 114 с.

5. Князев О.М. Композиційні матеріали у ракетобудуванні // матеріали VII Міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів. Актуальні задачі сучасних технологій – Тернопіль 28-29 листопада 2018. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Україна.

6. Boeing 787 Dreamliner. [Електроний ресурс] Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Boeing_787_Dreamliner

7. Бурєнніков Ю.А. Нові матеріали та композити: навчальний посібник / Ю.А. Бурєнніков, І.О. Сивак, С.І. Сухоруков – Вінниця: ВНТУ, 2013. – 161с.

8. Богуслаєв В.О. Общее проектирование вертолетов / В.О. Богуслаєв - Запоріжжя: Видавництво ВАТ «Мотор Січ», 2001 р. – 324 с.

9. Вагин А.Ю. Головин В.В. Композиты в каркасных конструкциях, журнал «Вертолет» №1, 1999. – 56 с.

10. Моляр А.Г. Конструкционные материалы в самолетостроении / А.Г. Моляр, А.А. Коцюба, А.С. Бычков, С.Ю. Нечипоренко - Киев: КВИЦ, 2015. - 400 с.

11. Nomex paper and pressboard: a range of engineering materials: Technical data sheet. [Електроний ресурс] Режим доступу: https://www.ukinsulations.co.uk/pdfs/dupont-nomex-type-410.pdf

12. Руководство для конструкторов вертолетов «Нормы прочности вертолетов 1961 года». Том 2. Выпуск 1, 1962. – 188 с.

13. «Руководство для конструкторов» Том 1. Аэродинамика. Гидродинамика. Прочность, Бюро новой техники НКАП, 1943. – 243 с.

14. Шишков М.М. Марочник сталей і сплавів: Довідник Вид. 3-є, доповнене – Донецьк, 2000. – 456с.

15. Овчаренко В.А. Основи методу кінцевих елементів і його застосування в інженерних розрахунках: Навчальний посібник / В.А. Овчаренко, С.В. Подлєсний, С.М. Зінченко – Краматорськ: ДДМА, 2008. – 380с.

16. Гребеников А.Г. Анализ НДС авиационных конструкций с помощью системы ANSYS. Учебное пособие для студентов и специалистов промышленности / А.Г. Гребеников, Ю.Н. Геремес, Д.Ю. Дмитренко, С.П. Светличный, Ю.А. Яковлев – Харьков: АНТО «КНК», 2008. – 394 с.

17. ТИ 549.25300.00256. Изготовление монолитных и каркасных деталей из ПКМ на основе связующего СП-97К. Технологическая инструкция, 2016. – 78 с.

18. ДСТУ ГОСТ 19170 – 2003. Скловолокна. Тканина конструкційного призначення. Технічні умови – Київ: ДП «УкрНДНЦ», 2003. – 20 с.

19. ДСТУ 4221:2003. Спирт етиловий ректифікований. Технічні умови – Київ: ДП «УкрНДНЦ», 2018. – 8с.

20. ДСТУ 8056:2015. Реактиви та особливо чисті речовини. Методи готування розчинів індикаторів – Київ: ДП «УкрНДНЦ», 2016. – 38с.

21. ДСТУ 3057 – 95. Метанол технічний. Технічні умови – Київ: ДП «УкрНДНЦ», 1996. – 42с.