

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису

БОНДАР НАЗАРІЙ ВІКТОРОВИЧ

УДК 539.4

ДИСЕРТАЦІЯ

МІЦНІСТЬ АВІАЦІЙНИХ ОБОЛОНОК ІЗ КОМПОЗИТИВ З УРАХУВАННЯМ РОБОЧОГО СЕРЕДОВИЩА ТА ЕКСПЛУАТАЦІЙНОГО ПОШКОДЖЕННЯ

Спеціальність 05.07.02 – Проектування, виробництво та випробування
літальних апаратів

Галузь знань 13 – механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень.

Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання
на відповідне джерело

_____ Н.В. Бондар

Науковий керівник:

Астанін Вячеслав Валентинович,
доктор технічних наук, професор

АНОТАЦІЯ

Бондар Н.В. Міцність авіаційних оболонок із композитів з урахуванням робочого середовища та експлуатаційного пошкодження. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук зі спеціальності 05.07.02 – Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів. – Національний авіаційний університет МОН України, Київ, 2019.

Дисертація присвячена експериментально-теоретичним дослідженням полімерних композиційних оболонок при впливі робочого середовища та пошкодження. Досліджено деградацію механічних характеристик типових композиційних матеріалів під дією робочої рідини. Досліджені поліпропіленові та епоксидні зразки армовані склотканиною з орієнтацією волокон основи 0° , $\pm 45^\circ$, 90° , згідно зі стандартом ISO 527-4. Матеріалом слугували поліпропіленовий композит на основі прошитої склотканини, композит на основі епоксидного в'язучого, підсиленний склотканиною та вуглетканиною. Визначено базові механічні характеристики досліджуваних матеріалів. Зразки витримували у гідравлічній рідині АМГ10 та морській воді протягом 910 годин із періодичним зважуванням. Установлено характеристики процесу адсорбції робочих рідин досліджуваними матеріалами: коефіцієнт швидкості адсорбції та максимальну кількість адсорбованої рідини. Проведено дослідження з виявлення пошкоджень через рідини, що адсорбовані матеріалами. Зразки із адсорбованими рідинами витримувались за температури 255...373К з подальшим випробуванням на розтяг. Установлено, що рідина у матеріалі призводить до його набухання за рахунок тиску останнього. Припускається, що деградація характеристик відбувається пропорційно до тиску набухання. Вивчено вплив указаних рідин на характеристики міцності досліджуваних матеріалів шляхом витримки останніх у цих рідинах протягом різного проміжку часу в діапазоні 0...840 годин із подальшим випробуванням на розтяг. Досліджено вплив прошивки по товщині вздовж напрямку випробувань 90° на механічні характеристики матеріалу з рідиною у порівнянні з іншими напрямками випробування. Визначено закономірності впливу вказаних рідин на механічні характеристики матеріалів у часі. На основі експериментальних даних розроблено модель поведінки

досліджуваного композита у розглянутих умовах та проведено числові розрахунки. Розрахункові криві досить добре описують експериментальні дані, що підтверджує коректність описаного підходу.

Зразки із матеріалу Twintex витримували у гідравлічній рідині АМГ10 та морській воді протягом 120 годин і потім випробовували згідно вказаного стандарту на розтяг за температур 273-373К. Вимірювали зміну модуля пружності та границі міцності досліджуваного матеріалу у розглянутих умовах. Отримано експериментальні значення границь міцності та модулів пружності досліджуваного матеріалу при різних температурах після впливу рідин. Спостерігається деградація вказаних характеристик міцності залежно від температури та часу витримки порівняно із початковими. Використовуючи дані попередніх досліджень розраховано деградовані значення механічних характеристик матеріалу при різних температурах. Додатково враховано зміну механічних характеристик матеріалу від температури. Порівняно експериментальні та розрахункові дані: розбіжність експериментальних та теоретичних даних складає 6%.

Розглядається повзучість термопластичного текстильно-армованого композита зі скляним наповнювачем під дією комбінованого короткочасного циклічного і тривалого статичного навантаження при розтяганні за кімнатної температури. Дослідження проводили на поліпропіленових зразках, армованих склотканиною, які виготовляли автоклавним способом формування. Повзучість композита експериментально досліджували при циклічному навантаженні за різних амплітуд. За даними експерименту, згідно з принципом суперпозиції Больцмана, розраховано ядро повзучості. Проаналізовано інші моделі повзучості матеріалів за даними огляду. Визначено закономірності короткочасної повзучості поліпропілену під дією статичного навантаження. Запропоновано модель поведінки досліджуваного композиту за розглянутих умов навантаження. Виконано числові розрахунки за допомогою запропонованої моделі з використанням результатів експериментів узятих з інших робіт і встановлено добру збіжність між ними. Визначено особливості повзучості текстильно-підсиленого поліпропілену за розглянутих умов. Встановлено межі застосування моделі.

Досліджено деградацію характеристик міцності оболонкових конструкцій із типових для авіаційної галузі композиційних матеріалів при впливі робочої рідини. Дослідження проводились на епоксидних склопластикових та вуглепластикових оболонках різної товщини та типу армування із поліпропіленовим лейнером. Епоксидний склопластик є композитом утвореним поєднанням епоксидного в'язучого Larit L285 із затверджувачем H287 та склотканини AirGlass 220 twill 2×2. Епоксидний вуглепластик є поєднанням того ж в'язучого та вуглетканини twill 2×2 на основі пряжі T300 3K. Склопластикові оболонки виготовлені у двох варіантах армування $\pm 45^0$ та $\pm 90^0$ і рядом товщини 0,5, 0,75, 1, 1,25, 1,5 мм, що відповідає кількостям шарів 2-6. Оболонки на основі епоксидного в'язучого виготовляли термовакuumним методом. Для визначення наявності пошкодженого шару композиційної оболонки та його величини проведено аналогічну витримку склопластикових зразків з різною товщиною склопластикового шару. Проведено випробування вуглепластикових оболонок з армуванням $\pm 90^0$ та товщиною вуглепластику 1мм після витримки у морській воді. Додатково проведено визначення впливу рідини на механічні характеристики досліджуваних матеріалів, але з іншим кутом армування. Для цього було випробувано склопластикові оболонки із кутом армування $\pm 45^0$ з і без витримки у рідині. Проведено аналогічні експерименту числові розрахунки.

Досліджено деградацію характеристик міцності композиційних оболонкових конструкцій із пошкодженням при впливі робочої рідини. Для визначення впливу рідини на характеристики міцності композиту з пошкодженням проведено наступні дослідження. Для визначення деградації критичного коефіцієнту інтенсивності напружень (КІН) матеріалу, зразки із матеріалу Twintex витримано у гідравлічній рідині АМГ10 та морській воді. Опіраючись на залежності отримані для матеріалів, досліджено вплив АМГ10 та морської води на характеристики міцності оболонкових конструкцій з пошкодженням із лейнером. Для цього склопластикові та вуглепластикові оболонки із пошкодженням було витримано у морській воді протягом 310 годин. Усі оболонки були випробувані внутрішнім тиском до руйнування із записом діаграм деформування. Оболонки випробовувались при поєд-

нанні 3-ох груп факторів: рідина; пошкодження; рідина і пошкодження. Використовуючи отримані дані проведено числові розрахунки у програмі ANSYS для визначення руйнівних навантажень.

Наукова новизна отриманих результатів:

1. Розроблено спосіб визначення величини деградації механічних характеристик оболонкових конструкцій з композитів із пошкодженням при впливі робочого середовища, який розкриває феноменологічну природу явища деградації та дозволяє розширити коло факторів, що мають суттєвий вплив на міцність таких конструкцій.

2. Встановлено закономірності деформування та руйнування композиційних оболонок з лейнером під внутрішнім тиском з урахуванням робочого середовища та пошкодження, які показують суттєву деградацію характеристик міцності таких конструкцій в розглянутому діапазоні, що необхідно враховувати при проектуванні.

Практичне значення отриманих результатів полягає в тому, що встановлені закономірності впливу робочого середовища на характеристики міцності оболонкових полімерних конструкцій з пошкодження дозволяють точніше розраховувати ресурс композиційних конструкцій, зменшити вірогідність відмови та підвищити безпеку польоту. Отримані теоретичні та експериментальні дані складають основу для розробки подальших механічних та фізичних моделей та критеріїв міцності. Результати виконаних досліджень використовуються на підприємствах України, що підтверджується актами впровадження ДП «Антонов» (м. Київ) і ТОВ «Прогрестех-Україна» (м. Київ).

Запропонована модель поведінки полімерних текстильно-армованих композиційних оболонкових конструкцій при впливі робочого середовища під внутрішнім тиском з урахуванням температури в часовому діапазоні 0 –1000 год.

Ключові слова: композит, деградація, рідина, температура, міцність, пружність, КІН, адсорбція, чисельне моделювання, ANSYS, склопластик, вуглепластик, Twintex.

ABSTRACT

Bondar N.V. Strength of aviation composite shells taking into account operational environment and damage. – On the rights of manuscript.

Dissertation for obtaining the scientific degree of candidate of technical sciences in specialty 05.07.02 – Designing, production and testing of aircraft. – National Aviation University of the Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2019.

Dissertation is devoted to experimental and theoretical research of polymer composite shells under influence of operational environment and damage. The degradation of mechanical characteristics of typical composite materials under the influence of working fluid is investigated. The polypropylene and epoxy specimens reinforced by fiberglass with a fiber orientation of 0° , $\pm 45^\circ$, 90° in accordance with ISO 527-4 are investigated. The materials are a polypropylene composite based on plain fiberglass fabric and a composite based on epoxy resin reinforced by fiberglass and carbon fiber. Basic mechanical characteristics of the studied materials are determined. The samples were exposed in AMg10 hydraulic fluid and seawater for 910 hours with periodic weighing. Characteristics of adsorption of working liquids by the investigated materials were established: coefficient of adsorption rate and maximum amount of adsorbed liquid. A study has been conducted to detect damage through liquids adsorbed by materials. Samples with adsorbed liquids were exposed at 255 ... 373K and then tested on tension. It is established that the fluid in the material causes it to swell due to the pressure of the liquid. It is assumed that the degradation of the characteristics occurs in proportion to the swelling pressure. The influence of these liquids on the strength characteristics of the investigated materials was studied by holding the material in these liquids for a different period of time in the range of 0 ... 840 hours and tensile testing. The influence of sewing along the 90° test direction on the mechanical characteristics of material comparing to other test directions was investigated. Dependences of the influence of these liquids on the mechanical characteristics of the material in time were determined. A model of behavior of the investigated composite under the considered conditions was developed based on the experimental data and numerical calculations were performed. The design curves describe the experimental data quite well, which confirms the correctness of the described approach.

Twintex specimens were exposed in AMg10 hydraulic fluid and seawater for 120 hours and then tested according to the specified standard for tensile at 273-373K. The change in the modulus of elasticity and the strength limit of the material were measured. The experimental values of the strength limits and the modulus of elasticity of the material at different temperatures after exposure to liquids were obtained. There is a degradation of the specified strength characteristics depending on temperature and holding time compared to the initial ones. Using the data of previous studies, the degraded values of the mechanical characteristics of the material at different temperatures were calculated. In addition, the change in mechanical characteristics of the material from the temperature is taken into account. Experimental and theoretical data are compared: the discrepancy is 6%.

The creep of a thermoplastic textile-reinforced composite with a glass fiber under the influence of combined short-term cyclic and prolonged static tensile loading at room temperature is considered. Investigations were carried out on glass fiber reinforced polypropylene specimens, which were made using an autoclave molding method. The creep of the composite was experimentally investigated at cyclic loading at different amplitudes. According to the experimental data, the creep nucleus was calculated according to the Boltzmann superposition principle. Other models of material creep have been analyzed according to the survey. The dependences of short-term creep of polypropylene under static loading are determined. The behavior model of the studied composite under the considered loading conditions is proposed. Numerical calculations were performed using the proposed model and results of experiments taken from other works and a good convergence between them was established. The peculiarities of the creep of textile-reinforced polypropylene under the considered conditions are determined. The limits of application of the model are set.

The degradation of the strength characteristics of shell structures from the composite materials typical for the aviation industry under the influence of working fluid is investigated. The studies were conducted on epoxy fiberglass and carbon fiber shells of different thickness and type of reinforcement with polypropylene liner. Epoxy fiberglass is a composite formed by combining Larit L285 epoxy resin with H287 hardener and

AirGlass 220 twill 2×2 fiberglass. Epoxy carbon is a combination of the same compound and twill 2×2 carbon fiber based on T300 3K yarn. Fiberglass shells are made in two versions of reinforcement $\pm 45^\circ$ and $\pm 90^\circ$ and a range of thicknesses 0.5, 0.75, 1, 1.25, 1.5 mm, which corresponds to the number of layers 2-6. Epoxy-based composite were fabricated using a thermal vacuum method. To determine the presence of a damaged layer of the composite shell and its size, a similar exposure of fiberglass samples with different thickness of the fiberglass layer was performed. Carbon composite shells with $\pm 90^\circ$ reinforcement and carbon-layer thickness 1mm after exposure in seawater have been tested. Additionally, the influence of the fluid on the mechanical characteristics of the studied materials was determined, but with a different angle of reinforcement. For this purpose, fiberglass flat samples with an angle of reinforcement of $\pm 45^\circ$ with and without exposing to the liquid were tested. Numerical calculations were performed according to the experiment.

The degradation of strength characteristics of composite shell structures with damage under the influence of working fluid is investigated. The following studies were performed to determine the influence of the fluid on the strength characteristics of a composite with damage. To determine the degradation of the stress intensity factor (SIF) of the material, Twintex samples were maintained in the AMg10 hydraulic fluid and seawater. Basing on the dependences obtained for materials, the influence of AMg10 and seawater on the strength characteristics of shell structures with liner and damage was investigated. For this purpose, the fiberglass and carbon fiber shells were exposed to seawater for 310 hours. All shells were tested under internal pressure up to destruction with the recording of deformation diagrams. The shells were tested by combining 3 groups of factors: liquid; damage; fluid and damage. Using the obtained data, numerical calculations were performed in ANSYS for the value of destructive loads.

Scientific novelty of the obtained results:

1. A method for determining the magnitude of the degradation of the mechanical characteristics of the shell composite structures with damage under the influence of the working environment was developed, which reveals the phenomenological nature of the phenomenon of degradation and allows to expand the range of factors that have a significant impact on the strength of such structures.

2. The dependences of deformation and failure of composite shells with a liner under internal pressure have been established taking into account the working environment and damage. That show a significant degradation of the strength characteristics of such structures in the considered range, which must be taken into account in the design.

The practical worth of the obtained results are in the following: the established influence of the working environment on the strength characteristics of the shell composite structures with damage allows to more accurately calculate the life of composite structures, reduce the likelihood of failure and improve flight safety. The obtained theoretical and experimental data form the basis for the development of further mechanical and physical models and strength criteria. The results of the performed researches are used at the enterprises of Ukraine, which is confirmed by the acts of implementation of SC "Antonov" (Kyiv) and LLC "Progresstech-Ukraine" (Kiev).

A behavior model of polymeric textile-reinforced composite shell structures under influence of operational environment and internal pressure, taking into account a temperature in 0 – 1000 hr. time range is proposed.

Key words: composite, degradation, fluid, temperature, strength, elasticity, SIF, adsorption, numerical simulation, ANSYS, fiberglass, carbon fiber, Twintex.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:

1. Бондар Н.В. Вплив гідравлічної рідини та морської води на механічні характеристики полімерних волокнистих структур / **Бондар Н.В.**, Астанін В.В. // Проблемы прочности. – 2019.– № 2. – С. 109-119

2. Бондар Н.В. Повзучість текстильно-підсиленого композита при статичному та циклічному навантаженні / **Бондар Н.В.**, Астанін В.В. // Проблемы прочности. – 2019. – № 3. – С. 90-99

3. Бондар Н.В. Міцність композиційної циліндричної оболонки під внутрішнім тиском з урахуванням робочого середовища / Астанін В.В., **Бондар Н.В.** // Питання проектування та виробництва конструкцій літальних апаратів: Зб. наук. пр. Нац. аероксм. Ун-ту ім. М.Є. Жуковського "ХАІ". – 2019. – № 1. – С. 24-41

4. Бондар Н.В. Міцність композиційної циліндричної витриманої у рідині оболонки під внутрішнім тиском з урахуванням зовнішнього пошкодження у вигляді гострої тріщини / Астанін В.В., **Бондар Н.В.** // Питання проектування та виробництва конструкцій літальних апаратів: Зб. наук. пр. Нац. аероксм. Ун-ту ім. М.Є. Жуковського "ХАІ". – 2019. – № 2. – С. 5-18

5. Bondar N.V. Deformation and failure of thermoplastic fiber-reinforced composite exposed to different liquids taking into account temperature / Astanin V.V., **Bondar N.V.** // Proceedings of the National Aviation University. – 2019. – № 2. – P. 51-55

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

1. Бондар Н.В. Технологія виготовлення та граничний стан композиційних трубопроводів при навантаженні внутрішнім тиском / Астанін В.В., **Бондар Н.В.** // Міжнародна науково-технічна інтернет-конференція «Гідро- та пневмоприводи машин – сучасні досягнення та застосування». – Вінниця, 2015. – С. 21

2. Бондар Н.В. Вплив технології виготовлення на характеристики міцності композитів / Астанін В.В., Шевченко О.А., Балалаєв А.В., **Бондар Н.В.** // Восьмий всесвітній конгрес «Авіація у XXI столітті» – «Безпека в авіації та космічні технології». – Київ, 2018. – С. 151-158

3. Бондар Н.В. Вплив робочого середовища на характеристики міцності волокнистих оболонкових конструкцій з урахуванням температури / **Бондар Н.В.**, Астанін В.В. // Восьмий всевітній конгрес «Авіація у ХХІ столітті» – «Безпека в авіації та космічні технології». – Київ, 2018. – С. 192-197

4. Бондар Н.В. Вплив робочого середовища і температури на механічні характеристики полімерних волокнистих структур / **Бондар Н.В.**, Астанін В.В. // 7-ма міжнар. наук.-техн. конф. «Проблеми надійності та довговічності інженерних споруд і будівель на залізничному транспорті». – Харків, 2018. – С. 85-86

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

1. Патент 122031 UA, МПК В29С 43/20 (2006.01) Спосіб виготовлення шаруватих полімерних композиційних деталей / Астанін В.В., Бондар Н.В.; заявник Національний авіаційний університет. – № u201706490; заявл. 26.06.2017; опубл. 26.12.2017, Бюл. №12, 2017р.

2. Патент 136438 UA, МПК G01N 3/00 (2006.01) Спосіб визначення деградації механічних характеристик полімерних композиційних матеріалів та конструкцій з них / Астанін В.В., Бондар Н.В.; заявник Національний авіаційний університет. – № u201812439; заявл. 14.12.2018; опубл. 27.08.2019, Бюл. №8, 2019р.

ЗМІСТ

АНОТАЦІЯ	2
ВСТУП.....	14
РОЗДІЛ 1 ДОСЛІДЖЕННЯ МІЦНОСТІ АВІАЦІЙНИХ ОБОЛОНОК ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ.....	19
1.1 Композиційні матеріали та їх типи	19
1.2 Застосування композиційних оболонок у авіації.....	23
1.3 Оболонки під внутрішнім тиском	37
1.4 Композиційні оболонки під внутрішнім тиском з урахуванням середовища та пошкодження	39
Висновки по розділу 1	53
РОЗДІЛ 2 ВИЗНАЧЕННЯ БАЗОВИХ МЕХАНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АВІАЦІЙНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ	55
2.1 Технологія та виготовлення пластинчатих та оболонкових зразків для випробувань	57
2.2 Визначення границі міцності та модуля пружності композитів при розтяганні за стандартом ISO 527-4	67
2.3 Визначення границі міцності та модуля зсуву композитів за стандартом ISO 14129	70
2.4 Визначення границі міцності композитів при стисканні за стандартом ISO 14126.....	72
2.5 Визначення характеристик тріщиностійкості композитів при згинанні за стандартом ISO 13586.....	74
Висновки по розділу 2	77
РОЗДІЛ 3 ВПЛИВ РОБОЧОГО СЕРЕДОВИЩА ТА ТЕМПЕРАТУРИ НА МЕХАНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ	79
3.1 Адсорбування рідин полімерними композиційними матеріалами....	79
3.2 Виникнення пошкоджень від дії адсорбованих композиційними матеріалами рідин	85

3.3	Вплив рідин на механічні характеристики композиційних матеріалів	87
3.4	Вплив рідин на характеристики композиційних матеріалів з урахуванням температури	94
3.5	Врахування повзучості та релаксації матеріалу при розрахунках композиційних оболонок під довготривалим навантаженням	97
	Висновки по розділу 3	113
РОЗДІЛ 4 МІЦНІСТЬ ОБОЛОНОК ІЗ КОМПОЗИТИВ З З УРАХУВАННЯМ РОБОЧОГО СЕРЕДОВИЩА, ТЕМПЕРАТУРИ ТА ПОШКОДЖЕННЯ		116
4.1	Випробування композиційних оболонок на міцність	116
4.2	Загальна методика розрахунку на міцність композиційних конструкцій методом скінченних елементів в програмі ANSYS	119
4.3	Обробка експериментальних даних з випробувань композиційних оболонок	120
4.4	Вплив рідин на характеристики міцності композиційних оболонок із урахуванням температури	124
4.5	Вплив рідин на характеристики міцності композиційних оболонок із пошкодженням	129
	Висновки по розділу 4	134
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ		135
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ		137
ДОДАТОК		151
1.1	Акти впровадження	151
1.2	Список опублікованих праць за темою дисертації	153

ВСТУП

Бондар Н.В. Міцність авіаційних оболонок із композитів з урахуванням робочого середовища та експлуатаційного пошкодження. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук зі спеціальності 05.07.02 – Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів. – Національний авіаційний університет МОН України, Київ, 2019.

Актуальність роботи. Висока статична міцність та низька питома вага композитів, зокрема сучасних текстильно-зміцнених скло- та вуглепластиків, сприяють їх широкому застосуванню у машинобудуванні та, перш за все, у авіаційній та космічній техніці.

В умовах жорсткої експлуатації, в яких працює ця техніка, вона зазнає дії, крім аеродинамічного навантаження, великої кількості різних факторів навколишнього середовища та експлуатаційних, але більш за все – механічних пошкоджень, що впливають негативно на конструкційну міцність літальних апаратів.

Так у літаку, наприклад, можуть виникати невеликі скупчення технічних рідин, таких як гідравлічна рідина чи паливо на композиційних елементах конструкції. Панелі обшивки крила, фюзеляжу та оперення мають постійний контакт із зовнішнім середовищем, в якому присутня волога та дощова вода із різними солями. Накопичення рідини мають значний вплив на механічні характеристики пластиків і знижують границю міцності та модуль пружності після певного часу впливу. Викликаний ефект може мати незворотний характер та створити пошкоджену зону у деталі, яка знизить її навантажувальну здатність, а також призвести, в крайніх випадках, до руйнування.

Враховуючи вище перелічене, можна зробити висновок, що детальне вивчення впливу робочого середовища та експлуатаційних пошкоджень літальних апаратів на їх характеристики міцності є актуальною науко-технічною задачею і потребує постійного експериментально-теоретичного дослідження.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконувалась згідно зі планом наукових досліджень кафедри механіки в Національному авіаційному університеті і відповідає одному з головних напрям-

ків її діяльності «Міцність шаруватих композиційних матеріалів та конструкцій при статичних та динамічних навантаженнях». Робота виконана в рамках фундаментальних та прикладних держбюджетних науково-дослідних робіт Міністерства освіти і науки України «Граничний стан пластинкових та оболонкових конструктивних елементів авіаційної техніки з композиційних матеріалів при статичному і ударному навантаженні» (№ 123 - ДБ 17, 2016 – 2019рр.), в якій здобувач був виконавцем окремих етапів.

Мета дослідження – отримання нових даних і встановлення закономірностей деформування та руйнування композиційних оболонок під внутрішнім тиском та розробка способу врахування впливу робочого середовища та пошкодження на їх міцність.

Задачі дослідження:

1. Проаналізувати сучасні способи та методики дослідження на міцність композиційних оболонок різної форми та складу.
2. Розробити технологію та виготовити композитні зразки для дослідження їх на міцність при різних навантаженнях.
3. Визначити типові характеристики міцності досліджуваних композитів з урахуванням робочого середовища.
4. Встановити закономірності деформування та руйнування досліджуваних композиційних оболонок з урахуванням робочого середовища, температури та експлуатаційного пошкодження.

Об’єкт дослідження – деформування та руйнування оболонки із композиційних матеріалів під внутрішнім тиском з урахуванням навколишнього середовища.

Предмет дослідження – закономірності та особливості деформування та руйнування композиційної оболонки під внутрішнім тиском з урахуванням робочого середовища та експлуатаційного пошкодження.

Методи дослідження. Для виготовлення дослідних зразків в роботі використовувались термовакуумний та автоклавний методи формовки. Випробування плоских зразків проводились згідно стандартів ISO 527-4, ISO 14129, ISO 14126 та

ISO 13586. Випробування оболонкових зразків проводилось внутрішнім тиском на установці ЦДМУ-30. В роботі використовується метод кінцевих елементів для моделювання напружено-деформованого та граничного стану композиційних оболонок та методи тривимірного моделювання для створення моделей оболонок. Методи реалізовані в програмах ANSYS та SolidWorks відповідно. Дослідження повзучості та релаксації проводилось експериментально та за допомогою реологічних моделей з використанням програми Simulink у складі програмного пакету Matlab.

Наукова новизна отриманих результатів:

1. Розроблено спосіб визначення величини деградації механічних характеристик оболонкових конструкцій з композитів із пошкодженням при впливі робочого середовища, який розкриває феноменологічну природу явища деградації та дозволяє розширити коло факторів, що мають суттєвий вплив на міцність таких конструкцій.

2. Встановлено закономірності деформування та руйнування композиційних оболонок з лейнером під внутрішнім тиском з урахуванням робочого середовища та пошкодження, які показують суттєву деградацію характеристик міцності таких конструкцій в розглянутому діапазоні, що необхідно враховувати при проектуванні.

Практичне значення отриманих результатів полягає в тому, що встановлені закономірності впливу робочого середовища на характеристики міцності оболонкових полімерних конструкцій з пошкодження дозволяють точніше розраховувати ресурс композиційних конструкцій, зменшити вірогідність відмови та підвищити безпеку польоту. Отримані теоретичні та експериментальні дані складають основу для розробки подальших механічних та фізичних моделей та критеріїв міцності. Результати виконаних досліджень використовуються на підприємствах України, що підтверджується актами впровадження ДП «Антонов» (м. Київ) і ТОВ «Прогрестех-Україна».

Достовірність отриманих результатів забезпечена співставленням результатів розрахунку з експериментальними даними, отриманими автором з власного

натурного експерименту, і результатами інших дослідників, що відображені у відкритих публікаціях. Виготовлення зразків проводилось за спеціально розробленою технологією, що узгоджується з сучасними методами виробництва композиційних конструкцій. Випробування проводились згідно серії відповідних стандартів ISO. Вимірювання в ході експерименту проводилось на сучасному обладнанні, що пройшло метрологічну перевірку. При розробці способу розрахунку застосовувались загальноприйняті теорії та припущення опору матеріалів, методу скінченних елементів та фізики.

Особистий вклад здобувача. Дисертаційна робота є завершеним науковим дослідженням. Всі наукові положення та основні результати, що виносяться на захист, отримані здобувачем самостійно під керівництвом доктора технічних наук, професора В. В. Астаніна і відображені в публікаційних роботах. Здобувачем проведено дослідження з адсорбції робочих рідин та деградації через них базових механічних характеристик типових полімерних композиційних матеріалів, на основі чого запроповано спосіб прогнозування цих характеристик за даних умов – [1]. Здобувачем встановлено закономірності повзучості термо-пластичного композиту під квазістатичним та циклічним навантаженням за кімнатної температури та проведено чисельні моделювання процесу повзучості, на основі яких запропоновано модель повзучості – [2]. Здобувачем визначено закономірності деформування та руйнування композиційних оболонок з лейнером, виготовлених автором, при впливі робочого середовища при варіації товщиною, напрямом кута армування та типом наповнювача та проведено розрахунки за допомогою розробленого способу – [3]. Здобувачем проведено дослідження міцності композиційних пластин та оболонок із механічним пошкодженням з адсорбованою рідиною, на основі чого встановлено вплив рідин на конструкцію з тріщиною, за рахунок чого модифіковано запропонований спосіб – [4]. Здобувачем визначено вплив робочого середовища сумісно із дією температури на композиційні пластини та оболонки із використанням експериментально-теоретичного підходу – [5].

Апробація результатів дисертації. Основні результати і положення роботи доповідались на науково-технічних конференціях: Восьмий всесвітній конгрес

«Авіація у ХХІ столітті» - «Безпека в авіації та космічні технології» (м. Київ, 2018), 7-ма міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми надійності та довговічності інженерних споруд і будівель на залізничному транспорті» (м. Харків, 2018), Міжнародна науково-технічна інтернет-конференція «Гідро- та пневмоприводи машин – сучасні досягнення та застосування» (Вінниця, 2015).

Структура та об'єм дисертації. Дисертація складається з вступу, чотирьох розділів, загальних висновків та списку використаних джерел. Загальний об'єм дисертації складає 154 ст., в тому числі 68 рисунків, 17 таблиць, список використаних джерел із 212 найменувань, 1 додаток.

Публікації. Результати досліджень, що представлені в дисертації, опубліковані в 11-и наукових роботах, серед яких: 5 статей в наукових фахових виданнях (2 – в Scopus), 4 матеріали конференції, 2 патенти на корисну модель.

РОЗДІЛ 1 ДОСЛІДЖЕННЯ МІЦНОСТІ АВІАЦІЙНИХ ОБОЛОНОК ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

1.1. Композиційні матеріали та їх типи

Композиційний матеріал – це дво- або багатоскладовий матеріал, в якому чітко відслідковуються межі між його компонентами. Зазвичай композит включає в себе матрицю (основний матеріал, характеристики якого необхідно покращити) та наповнювач (основний компонент, що підвищує характеристики матриці). А також в багатьох випадках включаються різноманітні модифікатори, завдання яких є покращення властивостей наповнювача, матриці чи їх взаємного впливу один на одного.

Наука про композиційні матеріали є розділом матеріалознавства і зародилась порівняно недавно – в 60-х роках. Проте композити існують і використовуються з давніх часів. Ще за часів Древнього Єгипту людство виготовляло цеглини із глини та соломи, де чітко прослідковується поєднання двох різнорідних матеріалів і утворення третього, характеристики якого перевищують характеристики компонентів. Неважко навести приклади композитів у природі. Найтипівішим матеріалом, який залишається актуальним і сьогодні, є бамбук. У ньому поєднуються целюлозні армуючі волокна, котрі зв'язуються між собою низько-модульною пластичною органічною матрицею. Що і послужило прикладом для створення сучасних композиційних матеріалів (КМ). Щодо більш сучасних матеріалів, але вже давно відомих, то широко використовуються такі композити як бетон, зокрема залізобетон (поєднання залізних стержнів із цементною матрицею). Також загально відомим композитом є фанера – поєднання шарів шпону, просякнутих і склеєних між собою фенольним в'язучим. Простим прикладом є медична шина: марля поєднується із гіпсом. За даними прикладами можна прослідкувати, що композит є поєднанням кількох матеріалів із різними характеристиками, яке в результаті дає властивості вищі за суму вхідних компонентів.

У наш час існує безліч різнорідних композитів, кожен з яких має своє застосування. Класифікувати їх можна за багатьма критеріями, що пов'язано з їхньою різноманітністю. Власне композит можна назвати певною конструкцією з кількох

вхідних матеріалів побудованій по заданому принципу, тому і число комбінацій видів композитів є надзвичайно великим. Щодо загальноприйнятої класифікації то всі композити можна розділити на 3 основні класи [1], що групуються по типу мікроструктури: дисперсно-зміцнені, зміцнені частинками та армовані волокном. Для дисперсно-зміцнених композитів характерним є рівномірне розподілення мілких частинок розміром 0,01-0,1 мкм в кількості 1-15% по об'єму. Для композитів зміцнених частинками характерним є рівномірне розподілення частинок розміром від 1 мкм в кількості 20-25% по об'єму. Для армованих волокнами композитів характерною є наявність різнорідних волокон, діаметр яких може варіюватись від долі мікрометра до десятків мікрометрів, а довжина від кількох мікрон до неперервної на всю довжину деталі. При цьому вміст волокон сягає 70-80% по об'єму. В останній час з'явився новий клас композитів – нанокompозити, котрий характеризується включенням частинок, волокон, трубок, розміри яких складають кілька нанометрів, і вміст яких складає лише 0,01-0,1% по масі.

Для досягнення максимального зміцнювального ефекту найбільш міцний компонент композита повинен відігравати роль підсилюючої структури. Для цього необхідний хороший зв'язок з матрицею, що викликає необхідність збільшення площі контакту. Логічним в такому випадку є використання волокон та волоконних матеріалів для армування. Існує широкий ряд волокон, котрі виготовляють з полімерів, мінералів, металів: E - скло, S - скло, SiO_2 , вуглець, Al_2O_3 , ZrO_2 , BN, W, Be, Mo, Рене 41, Cr, Cu, Fe, Ni, BeO, SiC, B_4C , графіт, поліамід, поліефір [1]. Існує чималий також ряд різнотипних матриць, котрі можна розділити на органічні, металеві, полімерні, керамічні. З котрих найбільш поширеними є полімерні, що під розподіляються на термопластичні та реактопластичні. До реактопластичних відносять суміші, що при нагріванні проходять незворотні структурні та хімічні перетворення, тобто полімеризуються і не можуть при повторному нагріванні перейти у пластичний стан. До них можна віднести: поліефіри, феноли, епоксиди, силікони, алкідні, меламіни. Тоді як термопластичні можуть багаторазово змінювати агрегатний стан. До котрих можна віднести поліаміди, полікарбонат, акрил, ацеталі, поліпропілен, АБС, полістирол, поліетилен. Проте у напрямках машино-

будування, де необхідна жаростійкість використовуються керамічні і металеві матриці, зокрема: Al, Ni, Ag, Cu, SiC, SiO₂, Al₂O₃ [2], [3].

Ширшим за великий спектр композиційних матеріалів є лише сфера їх застосування, яка охоплює майже всі поля діяльності людини так чи інакше. Найбільш поширено композити використовуються у автомобілебудуванні, авіаційній та ракетно-космічній техніці, кораблебудуванні, будівництві, залізничному транспорті, оборонній промисловості, нафтовидобувній промисловості та сільському господарстві [4]. В автомобільній промисловості з композитів виготовляють баки для пального, кузови, цистерни, деталі внутрішнього інтер'єру. Широко використовуються композити при будівництві яхт, легких та міцних корпусів катерів, рятувальні човни для танкерів. Майже кожен будинок виготовлений із такого композиту як бетон, та і полімерні композитні панелі використовуються при будівництві. Завдяки антикорозійним властивостям із композитів виготовляють корпуси для сільськогосподарської техніки та контейнери для добрив. Також в залізничному транспорті використовуються композитні кузови чи частини кузовів, елементи інтер'єру. В оборонній промисловості із композитів виготовляються каски, бронжилети, бронепанелі. В видобувній промисловості із композитів виготовляють елементи бурових платформ, нафто- та газопроводи. Однак найбільш необхідні композити в авіаційній галузі, де критично важливим є зниження ваги при збереженні несучої здатності конструкції. Це дозволяє знизити затрати пального, підвищити масу корисного навантаження, тобто підвищити економічну ефективність [2]. Так в таблиці 1.1 [2] приведено економію витрат в доларах при зниженні маси конструкції на 1кг. В результаті композити складають значну частину ваги планера літака, зокрема для реклами композитів був випущений літак «Вояджер», котрий облетів навколо Землі без посадки. До того ж для виготовлення виробів із полімерних композитів, що є найбільш поширеними в авіації, витрачається менше енергії та праці (таблиця 1.1-1.2) [2]. Проте композити потребують більш творчого підходу для реалізації свої переваг, адже вони є анізотропним матеріалами і реалізують ті характеристики, які закладені при проектуванні складу і типу композиту.

Таблиця 1.1 Економія витрат при застосуванні композитів

Тип судна	Економія витрат, дол..
Космічний апарат Спейс Шатл	10000-15000
Супутник на синхронній орбіті	10000
Супутник на навколоземній орбіті	1000
Надзвуковий пасажирський літак	200-500
Винищувач	150-200
Боїнг-747	150-200
Двигуни літака	100-200
Пасажирський літак	100
Транспортний літак	50-75

Таблиця 1.2 Виробничі витрати на виготовлення різних матеріалів

Матеріал	Питомі затрати енергії, кВт*год	
	На 1 кг матеріалу	На 1 кг виробу
Епоксивуглепластик	33,0	72,7
Сталь	35,2	220,4
Алюміній	48,5	392,4
Титан	189,5	1543,2

Полімерні композити є широкою групою матеріалів, з яких не всі знайшли своє застосування в авіації. Першими використовувались склопластики, з них композити почали свій хід у літакобудуванні, якщо не рахувати шпон і фанеру. Застосування скловолкна дозволило значно покращити конструкції планерів, а згодом воно знайшло своє використання і багатьох інших сферах. Скловолкно є дешевим і міцним матеріалом, проте має такі недоліки як порівняно висока густина та низький модуль пружності. Тому на заміну склопластиками прийшли вуглепластики. Вуглеволокно є дорогим, але має низьку густину, значно вищу міцність та жорсткість ніж у склопластику та практично нульовий коефіцієнт лінійного розширення. Тому деталі із вуглеволокон знайшли своє місце в авіації і широко використовуються і зараз, адже мають високу питому міцність. На ряду з вуглеволокном використовуються і полімерні волокна, такі як поліпарафенілентерефталамід, загально відомі як Кевлар. Такі волокна мають високу ударну та статичну міцність, ще вищий ніж у вуглеволокон модуль пружності і низьку густину. Проте

вони також характеризуються низькою міцністю на стиск і надвисокою вартістю. Незважаючи на різнотипні характеристики усі 3 типи волокон знаходять своє застосування в різній мірі залежно від поставлених завдань [2].

Із вказаними типами волокон застосовуються і різні типи матриць. Від матриці залежить наскільки реалізується міцність та жорсткість волокон. Як зазначалося, вони діляться на термопластичні та реактопластичні. Найпоширенішою матрицею є епоксидні смоли, котрі мають високу адгезію до більшості наповнювачів та мале осадження, наявні в великій кількості модифікацій для різних випадків [3]. Наряду із епоксидною смолою також використовуються і поліефірсульфон, поліефіркетон та поліефірімід. Такі термопластичні в'язучі характеризуються більшою стійкістю до зовнішнього середовища, вищою міцністю, проте вони потребують і вищих температур термообробки [5]. Однак існують і інші в'язучі, котрі мають своє місце в авіаційних композитах [2], [3], [5].

Окремого згадування заслуговує тип композиту, який широко використовується в авіації та включає в себе попередньо згадані – сендвічний композит [6]. Зазвичай використовуються композитні панелі із склопластику чи вуглепластику між якими знаходиться пінопластова чи стільникова панель (металева або полімерна), товщина якої значно більша за товщину композитних панелей. Такий підхід дозволяє значно збільшити товщину композиту без закладання надлишкового запасу міцності і значного зростання маси панелі.

Таким чином композити є надзвичайно різноманітними широко використовуються в багатьох сферах промисловості, але особливо важливими є полімерні композити у авіаційній та ракетно-космічній техніці.

1.2. Застосування композиційних оболонок у авіації

В техніці використовуються безліч конструкцій та деталей, весь різновид яких можна звести до комбінацій простих форм, такі як стержень, пластина, оболонка, куля, призма, конус. Всі з них, окрім оболонки, є заповнені зсередини матеріалом. В авіації пропагує принцип зниження маси конструкції та її елементів, що робить актуальним використання елементів в яких максимально реалізуються

характеристики матеріалу при мінімальній масі. Що приводить на думку про активне впровадження оболонки та оболонкових конструкцій. І дійсно в літаку існує безліч оболонкових елементів, зокрема: фюзеляж, стійки, трубопроводи, крило, кесон, тяги, корпуси агрегатів та інші [7]. Тому логічно розглянути застосування композитів у оболонках та оболонкових конструкціях в авіації та полегшених конструкціях.

Як зазначалось раніше, виключно важливою є роль композитів у космонавтиці. У наш час розробляються нові види супутників, ведуться дослідження Сонячної системи, зокрема її планет та Сонця. При наддалеких перельотах довжиною в мільйони кілометрів на рахунок кожен грам корисного навантаження. В космонавтиці композити знайшли своє використання в каркасних конструкціях. Так ракетно-космічна корпорація «Енергія» займається розробкою великогабаритних космічних конструкцій каркасного, без каркасного і відцентрового типів. Компанія конкретно займається розробкою сонячних батарей. Сонячна батарея є сукупністю панелей чутливих до сонячного випромінювання, котрі кріпляться до каркасу. В свою чергу каркас є механізмом, котрий забезпечує розгортання та орієнтацію панелей в космосі. Габарити таких конструкцій можуть сягати сотень метрів, тому вкрай важливим є використання міцних та легких матеріалів, тобто композитів [8]. А саме використовуються композитні стержні та вуглепластикові тонкостінні оболонки постійного та змінного перерізу [9]. Аналогічні оболонки, але прямокутного та круглого перерізу використовуються в рефлекторах. В яких секції антени в вигляді тетраедра виконані на композитних стержнях, чим займається ОАО «ОКБ МЭИ» [10] (рис. 1.1,1.2). Аналогічне застосування композити мають і в відцентрових сонячних батареях цієї ж компанії [11]. Варто зауважити, що композитні стержні мають своє застосування і в менш відповідальних галузях і існують технології їх масового виробництва (пултрузія), а також розвинуті методики розрахунку композитних стержневих систем [12].

У наш час популярним є застосування композитів у спортивній техніці. Саме композитні оболонки використовуються в рамках спортивних велосипедів, де важливо зменшити вагу конструкції для збільшення максимальної швидкості. В да-

ному випадку існує багато варіацій, адже немає жорстких вимог і використовуються склопластики, вуглепластики та комбінації їх з металом. Відомі інтегральні конструкції, в яких рама велосипеда виготовляється одним цілим [13], а також складається з кількох частин.

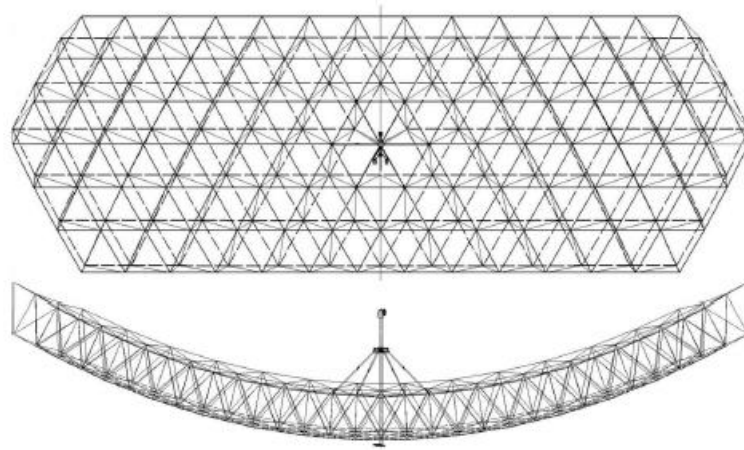


Рис. 1.1 Загальний вид рефлектора

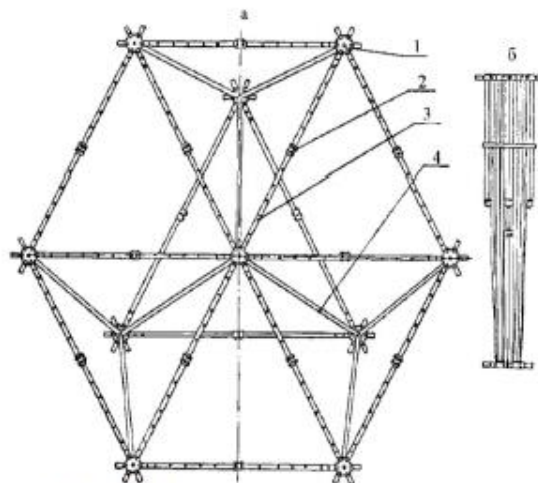


Рис. 1.2 Фрагмент каркасу супутника

Зазвичай використовуються аеродинамічні перерізи оболонок близькі до овальних, оболонки змінного перерізу та з криволінійною віссю [14], [15]. Відома також конструкція інвалідного візка, каркас якого складається з композитних трубок [16]. Проте в кожному випадку реалізуються міцнісні та вагові характеристики композиту. Щодо конкретно конструкційних елементів, то існують конструкційні трубчаті стержні на основі металу, поверх яких намотаний композит. Таким чином відбувається підсилення металевої конструкції композитом та її полегшення [17]. Такий композитний стержень може використовуватись в якості валу, тяги, вісі, підкосу та інше. Зокрема відома трубчата конструкція на основі алюмінієвих

трубок та паперу, що також є композитом, хоч і нестандартним. І використовується в автомобільній промисловості для поглинення енергії удару [18]. В автомобільній промисловості застосовуються композити і для зменшення ваги кузови, що актуально для електромобілів. Так може виготовлятися весь кузов [19] із композиту або лише окремі панелі [20], [21], зазвичай використовується вуглепластик.

На зорі авіації широко використовувались фермові типи фюзеляжів, котрі виготовлялись із алюмінієвих труб. Згодом ця конструкція була витіснена типами монокок та напів монокок. Хоча ферми все ж використовуються в авіації, наприклад для монтажу двигунів. В авіації ж використання композитних фермових конструкцій рідко є доцільним, оскільки при цьому не відбувається реалізації характеристик композиту. Ідеєю ферми є включення в роботу стержнів і не включення в роботу обшивки. Тоді як композитна обшивка здатна виконувати функції несучих елементів сама. Проте оболонкові несучі конструкції все ж використовуються, проте в іншому вигляді. В гелікоптерах та літаках зокрема використовуються шпангоути, котрі представляють собою трьох-вимірну замкнуту конструкцію: переріз шпангоута є окремою конструкцією з розімкнутим, замкнутим або змінним контуром [22]. Взагалі в конструкції літака у наш час використовується чимало композитних деталей. Кожна фірма сама вирішує котрий із елементів має бути композитним, але можна виділити найбільш значущі конструктивні елементи та конструкції в літаку, котрі виготовлені із композиту. Розпочнемо із крила, котре може бути повністю виготовлене із композиту, або лише його частини. Відомі конструкції в яких композитними є кесон, носок, лонжерони, підкріплюючі елементи, закрилки, балки [23] або крило являє собою інтегральну конструкцію [24] (Рис. 1.3). Проте може композитною бути лише обшивка, так використовуються стільникові композитні панелі крила, в яких крутне і згинальне навантаження сприймає обшивка, котра не має підкріплюючих елементів [25]. Обшивка може бути не лише стільниковою, але і монолітною і мати чи не мати підкріплюючі елементи [26], [27]. Крило є само по собі оболонковою конструкцією, проте завжди розподіляється на інші менші оболонкові елементи, такі як кесон, носок, ніша, елементи механізації, кожен з яких може бути композитним [28]. Найбільш

навантаженим елементом крила є лонжерон, який може бути один або декілька. Лонжерон може бути класичною балкою з тавровим чи двотавровим перерізом або бути трубчатим чи мати кілька стінок чи поясів [29] чи навіть включати в себе силові шпангоути [30].



Рис. 1.3 Композитний кесон крила фірми Аэрокомпозит

Оскільки він найбільш навантажений елемент, то і виготовляють його часто з композиту або навіть із кількох типів композитів. Навіть більш актуальним є використання композитних аеродинамічних конструкцій у лопатях гелікоптерів, де окрім високих вимог до аеродинаміки присутні жорсткі вимоги до вібростійкості та механічних змінних навантажень. Тому зазвичай у наш час лопаті є повністю композитними [31]. Конструкція завжди містить суцільний лонжерон, від якого може бути різноманітним, як зазначалось вище [32], [33]. Через жорсткий режим навантаження лонжерон може мати різний переріз від втулки до краю [34]. Лонжерон може бути заповнений конструкційною піною із середини або бути трубчатим і простягатись від носка до центра жорсткості [35]. Зазвичай використовуються вуглепластики для виготовлення лонжерону, проте можливі комбінації із склопластиком та кевларом. Обшивка зазвичай є склопластиковою чи вуглепластиковою із заповненням порожнин стільниками чи піною [36]. Такі ж лопаті використовуються не лише в авіації а й в вітроенергетиці, де актуальним є підвищення ресурсу та збільшення ККД установок за рахунок зменшення ваги лопатей [37] (рис. 1.4). Використовуються композити на основі вуглеволокон, скловоло-

кон зв'язаних епоксидною чи поліефірною матрицею [38]. Проте у наш час для виготовлення лопатей починають використовуватись і термопластичні композити, зокрема з поліамідною матрицею.

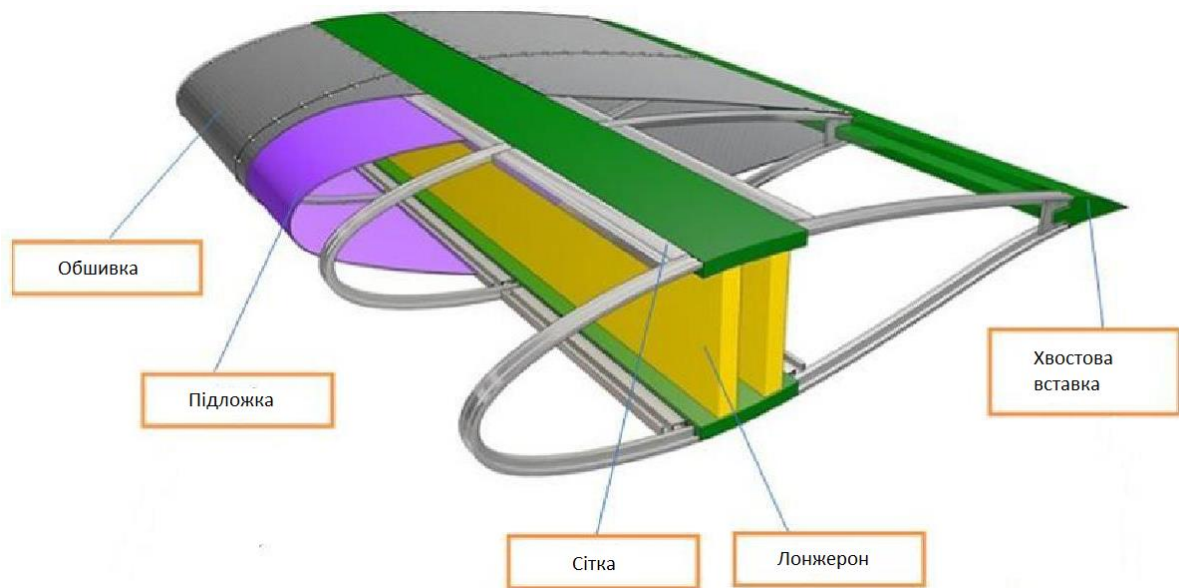


Рис. 1.4 Лопать вітростанції

Термопластичні композити починають впроваджуватись і в конструкцію крила: нервюри, панелі, балки [39]. Так відома конструкція лопаті на основі вуглеволокна та ПEEK, в якій з даного композиту виготовлений лонжерон та обшивка [40]. Як зазначалось вище в наш час в авіації розповсюджені інтегральні композитні конструкції, котрі можуть виготовлятись з окремих частин та потім нерозбірно з'єднуватись. Так відомі компанії Boeing, Airbus та Антонов виготовляють композитні фюзеляж, киль, стабілізатори, крила [41]. Розглянемо більш конкретно вказані елементи. В конструкціях літаків Ан-70, Ан-124, Ан-158 із вуглепластику та склопластику виготовлені цілоформований киль, обшивки, люки, ступки шасі, балки підлоги, механізація крила та хвостового оперення, мотогондоли двигунів, кінцеві аеродинамічні поверхні (КАП), зализи, ковпак РЛС, панелі підлоги та інше [42]. В їх число входять стільникові конструкції, трубчаті панелі та конструкції та монолітні панелі та конструкції. Так відсоток композитів в конструкції Ан-148 складає 37% [43]. На аналогічному рівні знаходиться впровадження композитів у конструкцію МС-21, в якого відсоток композитів складає 31% [44]. Компанія Boeing пішла далі і впровадила в конструкцію фюзеляжу та крила

композитні матеріали [45], [46]. Наприклад, виготовляються вуглепластикові панелі для обшивки, шпангоути, елементи силового набору крила (кесон) [47] та фюзеляжу [48]. Що якісно більше, адже фюзеляж знаходиться під внутрішнім тиском повітря та вміщає в собі пасажирів та груз. Це можна прослідкувати по конструкції літака Boeing 787 Dreamliner, вміст композитів в якому сягає 50% [49]. Компанія Airbus не відстає і літак A350 XWB на 53% складається із композитів, тобто включає в себе композитні фюзеляж, крило і оперення [50]. Для наочності розглянемо використання композитів в Boeing 787 Dreamliner (рис. 1.5) [51].

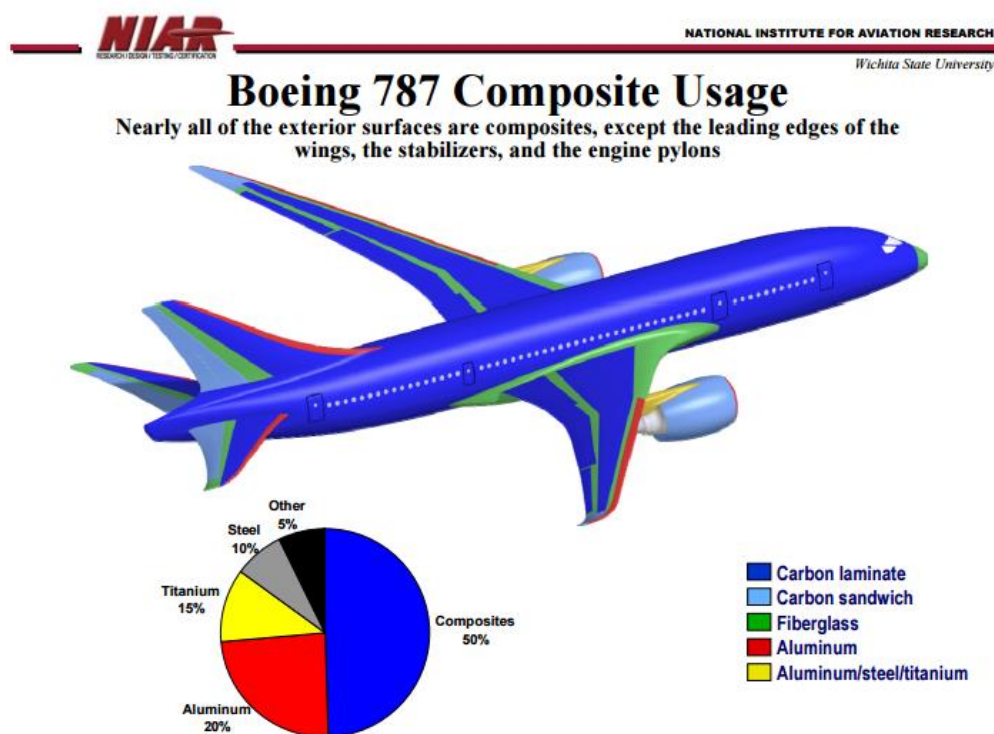


Рис. 1.5 Використання композитів в Boeing 787 Dreamliner

Як бачимо, практично весь планер виготовлений із композитів. З діаграми видно, що найбільш поширеним матеріалом є вуглепластик монолітний та його варіації. Для порівняння наведемо орієнтовну таблицю основних характеристик застосованих матеріалів (таблиця 1.3) [44]. Взагалі через високу питому міцність та питому жорсткість вуглепластики мають широке застосування в авіації [52]. Та і в космічній техніці як згадувалось вище вуглепластики широко використовуються, так наприклад використовуються вуглепластикові інтегральне оперення для ракет [53]. На ряду із згадуваними вуглепластиками на реактопластичній основі знаходять використання і вуглепластики на термопластичній основі в авіації, так

використовуються пластики ПEEK, ПСУ, ПЕІ, ПЕС для виготовлення панелей [54], [55], елементів конструкцій, обтічників, зализів, також у літаку А380 із ПЕЕК пластику виготовлено носок крила [56].

Таблиця 1.3 Характеристики авіаційних матеріалів

Матеріал	Густина, кг/м ³	Границя міцності, МПа	Модуль пружності, ГПа
Вуглепластик	1500	1200	170
Боропластик	2000	1200	270
Органопластик	1300	2000	195
Склопластик	2000	600	70
Алюмінієві сплави	2700	600	70
Титанові сплави	4500	1100	110
Сталі	7800	2100	200

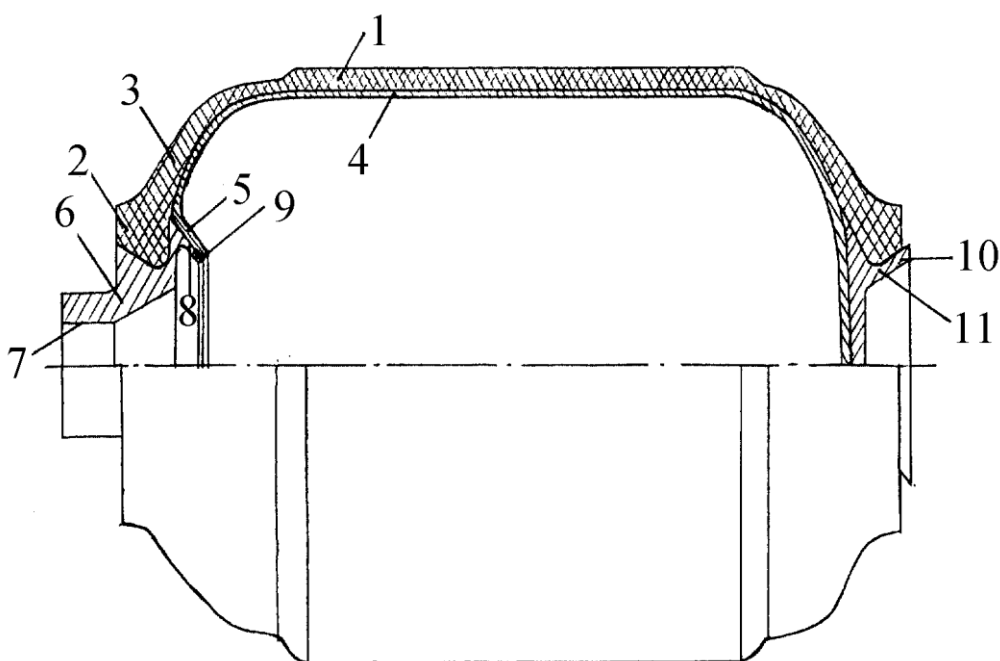
Найкраще це прослідковується на поліамідному вуглепластику з якого було виготовлено киль, вантажний люк, стулки шасі та закрилки космічної системи «Спейс-шатл» [57].

Описане використання композитів відноситься до конструкцій не навантажених тиском, окрім фюзеляжу, котрі складають планер літака. Розглянемо використання композитів у інших агрегатах. Найбільш очевидним є використання композитних газових балонів, де оболонка навантажена високим внутрішнім тиском. Так застосовується газовий балон в блоці розгону Бриз-М космічного носія Протон-М ємністю 36 л для тиску 33 МПа. Балон складається із зварного алюмінієвого лайнера, який обмотаний органоволокном безперервним намотуванням із використанням епоксидного в'язучого ЕХД-МД [58]. Для загального використання існують аналогічні конструкції балонів із Х18Н10Т в якості лайнера і епоксидного склопластику в різних варіаціях [59]. Проте більш розповсюдженими є балони на ПВХ-лайнері армовані епоксидним склопластиком чи базальтопластиком [60] (рис. 1.6). Щодо збереження рідин то використовуються аналогічні конструкції: титановий лайнер армований пластиком для використання в ракетно-космічній техніці [61]. Може використовуватись також і органічний лайнер [62]. Для паливних баків стінки яких одночасно контактують з водним середовищем, що стосується

гідролітаків використовується матеріал СИАЛ, в якому пошарово чергуються тонкі алюмінієві листи на високо модульний пластик [63]. Така технологія застосована конкретно в літаку Бе-103.



a



б

Рис. 1.6 Композитний балон з лайнером
a) загальний вигляд; *б)* схема: 1 – композит, 2 – головка, 3 – дно, 4 – металевий лайнер, 5 – конічний борт, 6, 10 – фланець, 7 – отвір, 8, 11 – виступ, 9 – зварний шов

Для баків котрі не знаходяться під високим тиском і до яких немає особливих вимог використовуються простіші рішення, такі як повністю термопластичний бак чи намотаний бак із реактопластичного композиту без лайнера, в якому захисну функцію виконує не термопласт чи метал, а додатковий шар в'язучого [64], [65]. Схожа шарувата конструкція використовується для збереження криогенних речовин. Наприклад для авіаційного проекту NASA X-33 розроблено паливний бак з металевим чи феноло-арамідним лайнером, медіатором із стільникового шару та епоксидним вуглепластиком назовні [66]. Також в Ракето-комічному

центрі Маршала розроблено бак для зберігання водню, котрий складається із поліуретанового лайнера армованого арамідним волокном та епоксидного вуглепластику зверху [67]. Застосовуються високомолекулярний термопластичний лайнер армований епоксидним вуглепластиком для збереження водню [68]. Композитні кріогенні баки для водню використовуються і в ракетноносіях NASA [69]. Схожа конструкція відома і для баку для збереження кисню: нікелевий лайнер обмотується епоксидним вуглепластиком [70]. Проте найбільш унікальними є паливні баки вертольотів, в яких важлива ударна міцність баків при падінні чи іншому пошкодженні. Для цього використовується м'яка конструкція із поліуретану армованого кевларом та додаткового шару поліуретану [71] (рис. 1.7).

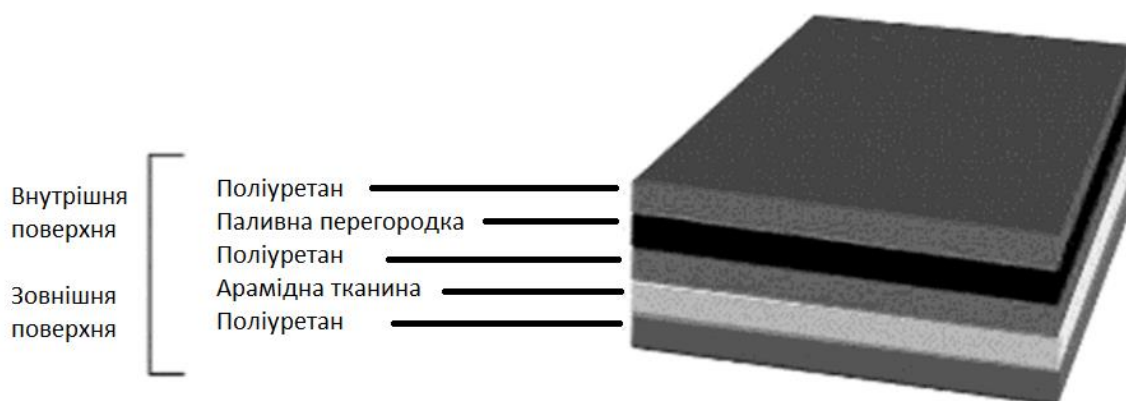


Рис. 1.7 Фрагмент обшивки бака вертольота

Рідини кріогенні чи ні необхідно транспортувати, тому в той же час були розроблені гнучкі та жорсткі шланги та трубопроводи. Конструктивні рішення цього питання схожі до розглянутих рішень щодо баків. Наприклад, класичний варіант гумового шланга оплетений текстильним матеріалом [72] чи використання багатшарового обплетення із поєднанням різнорідних еластомерів [73]. Або використовується металевий чи термопластичний лайнер (ПВХ, наприклад) армований епоксидним склопластиком [74], [75]. Ефективно показує себе фторопластовий лайнер для транспортування агресивних та кріогенних речовин [76], [77]. Також застосовується нейлоновий лайнер армований металевим рукавом для транспортування парів [78]. Аналогічно для низьких тисків можливе використання епоксидного склопластикового трубопроводу захищеного шаром спеціального епоксидного в'язучого [79]. Щодо використання в інших авіаційних агрегатах, то вико-

ристання обмежене описаними рішенням. Проте існують концепції використання карбонових метало-композитів чи агрегатів, що складаються з металевого лайнера армованого реактопластом [80], по аналогії із балонами та баками. Відомі і більш рідкісні рішення щодо використання композитів в важких умовах експлуатації. Так використовуються керамічні волоконні композити (SiC матриця армована вуглеволокном) у конструкції газотурбінних двигунів, а саме у соплах та соплових апаратах [81], де необхідно замінити важкі нержавіючі сталі на більш легкі матеріали. Або ж використовуються титанові сплави зміцнені вуглеволокном [82]. Аналогічні композити використовуються і для автомобільних двигунів внутрішнього згорання для заміни випускних патрубків. Відомі металокерамічні патрубки з захисним шаром кераміки [83], [84], такий же патрубок, але в полімерному кожусі [85]. Варто зазначити, що композити мають своє використання і в несилових вузлах в авіації. Наприклад, застосовуються сендвічні, стільникові та трубчаті панелі із склопластику в інтер'єрі літака [86], котрі дозволяють полегшити конструкцію загалом в місцях, де відсутні високі навантаження. А також використовуються композитні корпуси для електроагрегатів [87].

Розглянуті рішення працюють для композитів і в інших галузях, де потрібна висока питома міцність та стійкість до умов зовнішнього середовища, зокрема гарячих агресивних рідин. В транспортних системах (ТЕС, нафтопроводи) застосовуються антифрикційні вуглепластики кількох видів: УГЕТ – епоксидний вуглепластик для середовищ з морською водою, нафтою для тихохідних вузлів, ФУТ – теплостійкий фенольний вуглепластик високошвидкісний для мастил та нафти, УПФС – теплостійкий вуглепластик на основі ПФС (поліфеніленсульфід) для швидкісних вузлів з мастилом, нафтою, водою [88]. Композитні оболонки використовуються при бурінні в якості складових бур [89]. Проте широке застосування в наш час мають композитні трубопроводи для транспортування води, нафти, газу підземного та надземного прокладування. Найбільш популярними є поліетиленові труби армовані скловолокнами чи синтетичними волокнами, наприклад поліефірними [90], [91]. Широко також використовуються композити в кораблебудуванні, де із склопластиків виготовляють корпуси суден, що знаходяться в ко-

нтакті із морською водою [92], або із вуглепластику виготовляють підводні крила [93]. В цій галузі важливим є зменшення використовуваних матеріалів при збереженні якості, а композити дозволяють підвищити плавучість, знизити число підкріплюючих елементів, покращити тепло- та звукоізоляцію. Також існують і інші застосування композитів, такі як комбіновані епоксидні вуглепластикові-склопластикові вали [94] чи у поєднанні пластику та металу [95].

Можна підсумувати, що композити у наш час мають широке застосування у авіації, космонавтиці та і не лише у цих галузях. Проаналізуємо використання конкретних типів пластиків залежно від умов експлуатації. Від початку впровадження композитів вони впроваджувались у конструктивні елементи: різноманітні балки, панелі, підкоси, трубки, ферми та конструкції з них. Зараз їх впровадження дійшло до межі, що виготовляються інтегральні повністю композитні конструкції, котрі витісняють метали. Так практично весь планер найсучасніших літаків виготовлений із композитів. Зауважимо, що прослідковується закономірність у використанні різних композитів: в високо навантажених вузлах використовуються вуглепластики (несучі конструкції), в середньо навантажених та низько-навантажених – склопластики (обтічники, зализи, інтер'єр, корпуси), а ударноміцних конструкціях – органопластики або по-іншому кевларові чи арамідні (баки). Однак у інших конструкціях та системах використання композитів є обмеженим. Так окрім планера в літаку містяться рідинно-газові системи (паливна, гідравлічна, змащувальна, протипожежна, кондиціонування, протиобледеніння, гальмівна), сигнальні системи, авіоніка та інше електрообладнання. Застосування описаних композитів не є доцільним для впровадження в авіоніку чи електрообладнання через інше призначення не за ціллю (за винятком корпусів, котрі силових функцій не виконують). У рідинно-газових системах (РГС) завжди присутні такі фактори, як вплив агресивного середовища (рідина, хімікати, нагрітий газ) та високий внутрішній тиск. Крім того від надійності функціонування кожного агрегату залежить безпека польоту. Що і призводить до повільного впровадження композитів у РГС. Що можна спостерігати по тому, що композитний фюзеляж, котрий також знаходиться під внутрішнім тиском і є критичним елементом щодо

безпеки, але не знаходиться в контакті з агресивними речовинами, впроваджений лише на останніх моделях літаків. Однак композити все ж використовуються в паливних баках, газових балонах, кріогенних балонах в авіації. Це пояснюється тим, що балони і баки для високих тисків чи удароміцні, виготовлені із металів, є значно важчими за композитні аналоги, а також практика їх використання налічує більше 20 років. В конструкціях балонів та баків, як високо навантажених конструкціях використовуються, використовується вуглепластик, але завжди присутній проміжний шар, котрий контактує з рідиною чи газом – титан, алюміній, сталь чи термопласт. Тобто вуглепластик не зазнає впливу середовища. В кріогенних баках ще додається шар піни чи стільників для теплоізоляції. Якщо поглянути на використання в інших галузях високонавантажених композитів у контакті з середовищем, то зазначене коло рішень підтверджується. І його можна більш конкретизувати. Так при контакті з високо нагрітими газами використовується керамічний чи сталевий або титановий лайнер (рідше метало композит), при контакті з рідинами використовується сталь, алюміній або такі термопласти як поліетилен, поліфеніленсульфід, фторопласт, поліамід. При низьких внутрішніх тисках можливе використання додаткового шару спеціального епоксидного в'язучого, що може бути актуально лише для окремих ліній системи кондиціонування повітря чи протиобледеніння. Використання термопластів стає все більш популярними, так окремі панелі та конструктивні елементи планера літака виготовляються із вуглепластику на основі термопластів, таких як ПФС, ПEEK, ПСУ. Але досі практично всі деталі виготовляються з використанням реактопластичних в'язучих, зокрема епоксидних та фенольних, як зазначається вище.

Проаналізуємо тенденції впровадження загально використовуваних типів композитів у авіації за період 1970-2016 рр. За матеріали прийmemo епоксидний вуглепластик / склопластик, термопластичний вуглепластик / склопластик та кілька матеріалів, що використовуються в оболонках під внутрішнім тиском (тобто в РГС, де поширення композитів є малим): метал (алюміній, титан, сталь) + епоксидний вуглепластик / склопластик, термопласт + епоксидний вуглепластик / склопластик. Орієнтовний графік наведений на рис. 1.8. Епоксидний вуглепластик

та склопластик найбільш широко використовуються і впроваджуються, але оскільки кількість деталей планера, де і є сфера їх застосування, добігає кінця, то прогнозується зниження інтенсивності. Термопластичний вуглепластик та склопластик мало використовувались до нашого часу, але прогнозується їх впровадження шляхом заміни епоксидного вуглепластику та склопластику. Адже термопластична матриця має кращі механічні та експлуатаційні характеристики ніж реактопластична.

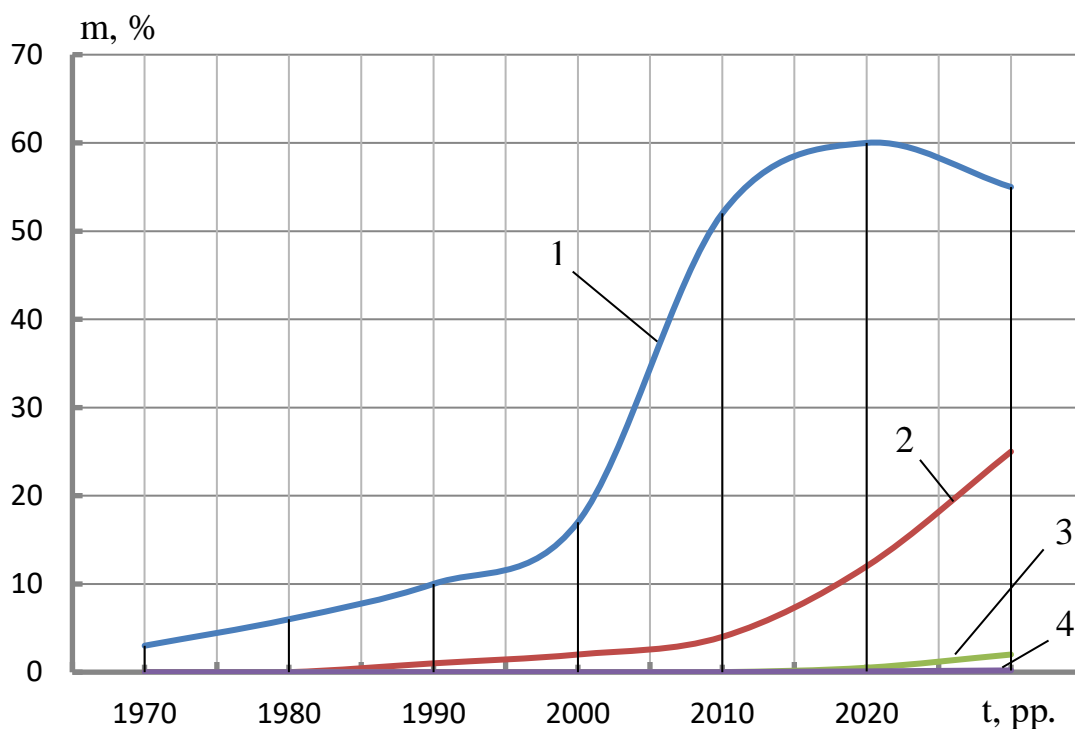


Рис. 1.8 Тенденції впровадження композитів в авіації

1 – епоксидний вуглепластик / склопластик, 2 – термопластичний вуглепластик / склопластик, 3 – метал + епоксидний вуглепластик / склопластик, 4 - термопласт + епоксидний вуглепластик / склопластик

Відсоток використання двох інших матеріалів є низьким по вказаним вище причинам. Але враховуючи вичерпання можливостей полегшення конструкції літака за рахунок планера, прогнозується полегшення за рахунок впровадження композитів у РГС, як варіант у залишку. Проте використання таких рішень, як поєднання епоксидного вуглепластику і склопластику та металевого лайнера є лише проміжним варіантом до використання повністю полімерних конструкцій, як ми бачимо по досвіду інших галузей машинобудування. Тому прогнозується зростання впровадження епоксидних вуглепластиків та склопластиків з термопластичним лейнером в конструкції РГС.

Тому актуальними у наш час є проблеми:

1. Впровадження термопластичних вуглепластиків та склопластиків у оболонкові конструкції планера під різними навантаженнями.
2. Впровадження епоксидних вуглепластиків та склопластиків з термопластичним лайнером під внутрішнім тиском в оболонкові конструкції авіаційних РГС.

1.3. Оболонки під внутрішнім тиском

На основі наведеної інформації ключовим буде питання з'ясування закономірностей деформування та руйнування композитної оболонки під внутрішнім тиском рідини або газу та іншими видами навантаження. Рішення питання деформування та руйнування композитної оболонки дозволить спрогнозувати навантажувальну здатність та ресурс конструкції з точки зору міцності в реальних умовах.

Це підтверджується тим, що для оболонкових металевих конструкцій проводилось і проводиться вирішення вказаного питання в різних варіантах. Так проводились випробування на надійність трубопроводів гідравлічних систем [96], дослідження спектру власних невісесиметричних коливань конічної оболонки з рідиною під внутрішнім тиском [97], розрахунки замкнутих сітчастих оболонок під внутрішнім тиском [98], дослідження нижнього критичного навантаження конічної оболонки при спільній дії внутрішнього тиску та осьового навантаження [99]. Досліджувались також і характеристики стійкості та напружено-деформованого стану оболонок під внутрішнім тиском, такі як: поведінка жорстко-пластичної циліндричної оболонки під внутрішнім тиском [100], стійкість сітчастої оболонки обертання під внутрішнім тиском [101], числове моделювання стійкості навантажених оболонок обертання під внутрішнім тиском [102]. При значній швидкості руху рідини може відбуватись статична (дивергенція) та динамічна (флатер) втрата стійкості системи рідина-труба. Зовнішні осьові навантаження також можуть спричиняти втрату стійкості, тому розглянуто сукупну дію навантажень (рис. 1.9-1.10). Поведінка рідини описується потенціальною теорією, рівняння якої зводяться до інтегрального виду за допомогою методу Галеркіна. Динаміка оболонки аналізується з використанням варіаційного принципу можливих переміщень, в

який включається лінеаризоване рівняння Бернуллі для обчислення гідродинамічного тиску, що діє з боку рідини на стінку:

$$P_f = p - \rho_f \left(\frac{\partial \varphi}{\partial t} + U \frac{\partial \varphi}{\partial s} \right), \quad (1.1)$$

де P_f – питома густина рідини, s – меридіональна координата. Досліджено вплив гідростатичного тиску на динамічну поведінку оболонок при різних граничних умовах. Запропоновано кінцево-елементний алгоритм реалізації розрахунків

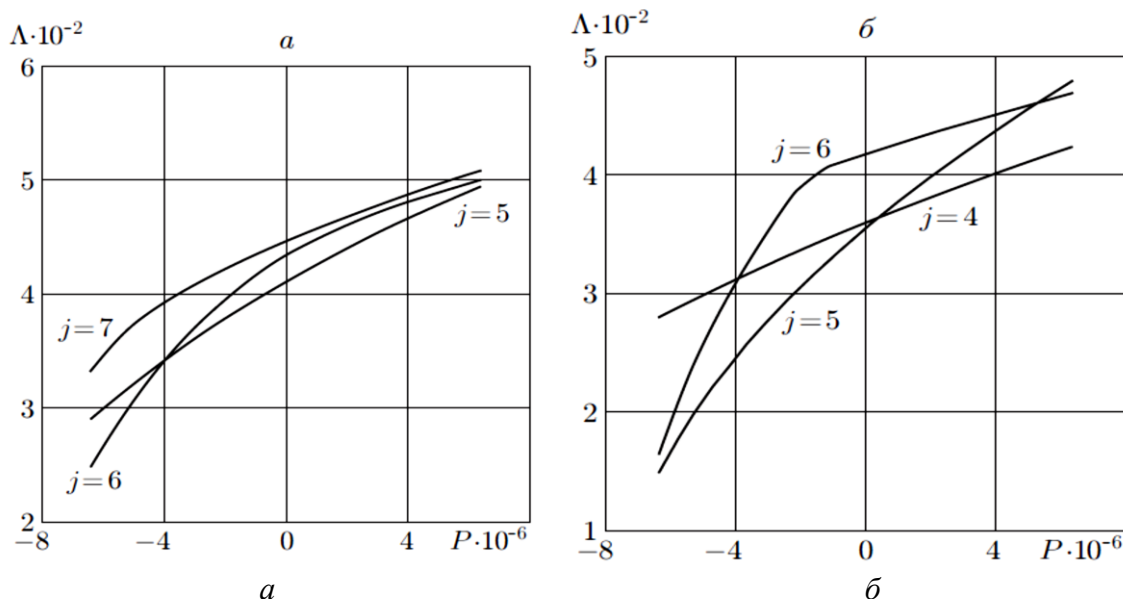


Рис. 1.9 Залежність безрозмірної швидкості дивергенції Λ від безрозмірного статичного тиску P

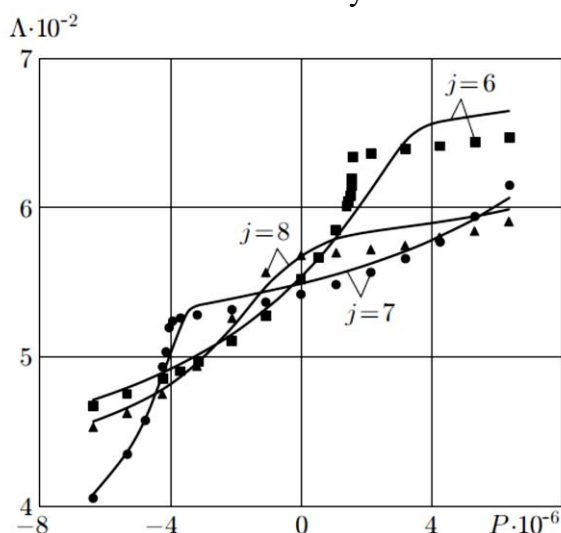


Рис. 1.10 Залежність безрозмірної швидкості флатеру від безрозмірного статичного тиску P для консольно закріпленої оболонки

Таким чином оболонки під внутрішнім тиском та іншими видами навантаженнями досліджуються протягом тривалого періоду часу і дослідження продовжуються.

1.4. Композиційні оболонки під внутрішнім тиском з урахуванням середовища та пошкодження

По цьому питанню відоме різнопланове поле напрацювань, що відповідає різним аспектам розробки та експлуатації композитних оболонок під внутрішнім тиском. Досліджений напружено-деформований стан філаментних композиційних оболонок під внутрішнім статичним та динамічним тиском [103], [104]. Розроблені теорії, що описують розподілення напружень та деформацій в шаруватій філаментній оболонці із урахуванням напрямку армуючих волокон [105]. Теорія розглядає пошарово оболонку і кожен шар виступає як трьохвимірне анізотропне тіло. Анізотропія властивостей розглядається як функція від кута армування. Враховується взаємодія шарів шляхом знаходження напружень зсуву між шарами. Проаналізовані шаруваті циліндричні оболонки скінченної довжини під внутрішнім тиском методом Тимошенко у порівнянні з кінцево-елементним методом на основі класичної теорії шарів та отримано опис напружено-деформованого стану [106]. Знайдені опорні рішення для симетрично і несиметрично армованих тонкостінних оболонок, результати порівняні із кінцево-елементним методом розрахунку. А також знайдені методи опису деформацій ортотропної сендвічної шаруватої оболонки під внутрішнім та зовнішнім тиском [107]. Розроблено рішення для сендвічної оболонки, кожен шар якої є ортотропним, скінченної довжини. Проведено аналіз шаруватої циліндричної оболонки скінченної довжини під внутрішнім тиском із урахуванням температури за допомогою рівнянь Донела [108]. Досліджено вплив температури та зовнішніх навантажень на напружений стан кожного шару та їх взаємодію. Визначені методи знаходження напруженого стану циліндричних та сферичних оболонок під внутрішнім тиском [109]. Вказані теоретичні напрацювання дозволяють точніше знаходити реальний напружено-деформований стан композиту, який є шаруватим анізотропним тілом, по його шарах та між ними, з'ясувати розподілення напруження між шарами. Що важливо при проектуванні та розробці деталей із композитів.

Знайдено вплив високих тисків (до 6000 бар) на властивості композиту: модуль пружності нелінійно зростає при збільшенні тиску більше 2000 бар [110].

Знайдено при різних тисках значення модулів пружності першого та другого роду для епоксидних вуглепластиків односпрямованих та двоспрямованих. Розроблені також і методи проектування композитних оболонок під внутрішнім тиском. Наприклад відомі методи розробки гелієвих кріостатів [111], методи оптимізації форми композитного фюзеляжу для забезпечення максимальної питомої міцності конструкції [112], а також методи досягнення конструктивно-масової досконалості композитних посудин під тиском для застосування в ракетній техніці, куди відносяться композитні балони [113]. Розроблені чисельні методи, котрі дозволяють знайти оптимум цільової функції $W_{сл}$, яка включає параметри міцності (руйнівне навантаження $P_{раз}$) та маси конструкції $M_{сл}$, а також її форми $V_{об}$.

$$W_{сл} = \frac{P_{раз} V_{об}}{M_{сл}}, \quad (1.2)$$

Розроблено методи проектування композитних трубопроводів для транспортування нафти та газу морськими акваторіями [114]. Досліджено характер руйнування композитних балонів, а саме односпрямованого пластику. При утворення тріщин (рис. 1.11, 1.12) та руйнування перших волокон пластик продовжує витримувати навантаження, а далі спостерігається витягування волокон із матриці, що обумовлює вже границю міцності міцністю адгезії волокна та матриці, далі відбувається руйнування решти волокон.

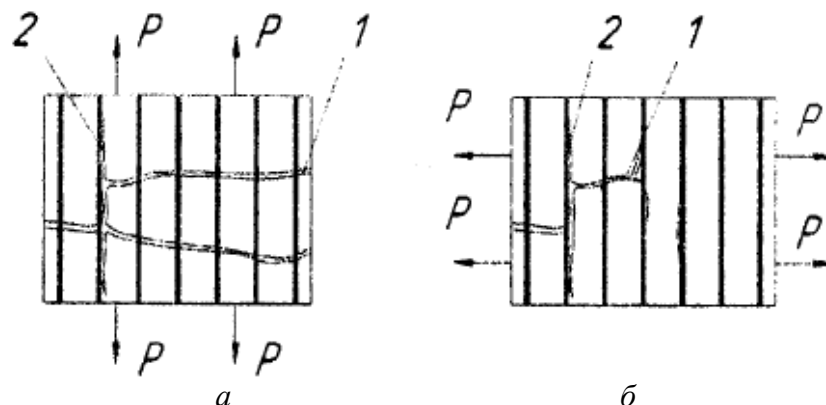


Рис. 1.11 Схема механізмів мікроруйнування в односпрямованому композиті за повздовжнього (а) та поперечного (б) навантаження

1 – тріщина в матриці; 2 – тріщина відшарування; P – зусилля розтягу

Встановлено, що необхідно враховувати не лише властивості матеріалів, а і їх спільну експлуатацію за різних умов, оскільки від температури характеристики

матеріалу змінюються (рис. 1.13). Дослідження розкриває характер та закономірності руйнування композитних трубопроводів, що є першим кроком до розкриття питань ресурсу по аналогії із металами.

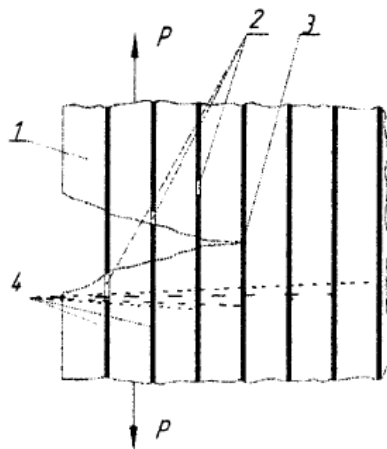


Рис. 1.12 Схема руйнування композиційного матеріалу.
1 – матриця; 2 – зона руйнування волокон; 3 – зона розкриття тріщини; 4 – незруйновані волокна; P – навантаження розтягу

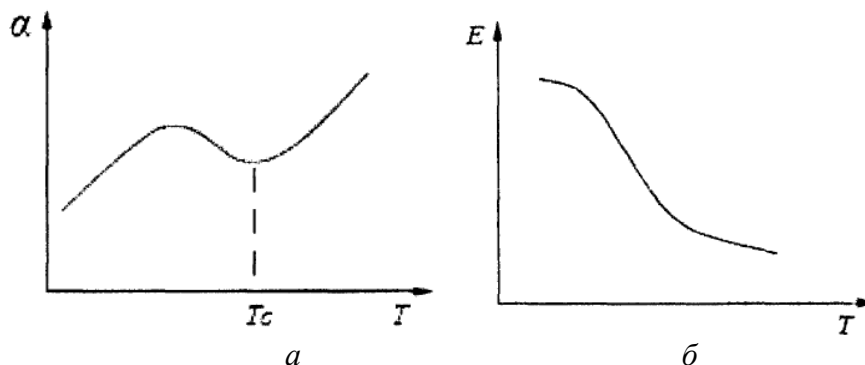


Рис. 1.13 Криві залежності коефіцієнта теплового розширення (а) та модуля Юнга (б) полімерної матриці від температури

Розглянуті багатомодові нелінійні згинальні коливання композитних циліндричних оболонок заповнених рідиною (без тиску) [115]. Із аналізу випливає, що кожна ортотропна оболонка з рідиною чи без може мати близькі частоти власних коливань. Методом кінцевих елементів оцінювався вплив зовнішніх динамічних навантажень на оболонку з еліптичними днищами з герметичним шаром (балон) на напружено-деформований стан оболонки та співвідношенням напружень між герметичним та армуючим шарами [116]. Аналіз показує, що основне навантаження в металопластиковій оболонці лягає на металевий лайнер і значне нарощування композитних шарів не дає ефекту. Однак збільшення товщини металевого лайнера призводить до зростання маси. Основне навантаження оболонки при перенавантаженні – моментне. Перенавантаження моделювалось функцією Хеві-

сайда. Це дозволяє сформувати для даного випадку стратегію армування балона з металевим лайнером.

На основі дискретно-структурної теорії анізотропних пластин і оболонок розроблена методика розв'язання геометрично нелінійних контактних задач при розрахунку на міцність багат шарових анізотропних пластин і оболонок з урахуванням як ідеального, так і неідеального контакту між шарами. Отримано розв'язок широкого класу контактних задач, виявлені основні закономірності зміни напруженого стану і контактного тиску в зоні локальних ділянок непроклею або розшарувань. Вивчений вплив структурної неоднорідності шаруватого матеріалу на макрорівні із застосуванням алгоритму поетапного навантаження і застосування того або іншого варіанта запропонованих розрахункових моделей багат шарової конструкції [117]. Що розкриває питання проектування композитів із урахуванням недоліків конструкції та її пошкоджень.

За допомогою класичної шарової теорії розглянуто питання визначення напружено-деформованого стану композитної посудини під тиском під різноманітними навантаженнями: внутрішній тиск, аксіальні та бокові навантаження [118]. І аналогічно щодо сендвічних трубопроводів, але при згинальній деформації [119]. Проведено дослідження граничного стану та напружено-деформованого стану композитної оболонки з урахуванням температури. Розроблено комп'ютерну програму для розрахунку напружено-деформованого стану філаментної сендвічної композитної оболонки під внутрішнім тиском з урахуванням температури при різних кутах армування [120]. Вивчено температурні напруження композитної філаментної труби під внутрішнім тиском на основі трьохвимірної анізотропії [121]. Вказані дослідження наближають загальні методи розрахунку композитів до конкретних реальних ситуацій, що корисно при розробці.

Експериментально досліджено вплив комбінованого навантаження внутрішнього тиску та температури при рівномірному та нерівномірному нагріванні, зокрема досліджено характер руйнування (випучування в напрямку дії джерела опромінення) [122]. Знайдено критичне співвідношення параметрів внутрішнього тиску та щільності випромінювання для модельних оболонок (рис. 1.14).

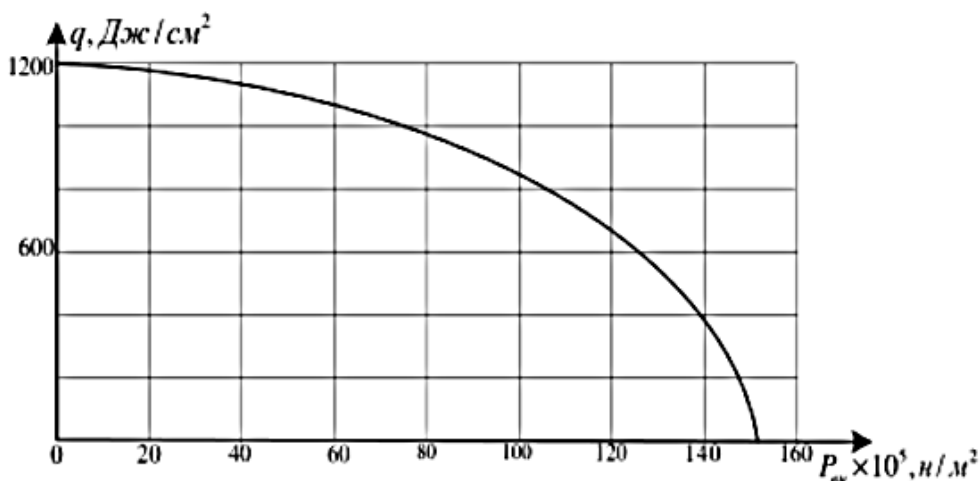


Рис. 1.14 Критичне співвідношення параметрів внутрішнього тиску та щільності випромінювання для модельних оболонок

За результатами досліджень: обертання оболонок при пучковому опроміненні призводить до збільшення граничної щільності енергії; гранична щільність потоку випромінювання прямо пропорційна до площі зони опромінення; підвищення швидкості обертання призводить до рівномірного розподілення випромінювання та до зростання граничної щільності потоку; характерним видом руйнування є випучування в бік дії джерела опромінення; руйнування оболонок з наповнювачем супроводжується пропалюванням та викидом наповнювача назовні; нагрівання полімерного композиту призводить до утворення газу в між шаровому просторі, розшарування, загорання. Робота розкриває закономірності та особливості руйнування композитних оболонок при комбінованому навантаженні, що відповідає реальним умовам експлуатації, але не розкривається питання урахування пошкоджень.

Досліджено напружено-деформований стан та особливості руйнування (утворення кільцевих тріщин, розподілення напружень між лайнером та підсиленням) комбінованих посудин високого тиску з урахуванням корозійного пошкодження металевих лайнерів. Утворення кільцевих тріщин призводить до збільшення рівня осьових і колових напружень в крайніх ділянках циліндричної частини металевих лайнерів (рис. 1.15-1.17). Характер деформацій цих ділянок є таким, що корозійне пошкодження металу зумовлене проникністю кільцевих тріщин сприятиме зростанню рівня напружень і утворенню тріщин. Зміни напружено-деформованого стану решти циліндричної частини носять локальний характер, а

їх рівень є незначним. В подальшому необхідними є дослідження спрямовані на визначення напружено-деформованого стану небезпечних ділянок з врахуванням рівня корозійного пошкодження металу та зносу композитного підсилення в зоні кільцевих тріщин [123]. В роботі розкрито особливості напружено-деформованого стану композитного балону із пошкодженням, що дозволяє оцінити залишкову міцність, але питання ресурсу залишається відкритим. Існує підхід [124] до розрахунку пружної деформації і граничного термопружного стану поліармованих термочутливих оболонок в умовах широкої зміни температур.

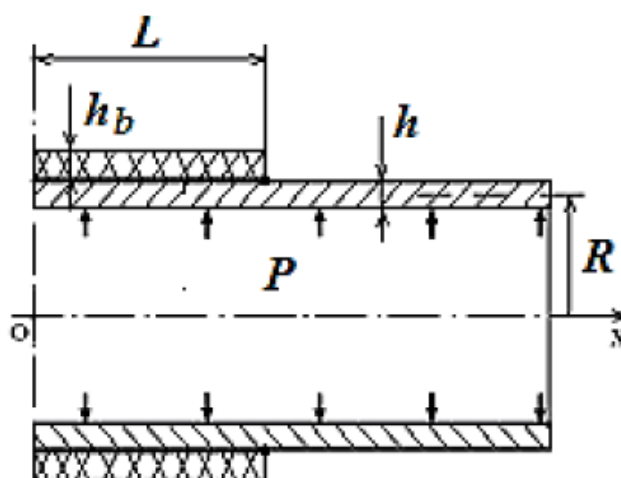


Рис. 1.15 Розрахункова схема навантаження оболонки

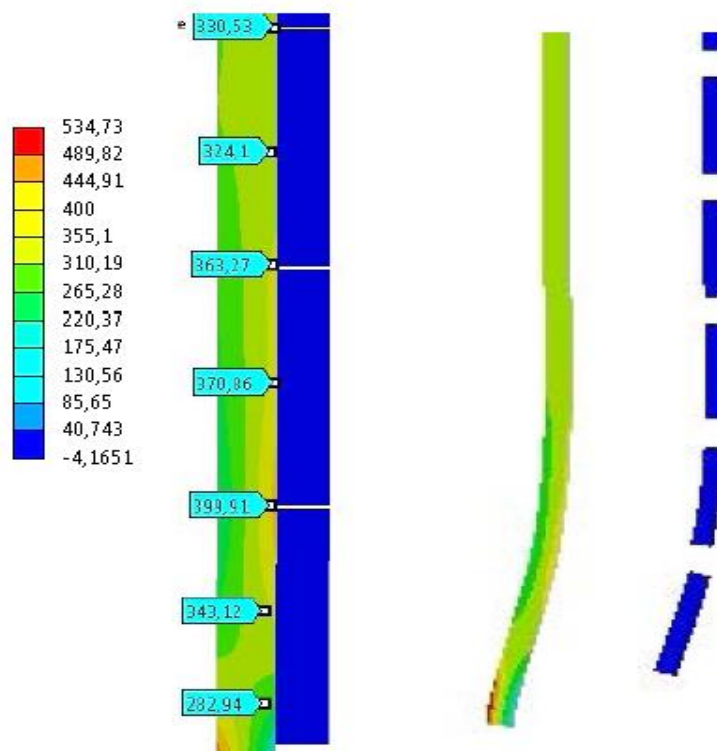


Рис. 1.16 Розподіл осевих напружень в елементах конструкції при наявності кільцевих тріщин та тиску 20 МПа і характер їх деформування

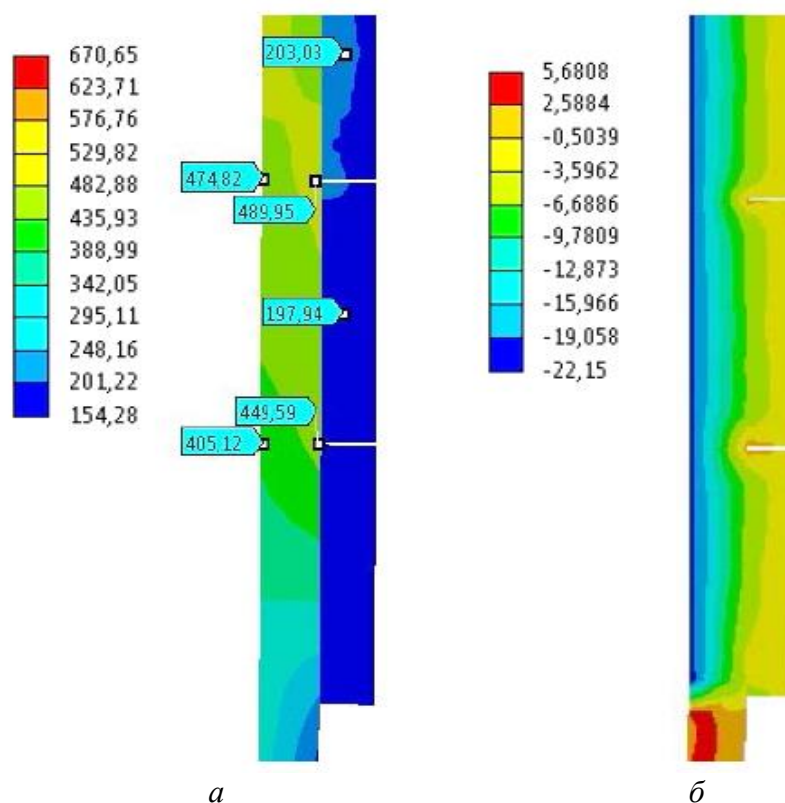


Рис. 1.17 Розподіл колових (а) та радіальних (б) напружень в елементах конструкції при наявності кільцевих тріщин і тиску 20 МПа

Термочутливість матеріалів розуміється в сенсі врахування залежності усіх механічних характеристик фаз композиту від температури, а граничний термопружний стан - в сенсі досягнення межі пружності фази при цій температурі в найбільш напруженому перерізі оболонки. Наведено на рис. 1.18 характерні поверхні початкового руйнування циліндричної оболонки під внутрішнім тиском з урахуванням прикладеного по краям зовнішнього зусилля. Оболонка армована по схемі $\pm 45^0$, цифри в розривах показують температуру в градусах Цельсія. Звідси видно, що понижена температура не впливає суттєво на міцність композиту, в той час як підвищена значно послаблює конструкцію. Математичними методами досліджені моделі напружених станів циліндричних тонкостінних оболонок нерівномірно армованих (повздожньо, поперечно, спірально) із наявністю дефектів структури [125]. На цій основі знайдено аналітичні залежності для критичних напружених станів в стінці неоднорідної оболонки та критичного тиску.

$$p = \left(\frac{2}{\sqrt{3}} \right)^{n+1} \frac{S(t_0 - l)}{R_0} \sigma_b, \quad (1.3)$$

де S – параметр, що визначає в якій мірі двохвісність навантаження, нахил спіра-

льного шару та розмір дефекту на ньому впливають на критичний тиск, t_0 – початкова товщина стінки, l – довжина оболонки, R_0 – внутрішній її радіус, σ_b – границя міцності матеріалу.

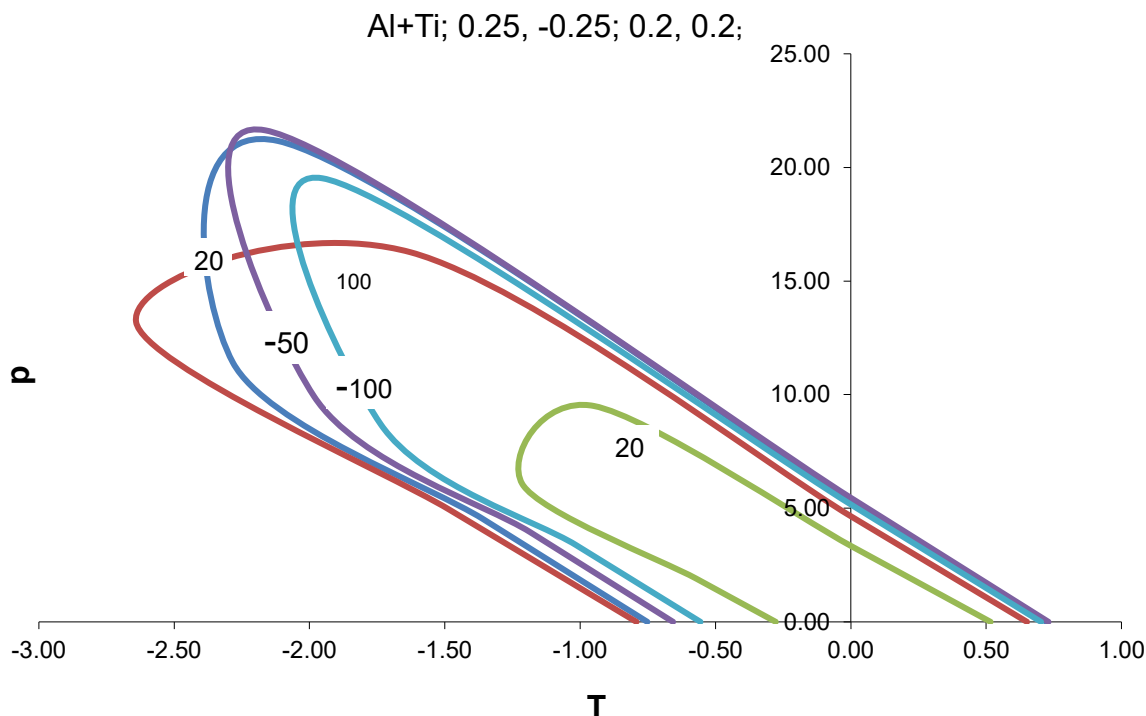


Рис. 1.18 Поверхні початкового руйнування оболонки

Розглянуті коливання ортотропної циліндричної оболонки типу Тимошенко, що заповнена нев'язкою рідиною, що може стискуватись [126]. Знайдено дисперсійне рівняння (1.4), яке пов'язує фазову швидкість c із частотою λ і включає в себе безрозмірні параметри μ , ρ , α , ν , k , m , η , що характеризують пружні властивості оболонки та рідини, а також геометрію оболонки.

$$\begin{aligned} & \lambda^4 k^4 (1 - \eta_1 c^2) (1 - \eta_0 c^2) \left[1 - \frac{\eta^2}{k^2} c^2 (1 + m_0) \right] + \\ & + \lambda^2 k^2 (1 - \eta_0 c^2) \left[\eta^* (1 - \nu_{12} \nu_{21}) m - \eta^* \eta_1 m c^2 - c^2 \frac{1 - \eta_1 c^2}{1 - \eta_0 c^2} \times (1 + m_0) \right] + \\ & + c^4 m (1 - \nu_{12} \nu_{21} - \eta_1 c^2) = 0. \end{aligned} \quad (1.4)$$

Як результат прослідковується суттєва залежність фазової швидкості від характеристик рідини та від оболонки, зокрема суттєво від типу анізотропії.

Відомий аналіз методів визначення напружено-деформованого стану кожного шару окремо анізотропної шаруватої циліндричної оболонки. У випадку, коли

композит являє собою набір шарів з різними напрямками армування, запропонована методика визначення зведених пружних характеристик всього пакета шарів у цілому. Визначено напружений стан багатошарового порожнистого циліндра з різними варіантами армування його окремих шарів від дії внутрішнього тиску [127].

Досліджено великі деформації композитних філаментних оболонок, що виготовлені намотуванням з високоміцних ниток з використанням полімерного в'язучого, при навантаженні осьовими силами та внутрішнім тиском [128]. Розрахунки показали, що оболонка навантажена внутрішнім тиском при відповідній схемі армування здатна виконувати дозовані переміщення із подоланням значних зовнішніх опорів за рахунок випучування і зближення країв один до одного, що видно на рис. 1.19, де показана деформація армуючих волокон по різних осях при різних співвідношення осьової сили P та внутрішнього тиску q .

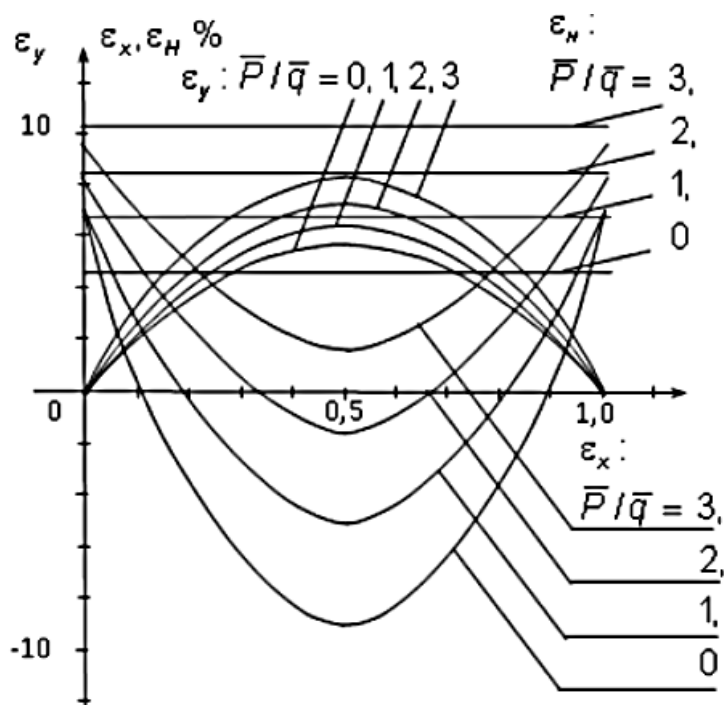


Рис. 1.19 Деформація волокон та в'язучого

Існує рішення задачі по визначенню напруженого стану циліндричної оболонки із композиційного матеріалу при одночасній дії внутрішнього тиску q та осьових сил p з урахуванням центрального отвору [129]. Задача вирішується для

ортотропного композиту у лінійній зоні деформацій. Отримано систему лінійних рівнянь, що описує напружено-деформований стан в зоні поблизу отвору (1.5).

$$\sum_{a=i-1}^{i+1} \sum_{b=j-1}^{j+1} \sum_{k=1}^{13} P_{ki}^{ab} U_k^{ab} = Q_k^{ij}, \quad (1.5)$$

де P_{ki}^{ab} - значення коефіцієнтів в вузлі a,b при відомій величині U_k^{ab} , яка є функцією геометричних і механічних параметрів оболонки, Q_k^{ij} - значення в вузлі (i,j) компонент силового навантаження.

Розглянуто філаментну композиційну оболонку навантажену внутрішнім тиском з використанням класичної шарової теорії на основі кінематичних співвідношень Тимошенко [130]. Композиційна оболонка розглянута в варіантах несиметричного незбалансованого армування (поперченого) і несиметричного збалансованого армування ($\pm 45^\circ$). Отримані чисельні рішення для двохшарової оболонки і порівняння із результатами кінцево-елементного рішення на основі теорії про постійний кут зсуву.

Композитні оболонки часто є багатошаровими філаментними структурами, кожен шар якої є анізотропним. Представляється рішення для напружено-деформованого стану такої оболонки побудоване на трьохвимірній анізотропності в пружній зоні деформацій [131]. За допомогою заданих кутів намотування при навантаженні внутрішнім тиском. Розтяг-зсув також розглянутий, оскільки кути нахилу філаменту різного знаку не можуть існувати на одному радіусі. Для циліндричних оболонок навантажених внутрішнім тиском з різними кутами укладання волокон співвідношення між коловими та осьовими напруженнями в кожному шарі є різними, навіть в доволі тонких оболонка відношення колових та осьових напружень не більше ніж 2:1.

Композитні філаментні оболонки часто використовуються в зонах з підвищеними температурами та тепловими потоками. В зв'язку цим вирішувалась задача знаходження рівнів теплових потоків та часу їх впливу при яких відбувалось руйнування оболонки навантаженої внутрішнім тиском через втрату міцності чи навіть втрату маси [132]. В роботі використано рівняння перенесення енергії твердої

фази. За результатами в першу секунду нагріву відбувається руйнування матриці по всій товщині, на другій – перегрітих волокон, далі відбувається пошарове руйнування в напрямку до центру волокон аж до втрати несучої здатності та руйнування від дії внутрішнього тиску (рис. 1.41). У випадку руйнування матеріалу від деградації характеристик використовується прирівнювання до напрацювання.

Проводяться рішення задач термопружності різноопірних анізотропних циліндричних оболонок методом Матченко-Трещева та методом кінцевих різниць. Теорії, що використовують різномодульні теорії пружності та класична теорія пружності дають в випадку анізотропних оболонок велику похибку в умовах термопружності [133]. Пропонується математична модель ізотермічного деформування сферичних оболонок із анізотропного високоміцного матеріалу в умовах повзучості, що підкорюються кінетичній теорії повзучості та пошкоджуваності [134]. Відомий аналіз деформацій після втрати стійкості для зсувно-деформованої анізотропної шарової циліндричної оболонки скінченної довжини під зовнішнім тиском і температурою [135]. Характеристики матеріалу представляються як лінійні функції температури. Характеристичні рівняння базуються на оболонковій теорії зсувної деформації вищого порядку Редді з кінематичними нелінійностями типу Кармана-Доннела. Нелінійні деформації до моменту втрати стійкості і початкові нерегулярності оболонки також враховуються. Теорія граничного шару втрати стійкості оболонки, яка включає ефекти нелінійності до втрати стійкості, широкі відхилення в регіоні деформації після втрати стійкості і початкові геометричні нерегулярності оболонки розповсюджуються на випадок зсувно-деформованої анізотропної шарової циліндричної оболонки під поперечним та гідростатичним тиском і температурою. Одиничний вихровий метод застосовується для визначення дійсного критичного навантаження і складання рівнянь для періоду після втрати стійкості. Отримані результати показують, що зміна температури, набір шарів і геометричні параметри такої оболонки мають значний вплив на критичне навантаження і поведінку після втрати стійкості.

Також вирішуються задачі по деформуванню та руйнуванню оболонок різного типу при навантаженні внутрішнім та зовнішнім тиском в умовах контакту з

агресивним середовищем [136], [137]. Проводиться оцінка довговічності конструкції та розраховується час до руйнування в умовах односторонньої корозії. Виведено диференціальне рівняння кінетики напруги з урахуванням залежності швидкості корозії від напруги і її загасання в часі (1.6)-(1.7).

$$t = \frac{1}{b} \ln \left[m_R \frac{a_r}{-b} - m_r \frac{A_R}{-b} \right] - \frac{1}{b} \ln \left[(m_R r_0 + m_r R_0) \exp \left[- \left(m_R \frac{a_r}{-b} - m_r \frac{A_R}{-b} \right) b F(\sigma_i) \right] - m_R \left(r_0 - \frac{a_r}{-b} \right) - m_r \left(R_0 + \frac{A_R}{-b} \right) \right], \quad (1.6)$$

де

$$F(\sigma_i) = 2|p_R - p_r| \int_{\sigma_i^0(r)}^{\sigma_i(r)} \frac{1}{\sqrt[3]{4(\sigma_i)^2(2\sigma_i - 3|p_R - p_r|)^2}} \times \frac{1}{(A_R + m_R \sigma_i) \sqrt[3]{2\sigma_i - 3|p_R - p_r|} + (a_r + m_r \sigma_i) \sqrt[3]{2\sigma_i}} \times \frac{d\sigma_i}{m_r \sqrt[3]{2\sigma_i} + m_R \sqrt[3]{2\sigma_i - 3|p_R - p_r|}}. \quad (1.7)$$

Розглядується задача класичної теорії пружності про рівномірну корозію оболонки при лінійній залежності швидкості корозії від головного напруження із урахуванням затухання корозії з часом. Фактично визначається деградація характеристик матеріалу в часі та порівнюється із зміною навантажень в часі – в точці перетину залежностей буде момент руйнування оболонки.

Окремої уваги заслуговує питання експлуатації оболонок під внутрішнім тиском з урахуванням ерозії. Адже вплив навколишнього середовища не був би важливим, якби із конструкцією не виникали зміни від його дії. Зазвичай цей вплив проявляється у вигляді ерозії, корозії, що загалом можна назвати деградацією навантажувальної здатності конструкції. Розробляються методи визначення граничного тиску для газо-нафтопроводів з локальним корозійним пошкодженням [138]. Основними етапами одного з методів є:

1. Визначається напружений стан стінки і вибираються один чи декілька небезпечних перерізів при деяких заданих зовнішніх впливах (рис. 1.20).

2. Ці впливи нарощуються пропорційно в одному відношенні. При деякому їх значенні в небезпечному перерізі виникає зона граничного стану матеріалу.

3. Формується функція $g(t)$ за допомогою якої можна встановити залежність довжини зони граничного стану від величини зовнішніх впливів. Тут $t = x/b$, де x – поточна координата зони граничного стану, b – ширина зони, що розглядається:

$$\sigma_0^{\text{np}} \sum \alpha t = \sigma_B ; \quad (1.8)$$

$$g(t) = \sigma_0^{\text{np}} = \frac{\sigma_B}{\sum \alpha t} , \quad (1.9)$$

де α – коефіцієнти поліному, σ_0^{np} – граничне напруження у вибраному перерізі, σ_B – границя міцності матеріалу оболонки.

3. Будується функція $f(t)$, яка визначає залежність критичної довжини зони граничного стану матеріалу від величини зовнішніх впливів.

$$f(t) = \sigma_0^{\text{np}} = \frac{K_{1c}}{F(t)\sqrt{\pi b t}} , \quad (1.10)$$

4. Вирішується рівняння $f(t) - g(t) = 0$ і знаходиться критичне значення зовнішніх впливів при якому відбувається руйнування ділянки, а також критична відносна довжина тріщини $t_{\text{кр}}$, яка є коренем рівняння.

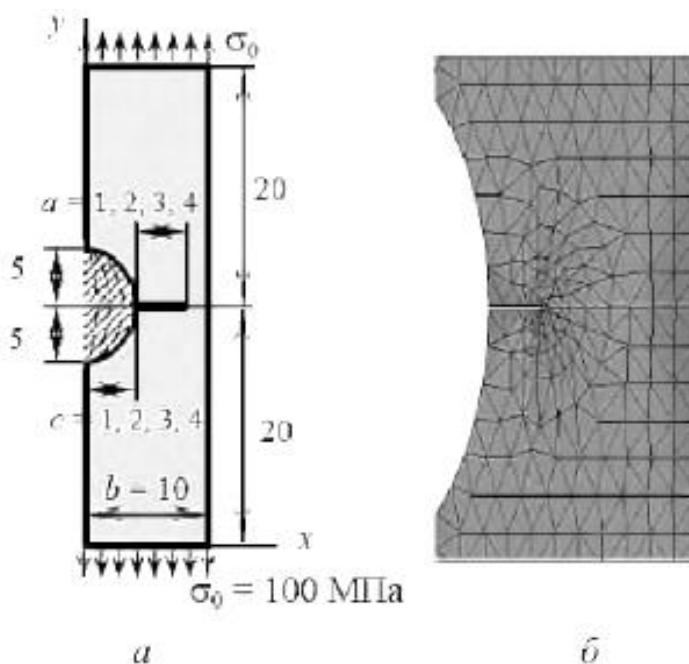


Рис. 1.20 Елемент оболонки

а) розрахункова схема, б) скінчено-елементна сітка навколо можливої тріщини

Метод дозволяє розраховувати граничний тиск та залишкову міцність трубо-

проводу після тривалої експлуатації чи після пошкодження, що розкриває можливість розкривання та врахування ресурсу. Завдяки загальному підходу до вивчення проблеми метод може застосовуватись для композитів, хоч і розроблений для металів.

Досліджувалась поведінка циліндричної композитної (епоксидний вуглепластик) оболонки під внутрішнім тиском та осьовим навантаженням з урахуванням пошкодження для з'ясування розвитку тріщини та деформування [139]. Для порівняння було використано непошкоджену циліндричну композитну оболонку. Досліджувалось 3 типи армування оболонок: повздовжня, поперечна та ортогональна. Для розрахунку поведінки матеріалу з пошкодженням під навантаженням використовувалась програма CODSTRAN, котра враховує такі параметри як початкове пошкодження, ріст і накопичення пошкодження і прогнозує деформацію. Розглядалась ситуація із миттєвим наростанням тиску. Результати показують, що пошкодження починається з руйнування матриці, а розвиток деформацій та тріщини є результатом подальшого руйнування матриці та деформації волокон. З усіх видів армування найкращі результати показав тип $[90/0/\pm 60]$, як найбільш стійкий до пошкоджень в умовах миттєвого зростання тиску.

Робота окремих агрегатів нерозривна зв'язана з імпульсними навантаженнями. Багатократні імпульсні навантаження призводять до поступового накопичення деформації та зміни експлуатаційних властивостей матеріалу та деталі. Пропонується методика екстраполяції накопичених деформацій на основі поєднань методів апроксимації: зміщена раціональна, зміщена експоненціальна, незміщена експоненціальна та зміщена логарифмічна [140]. Розглянуто загальну проблему ортотропної тонкої оболонки постійної кривизни з довільно орієнтованою тріщиною [141]. Несиметрична проблема вирішена для довільно самозрівноважувальної тріщини плоского розповсюдження, що додається до відповідного рішення оболонки без тріщини. Це дозволяє провести розрахунки для оболонки із тріщиною в найбільш загальних умовах навантаження. Проблема спрощується до системи з п'яти лінійних інтегральних рівнянь в системі невідомої функції, що представляє відносні переміщення та повороти на поверхні тріщини. Напружений стан навко-

ло тріщини асимптотично проаналізовувався і показав, що результати є ідентичними до отриманих від пружного рішення на площині і поза площиною. Досліджувалась динаміка та руйнування тонкої кругової циліндричної оболонки з віссиметричними початковими недоліками [142]. Включена ймовірність в характер початкових недоліків, що описується неймовірністним і статистичним наближеннями. Використано n -вимірний евклідовий простір в який включено еліпсоїдальний набір з найбільш значущими n -коефіцієнтами Фур'є. Оцінено максимальне загальне переміщення як функцію форми еліпсоїда.

Таким чином можна підсумувати, що композиційні оболонки перебувають в різних умовах, при різних температурах, при дії різних факторів різного роду, під різними навантаженнями різних видів. Вивчення усіх цих ситуацій активно проводилось і проводиться і зараз. Однак майже відсутні конкретні дані по впливу робочого середовища на навантажувальну здатність конструкції з пошкодженням та на механічні характеристики композиційних матеріалів.

Висновки по розділу 1

1. Узагальнивши та звівши вище наведені дані можна зробити висновок, що композити не є зовсім новою областю у машинобудуванні, але свого застосування вони набули порівняно недавно. Найбільшого застосування вони здобули у авіаційній та ракетно-космічній галузі, що у наш час є особливо помітним: майже весь планер найсучасніших літаків виконаний із композиційних матеріалів. Найбільшого використання набули епоксидні та термопластичні скло- та вуглепластики.

2. Оболонкові конструкції широко застосовуються у авіації та космонавтиці. Існує безліч різнотипних оболонкових конструкцій, котрі використовуються у різних системах, агрегатах та деталях. Серед них суттєве місце посідають і композитні оболонкові конструкції. Оболонкові конструкції можуть перебувати під навантаженнями різного виду та величини. Навантаження внутрішнім тиском посідає значне місце серед них (фюзеляж, балон та ін.), хоча, звісно, не головне. Окрім навантажень конструкції перебувають під впливом різних експлуатаційних температур та робочого середовища (щонайменше атмосфера, щонайбільше гідравлічна рідина). З часом у будь-якій конструкції може виникнути пошкодження

(тріщина, ерозія та ін.), що необхідно враховувати.

3. Зважаючи на дані огляду можна визначити, що питання впливу робочого середовища з урахуванням температури та пошкодження на механічні характеристики композиційного матеріалу (епоксидний та термопластичний склопластик та вуглепластик) та на навантажувальну здатність оболонкової конструкції з нього під внутрішнім тиском не є достатньо дослідженим та потребує подальшого вивчення.

4. На основі наведеного огляду можна сформулювати об'єкт, предмет та задачі дослідження.

Об'єкт дослідження – деформування та руйнування оболонки із композиційних матеріалів під внутрішнім тиском з урахуванням навколишнього середовища.

Предмет дослідження – закономірності та особливості деформування та руйнування композиційної оболонки під внутрішнім тиском з урахуванням робочого середовища та експлуатаційного пошкодження.

Задачі дослідження:

1. Проаналізувати сучасні способи та методики дослідження на міцність композиційних оболонок різної форми та складу.

2. Розробити технологію та виготовити композитні зразки для дослідження їх на міцність при різних навантаженнях.

3. Визначити типові характеристики міцності досліджуваних композитів з урахуванням робочого середовища.

4. Встановити закономірності деформування та руйнування досліджуваних композиційних оболонок з урахуванням робочого середовища, температури та експлуатаційного пошкодження.

5. Вирішення поставлених задач дозволить розробити вперше спосіб, котрий дозволить розраховувати конструкції різного масштабу при впливі робочого середовища із урахуванням температури та пошкодження. Це дозволить оптимізувати наявні рішення по конструюванню з метою підвищення безпеки експлуатації та точнішого прогнозу ресурсу конструкції.

РОЗДІЛ 2 ВИЗНАЧЕННЯ БАЗОВИХ МЕХАНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АВІАЦІЙНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Для виконання поставлених завдань та забезпечення процесу дослідження необхідно мати ряд базових механічних характеристик досліджуваних матеріалів, котрі послуговують опорними для подальших досліджень, експериментів та розрахунків. Для ортотропних матеріалів загалом необхідно мати 9 констант пружності та 9 границь міцності: по кожній з 3-ох осей (x , y , z) границя міцності та розтяг, стиск, зсув, модулі Юнга 1-ого та 2-ого роду та коефіцієнти Пуасона. На практиці необхідна менша кількість констант. Як правило шаруваті композити не розглядаються при навантаженнях вздовж вісі z (залишається 12 параметрів). У розрахунках використовуються не всі зазначені параметри, а часто розрахунок вимагає додаткових параметрів, котрі не входять у вказаний перелік. До переліку варто додати критичний коефіцієнт інтенсивності напружень (КІН), зважаючи на специфіку дослідження. Для знаходження вказаних механічних характеристик необхідно мати ряд методик, які уможливають виконання наступних кроків дослідження: виготовлення зразків, випробування зразків та обробка експериментальних даних. Усі три кроки, з урахуванням поставленого завдання, розподіляються на операції з пластинчатими зразками та оболонковими зразками. Розглянемо поспідовно усі необхідні для реалізації даного дослідження та його кроків методики.

Виготовлення композиційних зразків проводилось за допомогою термовакуумного та автоклавного методів формування. Вибір цих методів базувався на огляді сучасних технологій, таких як RTM, вакуумна інфузія, автоклавний метод, пресформування, пултрузія та ін.. Для кожного типу матеріалу можливе застосування свого ряду технологій, які можуть бути специфічними для даного матеріалу чи загальними. З огляду на типи композитів та можливості матеріальної бази було обрано саме ці дві вказані на початку технології, що детально описано далі.

Для визначення комплексу механічних характеристик композитів, котрі в подальшому використовуватимуться при розрахунках, було проаналізовано наступні групи міжнародних стандартів: ASTM, ISO, ГОСТ. На основі доступності та сучасності було обрано групу стандартів ISO. Серед них було обрано стандарти для

визначення базових механічних характеристик ортотропних композитів:

1. ISO 527-4 [143] – визначення границь міцності при розтяганні, модулів пружності першого роду, коефіцієнтів Пуассона. Стандарт передбачає випробування плоских зразків до розриву і стосується двоспрямованих композиційних матеріалів. Використовуються зразки з накладками чи без накладок (лопатковидні) у кількості щонайменше 5 штук на одну точку. Умови щодо проведення експериментів викладені у стандарті ISO 527-1 [144]. Можливе випробування пластиків у нормальних умовах, при понижених чи підвищених температурах.

2. ISO 14129 [145] – визначення модулів пружності другого роду, границь міцності при зсуві. Стандарт передбачає випробування двоспрямованої композитної смуги армованої під кутами $\pm 45^{\circ}$, тобто потрібно вирізати з пластини під відповідним кутом до напрямку укладання волокон прямокутний зразок. Розтягання такого зразка дає уявлення про зсувні характеристики композиту в площині листа за рахунок повороту волокон, чого неможливо досягти у ізотропному матеріалі. Проводяться вимірювання повздовжніх та поперечних деформацій за допомогою двох тензодатчиків чи екстензометра. За показами знаходиться деформація зсуву. Випробування проводиться до розриву зразка чи досягнення максимальної деформації зсуву.

3. ISO 14126 [146] – визначення границь міцності при стисканні. Стандарт стосується визначення характеристик стиску волоконно-армованих полімерних композитів методом стискання плоских зразків із накладками до руйнування.

4. ISO 13586 [147] – визначення характеристик тріщиностійкості. Даний стандарт передбачає визначення критичного коефіцієнта інтенсивності напружень енергетичним методом. Це здійснюється розтягуванням країв прямокутного зразка з боковою тріщиною чи згинанням зразка типу балка на 2-ох опорах з боковою тріщиною. При цьому заміряється переміщення траверси та записується діаграма руху траверси по навантаженню. Діаграма опрацьовується та знаходяться характеристики тріщиностійкості матеріалу.

Далі зупинимось більш детально на кожному із стандартів.

2.1. Технологія та виготовлення пластинчатих та оболонкових зразків для випробувань

Виготовлення шаруватих полімерних композитних деталей високої якості у штучній кількості з мінімальними затратами, тобто з мінімальною собівартістю одиниці, виконується термовакuumним методом формування. Застосовується реактопластичний полімер Larit L285 із затверджувачем H287 (в'язуче) із в'язкістю суміші 120 мПа·с при 25⁰С та часом життєдіяльності суміші 120 хв при 25⁰С. Використання вказаного полімеру дозволяє усунути термообробку, оскільки полімеризація відбувається при температурі робочого приміщення 25±2⁰С, та усунути обробку тиском, оскільки низька в'язкість полімеру знижує тиск необхідний для його розподілення в процесі формоутворення. Підготовка армуючого матеріалу включає розкроювання на шари згідно креслення деталі (рис. 2.1). Армуючий матеріал це як правило склотканини, вуглетканини, арамідні тканини, базальтові тканини хоча по роду матеріалу чи типу плетення (саржа, полотно, сатин чи взагалі ровінг) для даного способу обмежень немає. Розкроювання слід проводити по шаблону для розкроїв складної форми, або ж просто лінійкою, рулеткою із транспортиром за необхідності. Різання рекомендовано проводити швейними ножицями чи ножом, але звісно можливе і використання автоматизованих розкроювальних столів та установок. Кожен викроєний шар маркується складається та зважується (параметр X, рис. 2.2-2.4) згідно інструкції з експлуатації ваг (передбачається автоматичне тарування ваг).

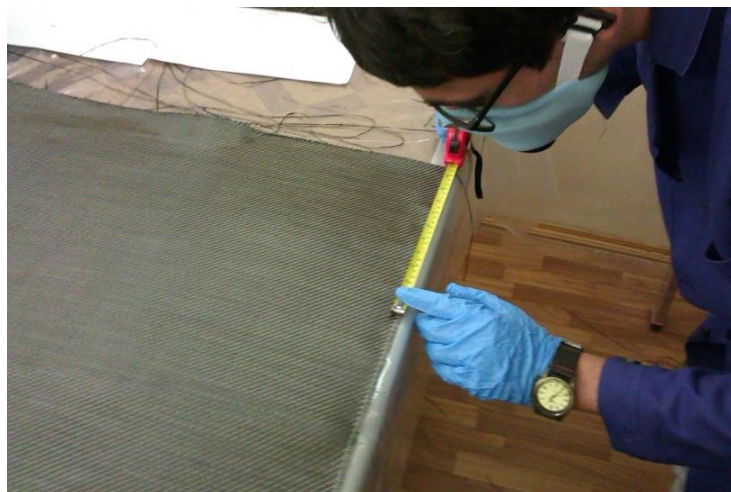


Рис. 2.1 Розкрій матеріалу



Рис. 2.2 Відмарковування шарів



Рис. 2.3 Зважування заготовок

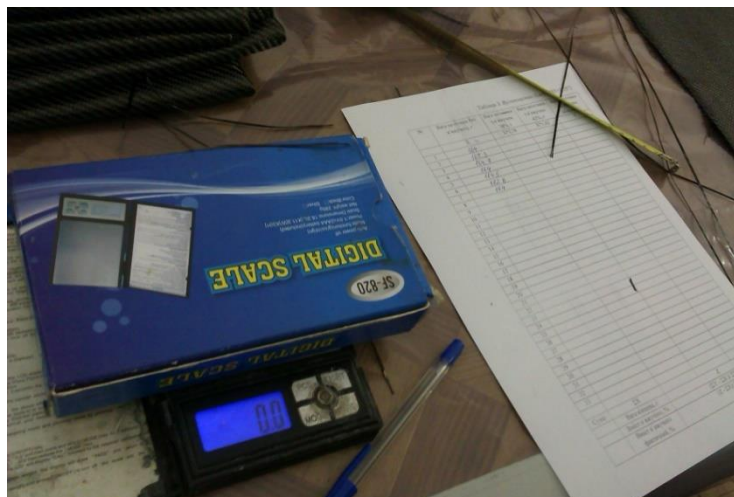


Рис. 2.4 Відомість мас шарів та ваги

Застосовуються ваги з діапазоном вимірювання 0-2000 г та точністю вимірювання 0,1 г. Результати зважування заносяться до відомості мас шарів (таблиця 2.1). Відносно ваги заготовки без в'язучого розраховуються допуски на вагу заго-

товки із в'яжучим – в рамках 38-42%. Результати розрахунку заносяться також у таблицю 1 (решта параметрів у таблиці 1 буде пояснена далі).

В'яжуче перед використанням потребує підготовки. Приготування в'яжучого (рис. 2.5) передбачає зважування компонентів та змішування згідно документації на в'яжуче (100 частин L285 і 40 частин H287 по масі).

Таблиця 2.1 Відомість мас шарів

№ заготовки	Вага заготовки без в'яжучого, г	Вага заготовки з в'яжучим 38%, г	Вага заготовки з в'яжучим 42%, г	Вага заготовки з в'яжучим фактична, г
1	X	$X \cdot 1,38$	$X \cdot 1,42$	Y
2				
3				
...				
Сума:	ΣX			ΣY
	Вага кінцева, г	Z		
	Вміст в'яжучого, %	$(\Sigma Y - \Sigma X) / \Sigma X$		
	Вміст в'яжучого фактичний, %	$(Z - \Sigma X) / \Sigma X$		



Рис. 2.5 Приготування полімеру

Необхідно використовувати в'яжуче придатне для вакуумних технологій для уникнення закипання суміші, оскільки при цьому значно зменшується час життєдіяльності суміші, що практично унеможливує виготовлення деталі, і також при цьому змінюються механічні характеристики полімеру.

Необхідно використовувати посуд для суміші (поліетилен, поліпропілен),

який інертний до нагрітої суміші, а також витримує температуру, яка може виникнути при екзотермічній реакції суміші. Компоненти в'язучого змішуються у кількості (вказано вище) та з допуском (1%) за документацією на матеріал ретельно протягом 10-12 хв.

Спосіб передбачає дегазацію суміші (рис. 2.6), що дозволяє досягти оптимальної пористості пластику, та виготовлення препрегу, що здешевлює процес на ряду з відсутністю необхідності у обладнанні: мінімальним переліком обладнання є вакуумний насос, вакуумна камера для дегазації і вага.

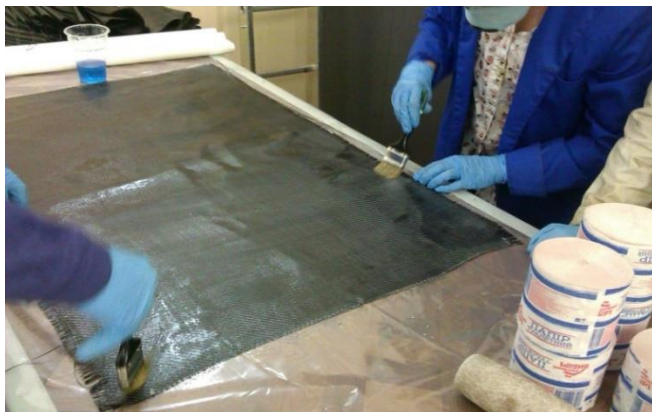


Рис. 2.6 Дегазація суміші

Дегазацію необхідно проводити в вакуумній камері з вікном для спостереження та краном для спускання повітря протягом 10-12 хв при вакуумному тиску 0,9-0,95 бар. У процесі нормальним є утворення піни, кількість піни є різною для різних полімерів. При значному утворенні піни необхідно різко спустити повітря на 0,1-0,15 бар, що зруйнує піну, а далі відновити тиск.

Виготовлення препрегу (рис. 2.7) передбачає нанесення валиком чи кистю суміші на армуючий матеріал з надлишком від розрахованого, відтискання за допомогою абсорбуючого паперу рівномірно розміщеного на кожній заготовці в кілька ітерацій до досягнення оптимального масового вмісту в'язучого відносно армувального матеріалу 38-42%, що контролюється зважуванням. Дегазоване в'язуче наноситься на кожну заготовку армуючого матеріалу кистю чи валиком з витратою, що залежить від товщини матеріалу. Для щільного текстилю необхідно наносити полімер з обох боків. Наносити необхідно з запасом від норми, оскільки полімер повинен просочитися у всі точки текстилю. Далі необхідно рівномірно по

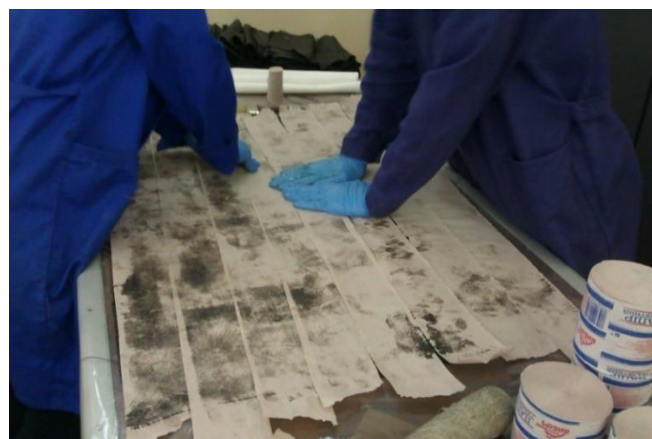
заготовкам розподілити абсорбуючий папір, який за першу ітерацію вбере на себе надлишки, які нерівномірно розподілились по поверхні.



а



б



в

Рис. 2.7 Виготовлення препрегу
а) нанесення в'язучого; *б)* контроль ваги заготовок; *в)* усунення надлишків

За наступні ітерації необхідно притискати валиком абсорбуючий папір до матеріалу з легким притиском, витискаючи надлишки. Характерною точкою завершення процесу забирання надлишків є те, що при притискуванні абсорбуючий

папір не забирає на себе полімер, що при зазначеній в'язкості полімеру приблизно співпадає з оптимальним вмістом полімеру у матеріалі, тобто досягається точка при якій матеріал зв'язує у собі оптимальну кількість полімеру у кожній точці. При необхідності провести відтиск з обох боків. Кінцева вага заготовки з в'язучим заноситься у таблицю 2.1 (параметр Y). Проводиться сумування ваги заготовок із в'язучим та без нього та заноситься у таблицю 2.1.

Форма для виготовлення деталі очищується та знежирюється нефрасом за допомогою серветок. На форму наноситься рідкий розділювач для виготовлення композиційних конструкцій (ПВА спирт «Standard») в три підходи з інтервалом 10-12 хв. При виготовленні оболонок із лейнером чи використанні вставних деталей крок із нанесенням розділювача пропускається. Рекомендовано місця контакту в'язучого та вставних деталей (лейнера) зачистити перед знежиренням наждачним папером.

Укладення шарів препрегу на форму проводиться згідно визначеного у кресленні порядку (рис. 2.8). Викладення підготовлених заготовок не викличе труднощів з огляду на помірну липкість препрегу, що дозволить витримати напрямки волокон та усунути необхідність використання фіксаторів. При виникненні труднощів при укладанні першого шару на форму необхідно нанести на форму тонкий шар в'язучого. У випадку із оболонками викладення препрегу передбачає його намотування на форму із помірним натягом. Поверх викладеного шару препрегу необхідно викласти шар розділювача із низькоенергетичного полімеру (поліетилен, фторопласт). Його призначенням є утворення глянцевої текстури на деталі, а також усунення приклеювання деталі до допоміжних матеріалів. Укласти плівку необхідно, так щоб у всіх точках вона прилягала до препрегу і максимально необхідно усунути шви на плівці у зоні деталі. У випадку оболонок смуги із плівки шириною 20-40 мм намотуються із перекриттям на форму із препрегом з притиском уникаючи утворенням рубців препрегу. Поверх плівки викладається дренажний шар, який слугує для розподілення вакууму по поверхні деталі. Дренажний матеріал повинен добре зминатись для ідеального повторення контуру деталі, бути жорстким при стисканні у площині листа і мати пористу текстуру для прохо-

дження повітря. Як правило під цю категорію підпадають тканини різного роду. Можливе застосування одного чи кількох шарів дренажу. Головною умовою є якісне розподілення вакууму по деталі, що можна побачити по натягу рубців вакуумної плівки.



а



б

Рис. 2.8 Викладення препрегу
а) викладення на форму; б) прикочування шарів

Розподіляти дренаж необхідно з запасом від контуру деталі та розділювальної плівки для видалення повітря з-під плівки. Дренаж на кінці повинен у кілька шарів обгортати кінець вакуумної трубки для надійної подачі вакууму. У випадку оболонок дренажний шар (смуги шириною 20-40 мм) аналогічно намотується по-верх розділювальної плівки.

Вакуумний мішок складається із вакуумної плівки, вакуумної трубки та герметика (рис. 2.9). Вакуумна плівка є спеціалізованим матеріалом для технологій з композитними матеріалами, оскільки лише така плівка забезпечує необхідну міцність та еластичність, адже у деяких місцях може виникнути натяг плівки, що

приведе до розриву, або до втрати герметичності через кілька годин під вакуумом.



Рис. 2.9 Виготовлення вакуумного мішка

Також використовується спеціалізована гермострічка, яка має оптимальну липкість, пластичність та товщину, що дозволяє при помилці від'єднати герметик від плівки, усунути протікання простим притискуванням за рахунок пластичності і, відповідно, заповнення пор герметиком. Також даний герметик не потребує часу на набуття робочої форми. Герметик наноситься поступовим накладуванням по контуру розкритої вакуумної плівки. Плівка повинна мати запас від лінії дренажного шару. У доцільному місці герметиком до шва герметика приєднується вакуумна трубка. Вакуумна трубка не повинна заходити на зону деталі, тому що вона залишить на деталі слід. Місце на формі під герметик повинне бути вільне від розділювача, але чисте та знежирене. Вакуумний мішок повинен вільно покривати всю деталь без натягу, дозволяється утворення складок. Необхідно якнайвільніше розмістити вакуумний мішок, щоб складки, котрі утворюються при вакуумуванні мішка, не закусили розділювальний шар, тому що при цьому у складку затече полімер і утвориться складка на деталі. Далі фіксується герметик на вакуумному мішку до форми поступовим накладуванням та притиском. Протягом усього процесу необхідно слідкувати, щоб під герметик не потрапили сторонні предмети, такі як волокна, плівка для досягнення високої герметичності.

Перевірку герметичності (рис. 2.10) необхідно проводити спершу відкачавши

повітря до вакуумного тиску 0,97 бар і у процесі усуваючи негерметичності, що виявляються на слух. Після досягнення цього тиску мішок відключають від вакуумної лінії на 10 хв перекривши вакуумну трубку краном чи затискачем. Через 10хв падіння тиску у мішку не повинно перевищувати 30 мбар. У іншому ж випадку необхідно усунути негерметичність та повторити тест.



Рис. 2.10 Перевірка герметичності вакуумного мішка

Полімеризація проводиться під вакуумним тиском 0,85-0,99 бар при температурі 21-25⁰С протягом часу зазначеного в документації на в'яжуче (у даному випадку 24 год). Також можливо проводити полімеризацію в термошафі чи автоклаві при температурі полімеризації, що рекомендується у документації на в'яжуче.

Після повного завершення полімеризації деталь звільняється від вакуумного мішка та додаткових шарів розрізанням ножем та виймається. Деталь зважується і результат заноситься до таблиці 1 (параметр Z). За формулами у таблиці 2.1 розраховується вміст в'яжучого за даними по вазі заготовок («вміст в'яжучого») та фактичний вміст в'яжучого. Фактичний вміст в'яжучого повинен бути в рамках 38-42%.

Посттермообробка проводиться за документацією на в'яжуче, тобто проводиться у термошафі за відповідним режимом або ж просто деталь витримується 7-14 днів при температурі 21-25⁰С (як було зроблено у даній роботі).

Для кращого розуміння послідовності викладання шарів використовуваних матеріалів для пластин та оболонок використано схеми на рис. 2.11.

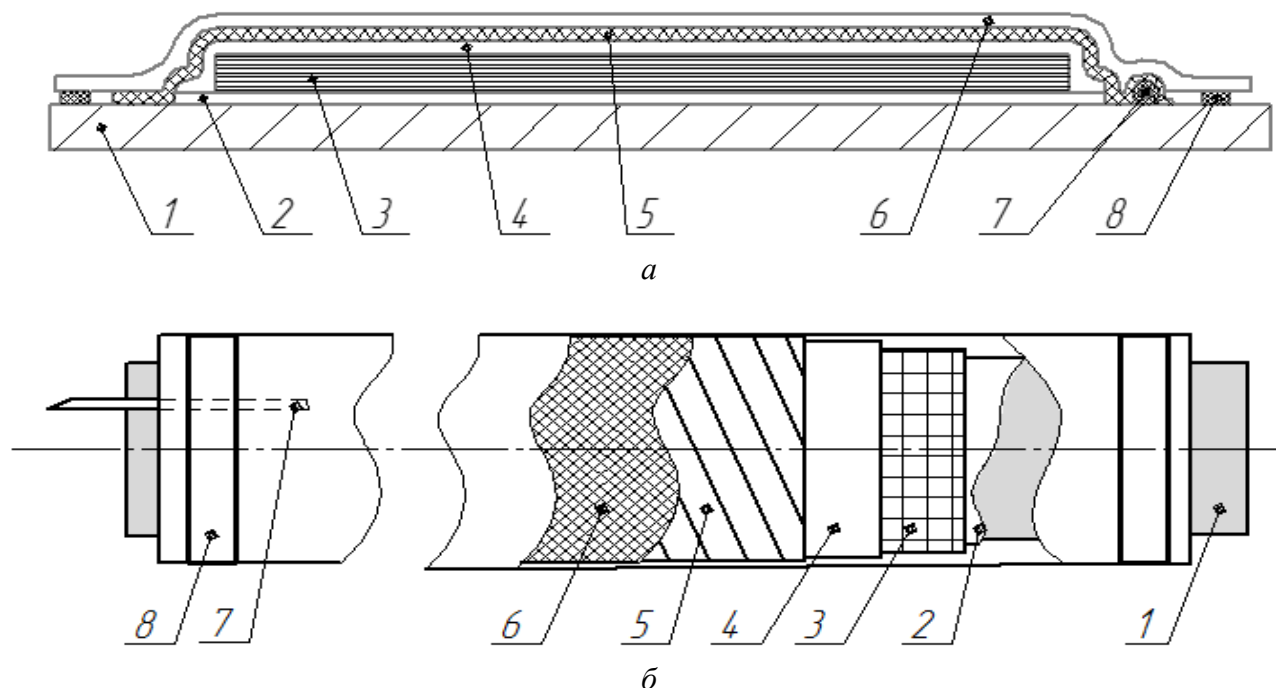


Рис. 2.11 Викладений пакет у вакуумному мішку

а) плоска деталь; б) оболонкова деталь

1 – форма; 2,4 – розділювальна плівка; 3 – препрег; 5 – дренажний шар;
6 – вакуумна плівка; 7 – вакуумна трубка; 8 – герметик

Вище описана технологія є основною для даної роботи. Однак у роботі використано також термопластичні композиційні пластинчаті зразки. Деякі кроки при виготовленні таких зразків будуть відмінними від вище наведених. Опишемо послідовно відмінності. Для виготовлення термопластичного композиту використовується комбінована тканина із термопластичними та армуючими волокнами. Це означає, що в'яжуче уже знаходиться в тканині у необхідній кількості. Тобто після розкроювання тканини одразу проводиться підготовка форми та викладення шарів. Підготовка форми та подальші процедури викладення тканини, розміщення розділювальної плівки, дренажного шару та формування вакуумного мішка з перевіркою його герметичності проводяться аналогічно до вище наведеного, але вибір використовуваних матеріалів потрібно виконувати з огляду на максимальну температуру експлуатації, котра має бути вищою за температуру полімеризації (у даній роботі 205°C). Полімеризація проводиться під надлишковим тиском та підвищеною температурою в автоклаві протягом 2-6 год (у даній роботі 205°C , 2 бар,

під вакуумним тиском, протягом 4 год). Посттермообробка для термопластичних матеріалів зазвичай не проводиться.

Із готових композиційних пластин та оболонок вирізаються зразки за різними технологіями. Різання проводиться за геометрією зразків, що залежить від типу випробувань, що буде розглянуто у наступних розділах. Розрізання оболонкових зразків передбачає розпилювання дисковою пилкою «Einheit» перпендикулярно до вісі оболонки. Необхідно відрізати припуск 20 мм від краю заготовки з кожного боку. Вирізання пластинчатих зразків із реактопластичного композиту проводиться фрезеруванням. Вирізання пластинчатих зразків із термопластичного композиту проводиться водоструменевою абразивною обробкою. Фрезерування та водоструменева обробка проводились на замовлення.

Ряд зразків передбачає виготовлення та приклеювання накладок (тип зразків та геометрія накладок будуть наведені у наступному розділі). Накладки виготовляються шляхом фрезерування листа склопластику КАСТ товщиною 2 мм, котрий є придбаний. Поверхні накладок та зразків, котрі йдуть під склеювання, зачищаються наждачним папером та знежирюються нефрасом. Для склеювання використовується епоксидний клей швидкої полімеризації «QuickCure5». Клей розмішується у пропорції 1:1 у чистій поліетиленовій склянці. Розмішений клей наноситься рівномірним шаром на поверхні, котрі йдуть під склеювання, шпателем відповідного розміру. Деталі суміщаються вказаними поверхнями між собою із легким притиском. Суміщені деталі злипаються між собою та залишаються на робочому місці до завершення полімеризації. Полімеризація проходить за 30 хв. Випробування можна проводити через 24 год після завершення полімеризації.

Отримані зразки кліматизуються в лабораторії при кімнатній температурі протягом 24 год. Після чого можна проводити випробування.

2.2. Визначення границі міцності та модуля пружності композитів при розтяганні за стандартом ISO 527-4

За цим стандартом визначаються наступні характеристики: границя міцності, гранична деформація, руйнівна міцність, руйнівна деформація, модуль пружності при розтяганні (модуль Юнга першого роду), коефіцієнт Пуассона. У випадку ор-

тотропного композиту зазвичай проводять випробування у двох напрямках (x, y) в площині листа. У даній роботі проводиться визначення наступних необхідних для подальших розрахунків параметрів: границя міцності, модуль пружності та коефіцієнт Пуассона у двох напрямках (x, y) в площині листа.

Для випробувань застосовуються 3 типи зразків: лопатковий (не використовується для мультиспрямованих та односпрямованих композитів), смуга з накладками для утворення лопаткової форми при вигляді збоку, смуга без накладок. Товщини зразків знаходяться в межах 2-10 мм, а ширина щонайменше 25 мм для 2-ого та 3-ого типу і 10 мм для 1-ого типу. На одну дослідну точку повинно бути випробувано щонайменше 5 зразків. У даній роботі використано лопатковидний зразок товщиною 2 мм (9 шарів армуючої тканини), розміри якого наведені на рис. 2.12.

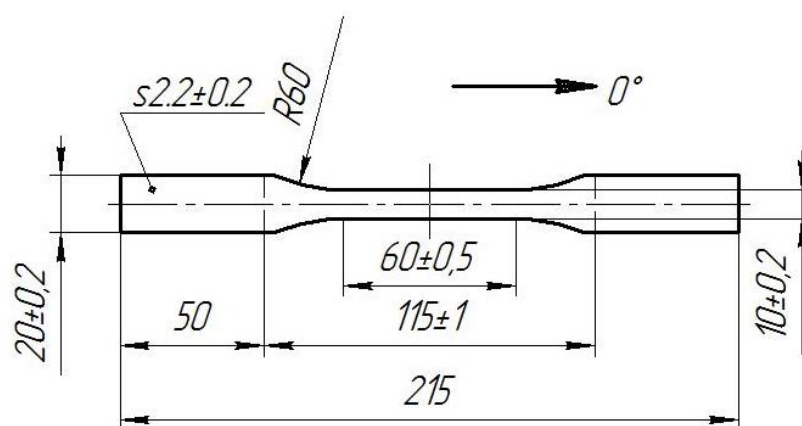


Рис. 2.12 Лопатковидний зразок для випробувань на розтяг за стандартом ISO 527-4

Для проведення вимірів по центру зразка з одного боку приклеюється по одному тензодатчику в повздовжньому та поперечному напрямі за допомогою цеакринового клею. Застосовано тензодатчики П1-200 М: номінальний опір 200 Ом, база 5 мм, клас точності Б, вивідний, максимальна відносна деформація 0,003, коефіцієнт тензочутливості 2,15, температурний діапазон вимірювань - 70:200°C. Для вимірювання ширини та товщини зразків використано електронний штангенциркуль з точністю вимірювань 0,02 мм та діапазоном вимірювання 150 мм. Виміри проведено у робочій зоні у трьох віддалених точках: початок, середина та кінець шийки лопатки.

Зразок вставляється у захвати механічної випробувальної машини Neckert

FP-10 і монотонно навантажується на розтягання (рис. 2.13). Налаштування машини: діапазон навантаження 10 кН, швидкість переміщення траверси 2 мм/хв., точність вимірювання навантаження 50 Н. Вимірювання деформацій проводилось за допомогою тензодатчиків. Додатково на пластину довільного розміру із аналогічного матеріалу (до того з якого виготовлені зразки) приклеюються два тензодатчики – компенсаційні тензодатчики. До усіх тензодатчиків припаюється шлейф, котрий підключається до балансувальної коробки. В балансувальній коробці знаходиться міст Уїтстона з можливістю регулювання балансу. Балансувальна коробка є частиною тензометричної станції (рис. 2.13), яка записує сигнал від тензодатчиків та навантаження від машини і будує графік деформування зразка (напруження від відносної деформації).

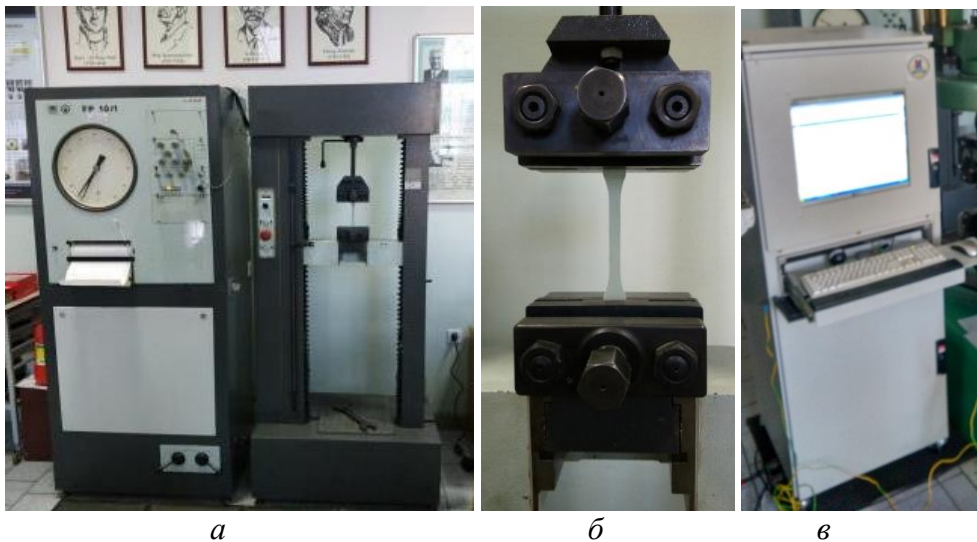


Рис. 2.13 Зразок вставлений в захвати (б) випробувальної установки FP-10 (а) із тензометричною станцією (в)

Сигнал від тензодатчиків через міст Уїтстона передається на підсилювачі з яких через АЦП (аналого-цифровий перетворювач) потрапляє у комп'ютер, де за калібрувальними даними знаходяться величини навантажень та деформацій, по яким будується діаграма деформацій з використанням програми Matlab. Навантаження проводиться до руйнування зразка.

Границя міцності матеріалу σ_B визначається з максимального навантаження, отриманого при руйнуванні F_{max} .

$$\sigma_B = \frac{F_{max}}{A}, \quad (2.1)$$

де A – середня площа поперечного перерізу, мм². Модуль пружності при розтяганні і коефіцієнт Пуассона може бути визначений за діаграмою деформацій. Модуль Юнга E визначається за двома точками із значеннями відносних деформацій $\varepsilon_1=0,0005$ та $\varepsilon_2=0,0025$ та за відповідними значеннями напружень σ_1 і σ_2 у цих точках:

$$E = \frac{\sigma_2 - \sigma_1}{\varepsilon_2 - \varepsilon_1}. \quad (2.2)$$

Для визначення коефіцієнта Пуассона μ_n використовуються два датчики деформацій: повздовжній ε та поперечний ε_n . І знаходиться відношення їх показань відносних деформацій в точці $\varepsilon = 0,0025$:

$$\mu_n = -\frac{\varepsilon_n}{\varepsilon}, \quad (2.3)$$

де індекс n набуває значень b (ширина) чи h (товщина) залежно від вибраного напрямку нормалі для виміру коефіцієнта Пуассона.

При необхідності проведення випробувань при підвищених чи знижених температурах використовується кожух, який вставляється між захватами машини та створює замкнутий простір з усіх сторін зразка. В порожнину кожуха засипається холодильний агент (лід, сухий лід) чи подається нагріте до необхідної температури повітря. Температура контролюється за допомогою термопари типу К та термометра. Таким способом можна забезпечити точність температури зразка $\pm 5^{\circ}\text{C}$ в діапазоні $-20:100^{\circ}\text{C}$. Решта процедур випробування при цьому залишаються незмінними. Після закінчення серії випробувань формується звіт-таблиця із зазначенням результатів, розрахованих величин та статистичних даних по відповідним вибіркам.

2.3. Визначення границі міцності та модуля зсуву композитів за стандартом ISO 14129

За цим стандартом визначаються наступні характеристики: границя міцності, гранична деформація, руйнівна міцність, руйнівна деформація, модуль пружності (модуль Юнга другого роду) при зсуві. Випробування зазвичай проводять лише в площині листа з одною орієнтацією зразка. У даній роботі проводиться визначен-

ня наступних необхідних для подальших розрахунків параметрів: границя міцності, модуль пружності при зсуві.

Для випробувань використовуються два типи зразків: смуга та смуга із накладками. Обов'язковою вимогою є наявність 16-и армуючих шарів у матеріалі та їх орієнтація $\pm 45^{\circ}$ відносно вісі зразка. На одну дослідну точку повинно бути випробувано щонайменше 5 зразків. У даній роботі використано зразок типу смуга товщиною 4 мм (16 шарів армуючої тканини), розміри якого наведені на рис. 2.14.

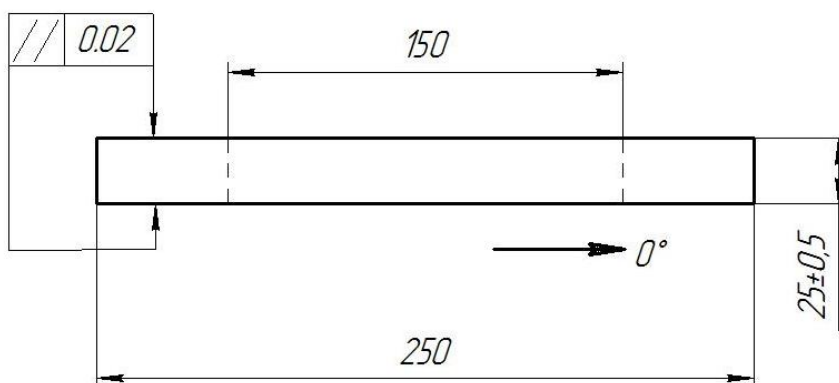


Рис. 2.14 Зразок для випробувань на розтяг за стандартом ISO 14129

Для проведення вимірів по центру зразка з одного боку приклеюється по одному тензодатчику в повздовжньому та поперечному напрямі за допомогою цеакринового клею. Застосовано тензодатчики П1-200 М. Для вимірювання ширини та товщини зразків використано електронний штангенциркуль з точністю вимірювань 0,02 мм та діапазоном вимірювання 150 мм. Виміри проведено у робочій зоні у трьох віддалених точках: початок, середина та кінець. Випробування проводяться на випробувальній машині FP-10 на тих же налаштуваннях у тій же послідовності. Запис діаграм деформування проводиться аналогічно.

Границя міцності матеріалу τ_B при зсуві визначається з максимального навантаження, отриманого при руйнуванні F_{max} чи при досягненні зсувної деформації 0,05:

$$\tau_B = \frac{F_{max}}{2A}, \quad (2.4)$$

де A – середня площа поперечного перерізу, мм^2 . Зсувна деформація γ визначається як різниця повздовжньої ϵ та поперечної ϵ_{\perp} деформацій:

$$\gamma = \epsilon - \epsilon_{\perp}. \quad (2.5)$$

Модуль пружності G може бути визначений за діаграмою деформацій. Модуль зсуву визначається за двома точками із значеннями відносних деформацій $\gamma_1=0,001$ та $\gamma_2=0,005$ та за відповідними значеннями напружень τ_1 і τ_2 у цих точках:

$$G = \frac{\tau_2 - \tau_1}{\gamma_2 - \gamma_1}. \quad (2.6)$$

Випробування із температурою проводяться аналогічно випробуванням по стандарту ISO 527-4.

Після закінчення серії випробувань формується звіт-таблиця із зазначенням результатів, розрахованих величин та статистичних даних по відповідним вибіркам.

2.4. Визначення границі міцності композитів при стисканні за стандартом ISO 14126

За цим стандартом визначаються наступні характеристики: границя міцності, руйнівна міцність. У випадку ортотропного композиту зазвичай проводять випробування у двох напрямках (x , y) в площині листа. У даній роботі проводиться визначення наступних необхідних для подальших розрахунків параметрів: границя міцності у двох напрямках (x , y) в площині листа. Для випробувань застосовується тип зразка смуга з накладками. Товщина зразка знаходяться в межах 2-10 мм, а ширина 10 мм. На одну дослідну точку повинно бути випробувано щонайменше 5 зразків. У даній роботі використано зразок товщиною 2 мм (9 шарів армуючої тканини), розміри якого наведені на рис. 2.15. Для вимірювання ширини та товщини зразків використано електронний штангенциркуль з точністю вимірювань 0,02 мм та діапазоном вимірювання 150 мм. Виміри проведено у робочій зоні у трьох віддалених точках: початок, середина та кінець. Зразок вставляється у пристосування для випробування на стиск (рис. 2.16). Пристосування із зразком поміщається між дисками механічної випробувальної машини Heckert FP-10 і монотонно навантажується на стиск (рис. 2.16). Налаштування машини: діапазон навантаження 10 кН, швидкість переміщення траверси 1 мм/хв., точність вимірювання навантаження 50 Н. Вимірювання деформацій у даних випробуваннях не передба-

чене. Температурні випробування проводяться аналогічно вище зазначеним. Границя міцності матеріалу σ_B визначається з максимального навантаження, отриманого при руйнуванні F_{max} .

$$\sigma_B = \frac{F_{max}}{A}, \quad (2.7)$$

де A – середня площа поперечного перерізу, мм^2 .

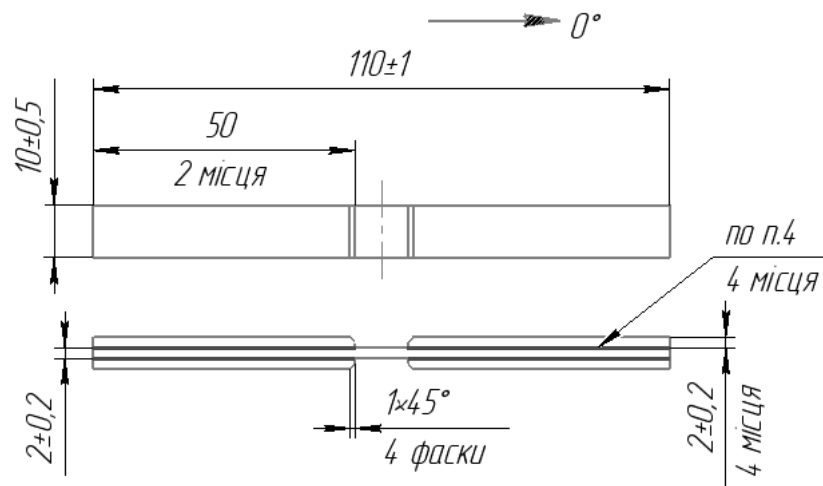


Рис. 2.15 Зразок для випробувань на стиск за стандартом ISO 14126



Рис. 2.16 Пристосування із зразком у випробувальній установці FP-10

Після закінчення серії випробувань формується звіт-таблиця із зазначенням результатів, розрахованих величин та статистичних даних по відповідним вибіркам.

2.5. Визначення характеристик тріщиностійкості композитів при згинанні за стандартом ISO 13586

За цим стандартом визначаються наступні характеристики: критичний коефіцієнт інтенсивності напружень (КІН), швидкість вивільнення енергії (J-інтеграл). У випадку ортотропного композиту зазвичай проводять випробування у двох напрямках (x, y) в площині листа. У даній роботі проводиться визначення наступних необхідних для подальших розрахунків параметрів: критичний коефіцієнт інтенсивності напружень, швидкість вивільнення енергії у двох напрямках (x, y) в площині листа.

Для випробувань використовуються два типи зразків: для випробувань при 3-ох точковому згині і для випробувань при розтяганні. Товщина зразка знаходяться в межах 10-50 мм, решта розмірів розраховуються відносно товщини. На одну дослідну точку повинно бути випробувано щонайменше 5 зразків. У даній роботі використано зразок для випробувань при 3-ох точковому згині товщиною 10мм (43 шари армуючої тканини), розміри якого наведені на рис. 2.17.

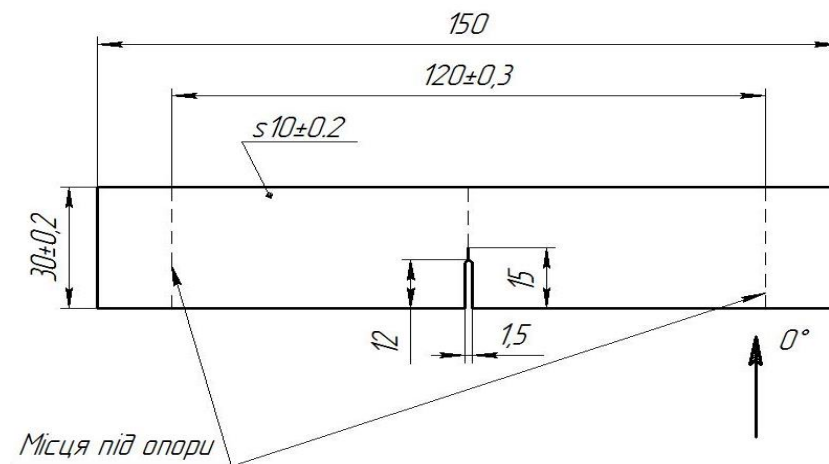


Рис. 2.17 Зразок для випробувань на 3-ох точковий згин за стандартом ISO 13586

За вимогами стандарту основна довжина бокової тріщини виконується машинною обробкою (у даному випадку фрезеруванням). Вершина тріщини виконується додатковою обробкою лезом. Додатково для калібрування використовується зразок без нанесеної тріщини. Для вимірювання розмірів зразків використано електронний штангенциркуль з точністю вимірювань 0,02 мм та діапазоном вимірювання 150 мм. Виміри проведено у трьох віддалених точках: початок, середина та

кінець кожного габариту. Вимірювання розміру тріщини проводилось з обох боків зразка 5 разів.

Випробування проводились на механічній випробувальній машині FP-10 з наступними налаштуваннями: діапазон навантаження 10 кН, точність вимірювання навантаження 50 Н, швидкість переміщення траверси 10 мм/хв., масштаб діаграми 10:1. Для випробувань використовувалось устаткування машини для випробувань на 3-ох точковий згин (рис. 2.18).



Рис. 2.18 Випробувальна машина FP-10 із устаткуванням для випробувань на 3-ох точковий згин

Зразок розміщується по центру роликів радіусом 10 мм симетрично відносно вісі навантаження і монотонно навантажується до руйнування (до падіння навантаження). Спочатку проводиться випробування калібрувального зразка без тріщини, далі проводяться аналогічно випробування зразків із тріщиною. Окремий калібрувальний зразок є необхідним для випробувань у кожному напрямі композиту. В процесі випробування проводиться запис діаграми деформування (переміщення траверси – навантаження) за допомогою барабану машини.

Для знаходження характеристик тріщиностійкості необхідно провести обробку діаграми деформування і провести розрахунки. Типову діаграму деформування із необхідними добудовами наведено на рис. 2.19. Деформація зразка із тріщи-

ною включає в себе пружне деформування матеріалу при згинанні. Щоб визначити енергію руйнування необхідно від деформації зразка з тріщиною відняти деформацію зразка без тріщини (калібрувального зразка).

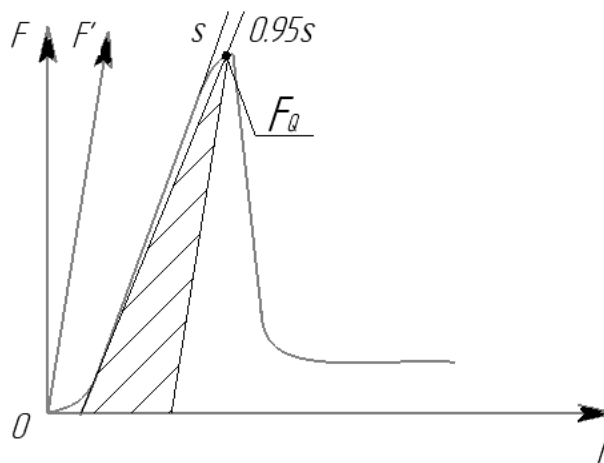


Рис. 2.19 Типова діаграма деформування зразка із добудовами для розрахунків при випробуваннях на визначення характеристик тріщиностійкості

Для цього вісь ординат F (навантаження) на діаграмі суміщається із лінією деформування калібрувального зразка, яка є зазвичай лінійною – отримуємо вісь F' відносно якої будуть проводитись подальші розрахунки. При початку навантаження може виникнути нелінійне деформування зразка – це зазвичай не враховується. Для усунення впливу пластичних деформацій при руйнуванні розрахунки ведуться відносно навантаження F_Q , а не відносно максимального. Навантаження F_Q визначається на перетині діаграми деформування та лінії $0,95s$ (при наявності пластичних деформацій). Лінія $0,95s$ є відхиленою на 5% від лінії s , яка проводиться через прямолінійну ділянку деформування зразка. З точки F_Q проводиться лінія паралельна F' до вісі деформацій l . Таким чином утворений трикутник (рис. 2.19) описує енергію руйнування зразка. Площа трикутника буде енергією W_b .

Швидкість вивільнення енергії G_{1c} та критичний КІН K_{1c} знаходяться за наступними формулами:

$$G_{1c} = \frac{W_b}{hw\varphi\left(\frac{a}{w}\right)} ; \quad (2.8)$$

$$K_{1c} = f\left(\frac{a}{w}\right) \frac{F_Q}{h\sqrt{w}}, \quad (2.9)$$

де h – висота зразка, w – ширина зразка, a – довжина тріщини, φ , f – табличні ко-

ефіцієнти. Знайдені критерії проходять подальшу перевірку за критеріями розміру пластичної зони та жорсткості, котрі розраховуються за вказівками стандарту. Значення характеристик тріщиностійкості та параметрів перевірки включаються у звіт-таблицю за якими утворюється статистика та знаходяться результативні значення G_{Ic} та K_{Ic} .

Температурні випробування проводяться аналогічно до того як описано у методиці стандарту ISO 527-4.

Висновки по розділу 2

Описаними вище способами було виготовлено та випробувано ряд зразків та визначено механічні характеристики для епоксидних склопластику та вуглепластику, що наведені в таблиці 2.2.

1. В якості термопластичного склопластику було використано матеріал відомий під назвою TWINTEX [148], який є прошитою двоспрямованою склотканиною із поліпропіленовими волокнами. Дані механічних характеристик цього матеріалу отримані від Дрезденського технічного університету [149] наведені в таблиці 2.2. Масовий вміст матриці складає 36%.

Таблиця 2.2 Механічні характеристики використовуваних матеріалів

Характеристика	Стандарт	Одиниці	Склопластик	Вуглепластик	Twintex
Модуль пружності в напрямі волокон основи E_1	ISO 527-4	ГПа	23,2	61	23
Модуль пружності в напрямі волокон утка E_2		ГПа	23,5	61	23.5
Коефіцієнт Пуасона в площині листа ν_{12}		-	0.174	0,05	0,13
Модуль зсуву в площині листа G_{12}	ISO 14129	ГПа	6.87	4,37	1,99
Границя міцності на розтяг в напрямі волокон основи σ_{B1}^+	ISO 527-4	МПа	251	609	433
Границя міцності на розтяг в напрямі волокон утка σ_{B2}^+		МПа	397	609	484
Границя міцності на зсув в площині листа τ_{B12}	ISO 14129	МПа	58	88	92

Характеристика	Стандарт	Одиниці	Склопластик	Вуглепластик	Twintex
Границя міцності на стиск в напрямі волокон основи σ_{B1}	ISO 14126	МПа	172	439	208
Границя міцності на стиск в напрямі волокон утка σ_{B2}		МПа	202	439	208
Масова густина ρ	-	кг/м ³	1748	1415	1840
Критичний КІН в напрямі волокон основи K_{1c1}	ISO 13586	МПа мм ^{1/2}	617	1137	829
Критичний КІН в напрямі волокон утка K_{1c2}		МПа мм ^{1/2}	987	1076	746
Швидкість вивільнення енергії в напрямі волокон основи J_{1c1}		кДж/м ²	21,6	46,6	54,7
Швидкість вивільнення енергії в напрямі волокон утка J_{1c2}		кДж/м ²	42,4	42	53,4

2. Епоксидний склопластик є композитом утвореним поєднанням епоксидного в'язучого Larit L285 із затверджувачем H287 та склотканини AirGlass 220 twill 2×2. Епоксидний вуглепластик є поєднанням того ж в'язучого та вуглетканини twill 2×2 на основі пряжі T300 3K. Масовий вміст матриці для епоксидного склопластику складає 40%, для епоксидного вуглепластику – 42%. Масові вмісти матриці потрапляють у допуски відповідних технологій.

Досліджувані матеріали відносяться до одної групи полімерних текстильно-підсилених композитів, але в рамках групи розділяються за типом матриці та волокон, як показано вище. Отримані дані узгоджуються із літературними [150-152], що підтверджує результати. Таким чином отримано опорні дані для подальших досліджень та розрахунків.

РОЗДІЛ 3 ВПЛИВ РОБОЧОГО СЕРЕДОВИЩА ТА ТЕМПЕРАТУРИ НА МЕХАНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Елементи конструкції планеру слугують основою для монтажу різних агрегатів, зокрема для агрегатів паливної та гідравлічної систем. В процесі експлуатації можуть виникати протікання у з'єднаннях, що може призвести до невеликих скупчень гідравлічної рідини чи палива на композиційних елементах. Зважаючи на велику кількість важкодоступних місць у літаку ймовірним є несвоєчасне виявлення таких скупчень і відповідно рідина діятиме на матеріал протягом часу між кількома технічними обслуговуваннями. З іншого боку панелі обшивки мають постійний контакт із зовнішнім середовищем, в якому присутня волога, з часом у стільникових панелях накопичується вода, котру необхідно видаляти у процесі ремонту. Накопичення рідини мають значний вплив на механічні характеристики пластиків і знижують границю міцності та модуль пружності після певного часу впливу [153-155]. Викликаний ефект може мати незворотний характер [156] та створити пошкоджену зону у деталі, яка знизить її навантажувальну здатність. Літак та його агрегати, котрі розташовані поза гермо зоною, знаходяться під впливом температурних полів, які залежать від висоти польоту, пори року, місця експлуатації, впливу сусідніх агрегатів та ін.. Високі та низькі температури мають суттєвий вплив на механічні характеристики композитів та знижують їх [157, 158].

3.1. Адсорбування рідин полімерними композиційними матеріалами

Деградація характеристик пластику у будь-якому разі починається із впливу причинного фактора. У даному випадку цим фактором буде рідина, яка потрапляє на поверхню деталі. Рідина адсорбується поверхнею пластику, проникає в матеріал та спричиняє ряд явищ, котрі викликать зменшення експлуатаційних властивостей деталі. Явище адсорбції рідини різними композитами є добре дослідженим [159-161]. Так досліджено розподілення та вміст вологи залежно від часу в односпрямованих однорідних вуглепластиках, що витримувались у воді в діапа-

зоні температур 300-425 К [159]. Показано, що ключовим фактором є процес дифузії води у матеріал. У роботі [161] проведено дослідження деградації плетених композитів у гарячій воді. Після витримки у воді визначалась зміна ваги, а потім зміна механічних властивостей шляхом випробування на розтягування. Показано, що деградація плетених композитів тісно пов'язана з властивостями інтерфейсу волокна-матриця. Деградація інтерфейсу навколо пучка волокон погіршує механічні властивості плетених композитів. Проте деградація інтерфейсу всередині волоконного пакета мало вплинула на механічні властивості композиту. Досліджувалась адсорбція киплячої води односпрямованим епоксидним склопластиком [162]. Виявлено незворотну деградацію характеристик пластику при температурах близьких до точки кипіння води. Досліджено ефект поглинання рідини (вода, Skydrol, паливо та дихлорметан) у поєднанні із пошкодженням від удару та свердлінням на арамідних та вуглецевих епоксидних композитах [163]. Статична та втомна складові поведінки зразків визначались після вказаної обробки. Виявлено залежність адсорбції від коефіцієнту дифузії рідини в матеріал та спостерігалась деградація механічних характеристик композитів. Вивчено поглинання вологи та гігротермічне старіння склопластику та його клеєного шва [164]. Дослідження проведено у діапазоні температур 20-40⁰С та вологості 50-96%. Застосовано аналітичні моделі, що базуються на одновимірній та тривимірній теоріях дифузії. Спостерігається релаксація характеристик клеєного шва. Загалом опис процесу адсорбції рідин у полімерні композити ґрунтується на законі Фіка у варіантах класичної однофазної дифузії та моделі Ленгмюра двофазного типу [165]. В розглянутих роботах увага зосереджувалась на витримці матеріалу у концентрованій рідині. Витримка матеріалу в умовах підвищеної вологості та температури, наприклад в умовах тропічного клімату, призводить до схожих наслідків по механічним характеристикам матеріалу [160, 166-168].

У авіації не багато рідин можуть потрапити на поверхню деталі, оскільки більшу частину всіх рідин складає паливо та гідравлічна рідина. Навколишнє середовище чинитиме вплив у вигляді дощу, а дощ є водою із солями, що можна представити у вигляді морської води. Паливом зазвичай слугує керосин. Гідравлі-

чна рідина у переважній кількості це керосин із мінеральними домішками. Зараз використовуються також і синтетичні рідини, але вони поєднуються лише із титановими сплавами та нержавіючими сталями. Логічним буде виключити синтетичні рідини із розгляду і розглянути гідравлічну рідину, яка також включить у себе дію палива. Розглянемо найгірший випадок, коли дощова вода (прийнято, як морська вода) накопичується у стільникових панелях обшивки, а гідравлічна рідина збирається у калюжу на деталях внаслідок протікання. Таким чином рідини присутні у 100%-ій концентрації на матеріалі протягом тривалого періоду часу. Оберемо мінеральну гідравлічну рідину АМГ10 та воду із 3,5% солі за ISO 15314.

Першим кроком було визначити кількість рідини, яку абсорбують типові пластики (склопластик, вуглепластик, епоксидний і термопластичний) протягом значного проміжку часу. Таким чином було взято по 100 г епоксидного склопластику, епоксидного вуглепластику та поліпропіленового склопластику, які були занурені у АМГ10 та морську воду на 910 год. Кожні 85 год проводились зважування і було визначено приріст маси, що відповідає кількості адсорбованої рідини. Використовувались цифрові ваги із діапазоном вимірювання 0-2000 г та точністю вимірювань 0,1 г. Результати представлені на рис. 3.1. Ці дані, які досить добре співпадають з [169] дозволяють стверджувати, що відбувається саме процес адсорбції (поглинання поверхнею матеріалу), а не абсорбції (поглинання всім об'ємом) і який можна описати формулою (3.1) [169]:

$$m = m_{\text{H}}(1 - e^{-kt}). \quad (3.1)$$

Результати (рис. 3.1) представлені на одиницю площі адсорбції та відносно початкової маси зразка можна описати формулою (8):

$$M_S = \frac{m}{m_0 S} = \frac{m_{\text{H}}}{m_0 S} (1 - e^{-kt}). \quad (3.2)$$

У формулах (3.1), (3.2) M_S – відносний приріст маси на одиницю площі у m^{-2} , m – поточна маса, m_{H} – максимальна маса при досягненні стану насичення матеріалу рідиною, m_0 – початкова маса, k – коефіцієнт швидкості адсорбції, що визначається за результатами експерименту, t – час, S – площа по якій відбувається адсорбція. За формулою (3.2) було розраховано теоретичні криві адсорбції пластиків,

використовуючи знайдені за експериментом сталі процесу, що представлені в таблиці 3.1.

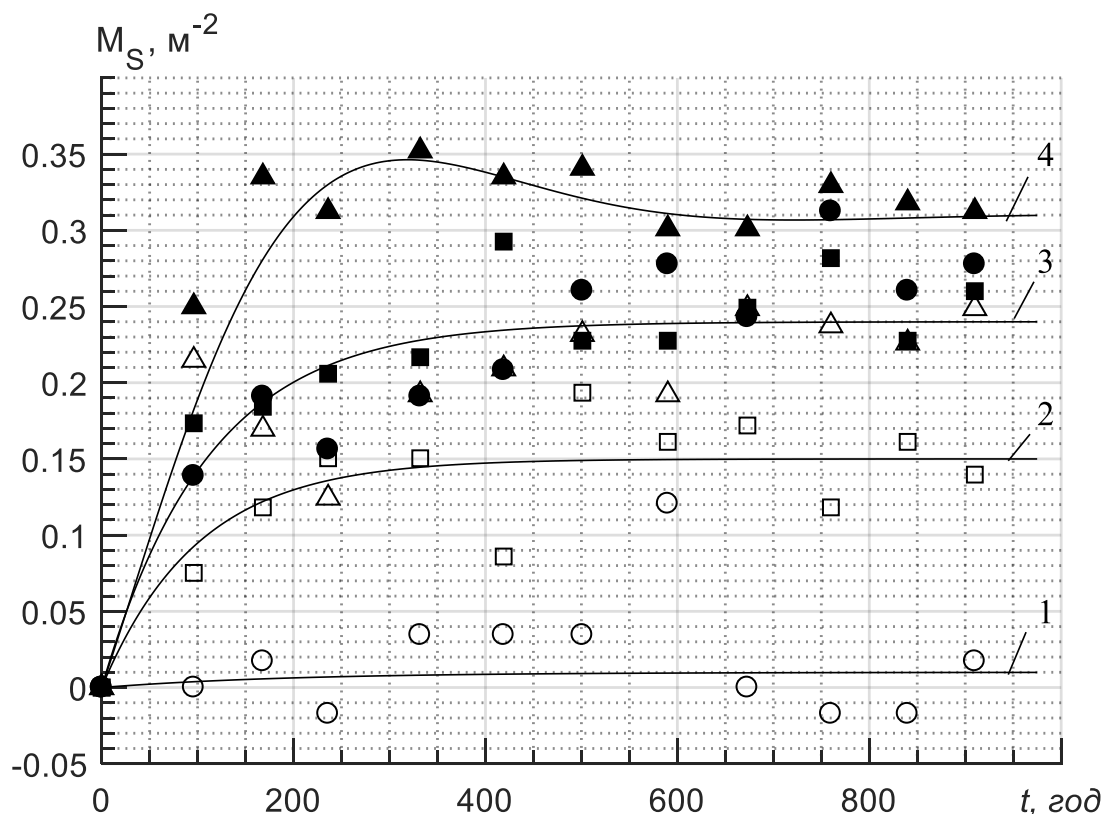


Рис. 3.1 Експериментальна (точки) та розрахункова (лінії) залежність відносного приросту маси на одиницю площі від часу для досліджуваних матеріалів при витримці у гідравлічній рідині АМГ10 (світлі точки) та морській воді (темні точки) для: епоксидних склопластику (\circ 1, \bullet 3) і вуглепластику (\square 2, \blacksquare 3) та матеріалу Twintex (Δ 3, \blacktriangle 4)

Крім того, як видно з рис. 3.1 спостерігається відмінність адсорбції поліпропіленовим склопластиком (використано матеріал Twintex) морської води від інших випадків. Це явище називається процесом сублимації [170]. Процес сублимації описується формулою (3.3) [151]:

$$m = m_n(1 - e^{-kt}) \cos(wt), \quad (3.3)$$

де w — частота коливань процесу сублимації, $w = 0,0078 \text{ с}^{-1}$.

Таким чином за результатами показаними на рис. 3.1 можна зробити такі висновки:

1. Активна адсорбція у всіх досліджуваних матеріалів спостерігається у перші 200 год.
2. Насичення досягається після 600-800 год витримки, після чого змін не відбувається.

3. Процес сильно залежить від поєднання пари матеріал-рідина: адсорбція може взагалі не відбуватись, або може виникнути явище сублімації.

Таблиця 3.1 Коефіцієнти процесу адсорбції

Параметр	Twintex		Епоксидний склопластик		Епоксидний вуглепластик	
	АМГ10	Морська вода	АМГ10	Морська вода	АМГ10	Морська вода
$m_H/m_0S, \text{ м}^{-2}$	0,23	0,31	0,01	0,27	0,15	0,24
$k, \text{ с}^{-1}$	0,007	0,006	0,005	0,005	0,01	0,009

Звісно процес адсорбції залежить також і від температури при якій він відбувається. Такий експеримент у даній роботі не проводився, але за літературним оглядом [171-175] можна сформулювати приблизно залежності по яким відбуватиметься адсорбція при різних температурах. Вони кількісно описується формулою (3.4) за якою побудовано залежність 1 на рис. 3.2.

$$m_H = -a(T - 233)^2 + b, \quad (3.4)$$

де T – поточна температура в K , a , b – емпіричні коефіцієнти, які приблизно для матеріалу Twintex при витримці в АМГ10 дорівнюють $a = 5,55 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 \text{ К}^{-2}$, $b = 0,25 \text{ м}^{-2}$. Однак за результатами проведених у цій роботі експериментів, варто зауважити, що після проникнення рідини у матеріал процес десорбції є проблематичним і сушіння зразків є мало ефективним. Щодо швидкості адсорбції, то ситуація є стандартною: при зростанні температури швидкість k експоненціально зростає і навпаки, що представлено формулою (3.5) за якою побудовано залежність 2 на рис. 3.2:

$$k = e^{\frac{H}{RT}}, \quad (3.5)$$

де R – газова стала, H – енергія активації, яка приблизно для матеріалу Twintex при витримці в АМГ10 має значення $417,25 \frac{\text{кДж}}{\text{кг с}}$.

Підставивши (3.4) і (3.5) в (3.2) отримаємо формулу адсорбції для текстильно-армованих полімерних композитів з урахуванням температури (3.6):

$$M_S = \frac{-a(T - 233)^2 + b}{m_0S} \left(1 - e^{-e^{\frac{H}{RT}} t} \right). \quad (3.6)$$

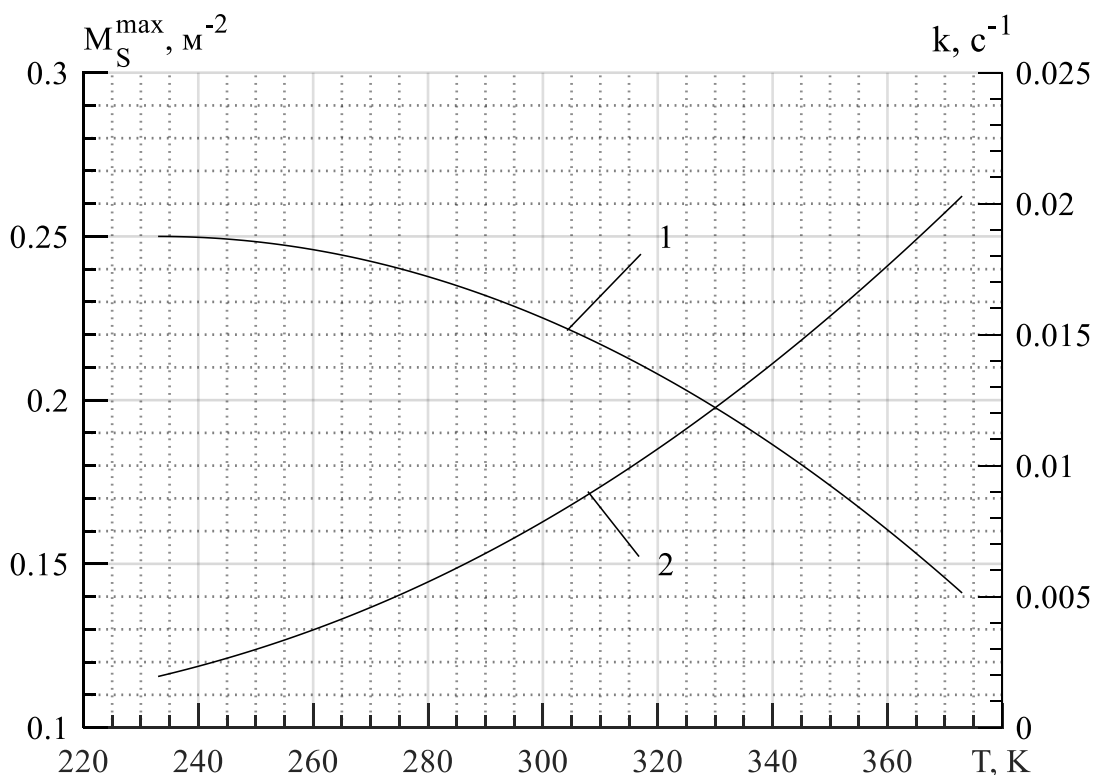


Рис. 3.2 Залежність максимального відносного приросту маси на m^2 M_S^{\max} (1) та коефіцієнту швидкості адсорбції k (2) від температури

Для прикладу побудовано за формулою (3.6) криві адсорбції для температур 253-373К, використовуючи сталі для матеріалу Twintex при витримці в АМГ10, що представлено на рис. 3.3.

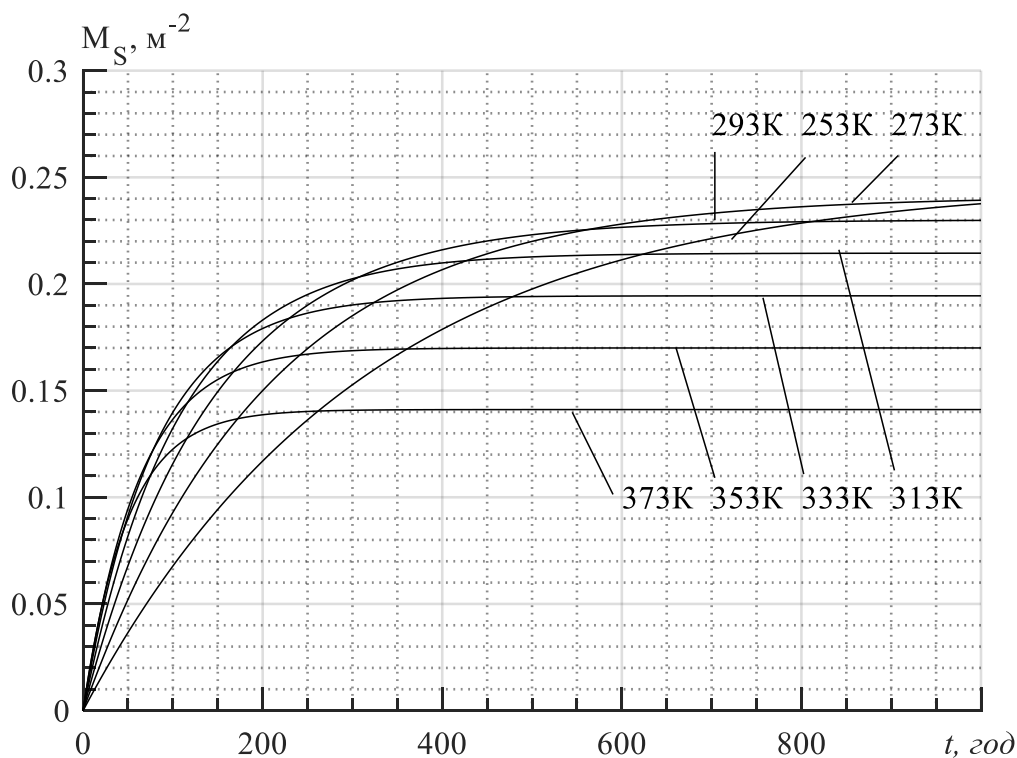


Рис. 3.3 Залежність відносного приросту маси на m^2 від часу для матеріалу Twintex для різних температур

За наведеними даними, що проілюстровані на рис. 3.2 і 3.3 можна зробити наступні висновки:

1. При зростанні температури максимальна кількість адсорбованої рідини зменшується, при зниженні температури – збільшується до певної межі, а далі стабілізується.
2. Після замерзання рідини адсорбція не відбуватиметься.
3. Швидкість адсорбції при зростанні температури експоненціально зростає і навпаки.

Таким чином встановлено закономірності процесу адсорбції робочих рідин матеріалами, що досліджуються.

3.2. Виникнення пошкоджень від дії адсорбованих композиційними матеріалами рідин

Після потрапляння в матеріал молекули рідини чинитимуть тиск на матеріал. Зазвичай це призводить до набухання, що описується якісно тими ж формулами (3.1-3.6) [176]. Зважаючи на те, що, в середньому, за результатами експерименту, матеріал адсорбує 1-2% від початкової маси, геометрично набухання неможливо спостерігати. Але набухання все ж може призводити до пошкоджень чи інших явищ. Набухання викликає появу внутрішніх напружень π , котрі обчислюються за формулою (3.7) [177]:

$$\pi = \frac{RT}{V_m} \frac{m}{m_0}, \quad (3.7)$$

де V_m – парціальний мольний об'єм розчинника. Залежності внутрішніх напружень від часу витримки в рідині обчислені за формулою (3.7) показані на рис. 3.4. У формулі (3.7) для АМГ10 $V_m = 1,8 \cdot 10^{-4}$ м³/моль, для морської води $V_m = 1,8 \cdot 10^{-5}$ м³/моль. Для виявлення пошкоджень спричинених набуханням було проведено наступний експеримент. Зразки для випробувань на розтяг із епоксидного склопластику та матеріалу Twintex були витримані у АМГ10 та морській воді та протягом 120 год. Далі кожен зразок був витриманий протягом 30 хв у відповідній температурі у діапазоні 253:373 К. За цей час згідно формули (3.7) тиск набухання має змінитись та викликати відповідні незворотні пошкодження (мікротріщини),

котрі мають відобразитись на границі міцності та модулі пружності. Границя міцності та модуль пружності визначались в ході подальших випробувань на розтяг за стандартом ISO 527-4 при кімнатній температурі. Зауважимо, що експеримент включає замерзання морської води у матеріалі при 270 К. Результати експерименту представлені у табл. 3.2.

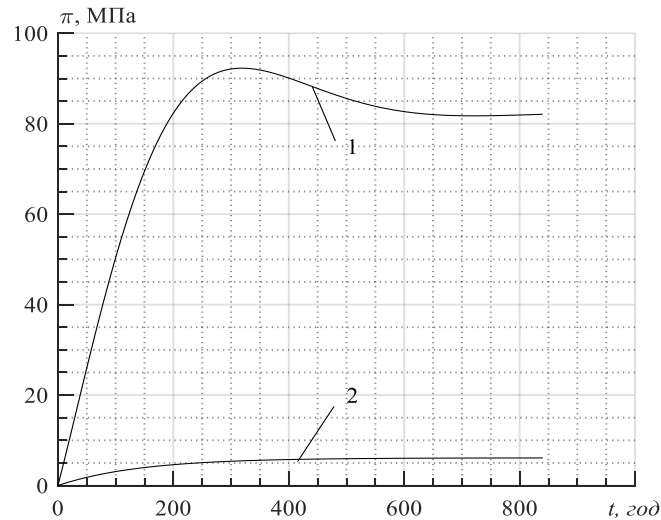


Рис. 3.4 Залежність внутрішніх напружень від часу при попередній витримці у морській воді (1) та АМГ10 (2)

Таблиця 3.2 Границі міцності та модулі пружності композиційних матеріалів після 120-годинної витримки у АМГ10 та морській воді

Температура витримки, К	Границя міцності σ_b , МПа / Похибка, %				Модуль пружності E, ГПа / Похибка, %			
	Склопластик епоксидний		Twintex		Склопластик епоксидний		Twintex	
	АМГ10	Морська вода	АМГ10	Морська вода	АМГ10	Морська вода	АМГ10	Морська вода
255	399/8	283/0	467/5,2	527/-6	15,8/0,5	12,6/-7	15,8/-2,2	14,5/3,3
266	-	-	484/2	515/-4	-	-	16,7/-7,9	14,5/2,9
273	-	-	516/-4,8	440/11	-	-	15,4/8	-
293	430/1,1	280/0,2	541/-10	501/-1	15,9/-0,5	12,2/-3,2	15,6/-0,8	14,7/1,6
333	-	283/0	513/-4,3	484/2	-	11,2/5,3	15,5/0	14,5/3
353	-	-	496/0,8	461/7	-	-	15,1/2,2	15/0
373	476/-9,5	271/4	514/-4,5	519/-5	16,6/-4	11/7	15,8/-2,2	16,3/-8,7

З таблиці 3.2 можна зробити висновок, що витримка при температурі із рідиною у матеріалі немає жодного ефекту. Тобто набухання і замерзання не призводять до виникнення пошкоджень у матеріалі.

3.3. Вплив рідин на механічні характеристики композиційних матеріалів

Відомі наступні дослідження з визначення впливу рідини на механічні характеристики матеріалів. Досліджено поглинання води та її вплив на механічні властивості епоксидного вуглепластику, шляхом випробування на розтяг зразків із орієнтацією волокон 0° , 90° та $\pm 45^{\circ}$ [160]. Результати показали, що швидкість і величина набухання по товщині більше, ніж у поздовжньому та поперечному напрямках. Границя міцності на розтяг зменшилась на 25-30% протягом першого місяця періоду експозиції та залишалася незмінною у межах експериментального розсіювання під час релаксаційного періоду експозиції. Поперечна міцність на розтяг демонструє тенденцію до зменшення протягом періоду експозиції. Модуль поздовжнього розтягу зменшився протягом перших 2 місяців експозиції та залишався постійним протягом подальшої експозиції. Впродовж періоду експозиції границя міцності при зсуві в площині демонструвала тенденцію до зменшення. Поперечний модуль розтягу, модуль зсуву в площині та коефіцієнт Пуасона залишалися постійними протягом всього періоду експозиції. Досліджено зміну механічних характеристик елементів несучого гвинта літака в умовах підвищеної вологості та температури [155]. Встановлено, що матриця в таких умовах пластифікується, знижується її температура склоутворення (до 50%) та, відповідно, максимальна температура експлуатації. Рідина присутня в матриці у зв'язаному вигляді та на границі волокно-матриця. Границя міцності на стиск падає на 20%, а модуль пружності на 36%. Характерним для цього випадку є відновлення механічних характеристик після висушування, але цей процес супроводжується зміною геометричних розмірів деталі. Проведено аналогічне дослідження на деталях літака із полімерних композитів [166]. Встановлено, що границя міцності при розтягу та згинанні, а також відповідні модулі пружності знижуються в процесі експлуатації в тропічному кліматі за 3 роки на 15-25%. При цьому чим більша температура випробувань, тим більшою буде деградація матеріалу. Поведінка склопластику та вуглепластику була однаковою у всіх випадках. В роботі [167] досліджено додатково вплив рівня навантаження на сорбцію та деградацію механічних власти-

востей вуглепластику. Результати дослідження є суперечливими: рівень напружень може призводити до збільшення величини водопоглинення на 0,1% з 0,6% максимуму і ні. Механічні характеристики знижуються відповідно до кількості рідини у пластику. Аналогічну поведінку мають температура склоутворення та максимальна температура експлуатації. Сушіння повертає характеристики пластику лише частково, що пояснюється тим, що рідина залишається у інтерфейсі волокно-матриця і видаляється лише з поверхні пластику. Варто додатково зважати, що сорбція залежить від роду пари матеріал-рідина і можуть спостерігатись хімічні реакції між композитом та рідиною у певних випадках. Так у роботі [178] досліджено вплив гідравлічної рідини, води, дистильованої води на механічні характеристики вуглепластику. У випадку гідравлічної рідини спостерігається хемосорбція, що призводить до значного пошкодження пластику. В той же час вплив води знижує механічні характеристики на 20-25% за 60 год, що може бути усунуто подальшим сушінням.

Відомі різні підходи до опису деградації характеристик матеріалів [179, 180]. Так Агіз, Чампін і Меткалф [181] запропонували нелінійну модель корозійного процесу руйнування, яка пов'язує глибину пошкодженого шару із характеристиками середовища та часом (3.8):

$$\delta = k'(1 - e^{-\alpha t}), \quad (3.8)$$

де δ – товщина пошкодженого шару, k' , α – експериментальні константи, що враховують вплив зовнішнього середовища, t – час. Ліддар і Віттакер [182] запропонували аналогічну модель (3.9):

$$\delta = k' \log(\alpha + t). \quad (3.9)$$

Денісон [183] запропонував модель, яка узагальнює попередні дві (3.10):

$$\delta = k't^n, \quad (3.10)$$

де n – експериментальна константа, що враховує вплив зовнішнього середовища. Найбільш близькою з них до опису деградації характеристик композитів буде дифузійна модель деградації, яка описується формулою (3.11), котра розроблена для полімерних композитів, що витримувались в 10%-ій сірчаній кислоті та воді протягом 90 діб [181]:

$$\delta = K(\xi) \sqrt{\frac{Dt}{nK_1}}. \quad (3.11)$$

Іншим узагальненим підходом є логістична крива Ферхюльста (3.12) [181]:

$$\delta = \frac{\delta_0}{1 + \alpha \exp(-k' \delta_0 t)}. \quad (3.12)$$

У формулах (3.13), (3.12) $K(\xi)$ – коефіцієнт, що залежить від зміни концентрації середовища по товщині матеріалу, D – коефіцієнт дифузії, K_1 – експериментальна константа, що відповідає за швидкість взаємодії речовин, δ_0 – початкова товщина матеріалу. Для вуглепластиків та поліамідних плівок в умовах високої вологості було розроблено модель поглинення вологи на основі процесу дифузії, що є основою для подальших моделей деградації механічних характеристик (3.13) [184]:

$$M_t = M_0 \left[1 - \frac{8}{\pi^2} \left\{ \exp\left(-\frac{\pi^2 Dt}{l^2}\right) + \frac{1}{9} \exp\left(-\frac{9\pi^2 Dt}{l^2}\right) + \frac{1}{25} \exp\left(-\frac{25\pi^2 Dt}{l^2}\right) \right\} \right], \quad (3.13)$$

де t – час, l – товщина зразка, D – коефіцієнт дифузії, M_t – маса зразка у момент t , M_0 – початкова маса зразка. Відома також модель, яка базується на розшаруваннях, як причині деградації характеристик композиту [185].

Для встановлення впливу даного тиску на характеристики матеріалу було проведено наступний експеримент. Зразки для випробувань на розтяг із матеріалу Twintex, який є прошитий в напрямку випробувань 0° , були витримані у АМГ10 та морській воді протягом 840 год. Зразки були вирізані із листа у напрямках 0° , 45° , 90° . Виймання та випробування зразків на розтяг згідно стандарту ISO 527-4 проводилось після витримки 0, 95, 164, 332, 500, 670, 840 год. Результати були нормовані відносно 0-ої витримки за формулами (3.14) і (3.15) та представлені на рис. 3.5-3.6 (пояснення розрахункових кривих буде надано далі):

$$\bar{\sigma}_B = \frac{\sigma'_B}{\sigma_{B0}}; \quad (3.14)$$

$$\bar{E} = \frac{E'}{E_0}, \quad (3.15)$$

де σ_{B0} , E_0 – початкові границя міцності та модуль пружності, $\bar{\sigma}_B$, \bar{E} – відносні границя міцності та модуль пружності з урахуванням деградації при впливі рідини

σ'_B , E' – границя міцності та модуль пружності з урахуванням деградації при впливі рідини.

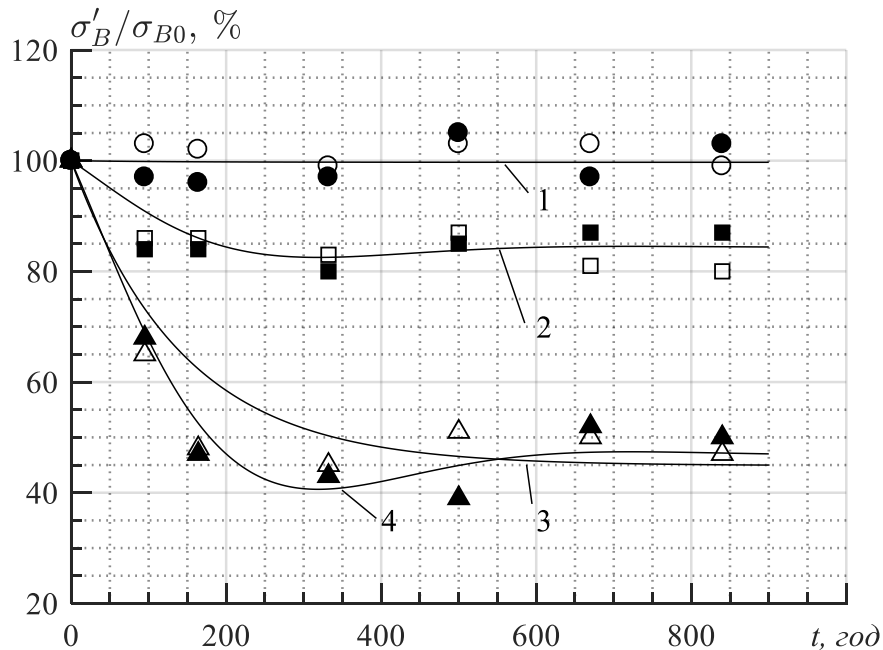


Рис. 3.5 Залежність відносної границі міцності матеріалу Twintex від часу при попередній витримці у АМГ10 та морській воді:

○, 1, □, 2, △, 3, ●, 1, ■, 2, ▲, 4 – експериментальні точки та розрахункові криві для напрямків випробувань 90° , 45° , 0° (за типом фігур) відповідно при витримці в АМГ10 та морській воді (світлі та темні фігури відповідно)

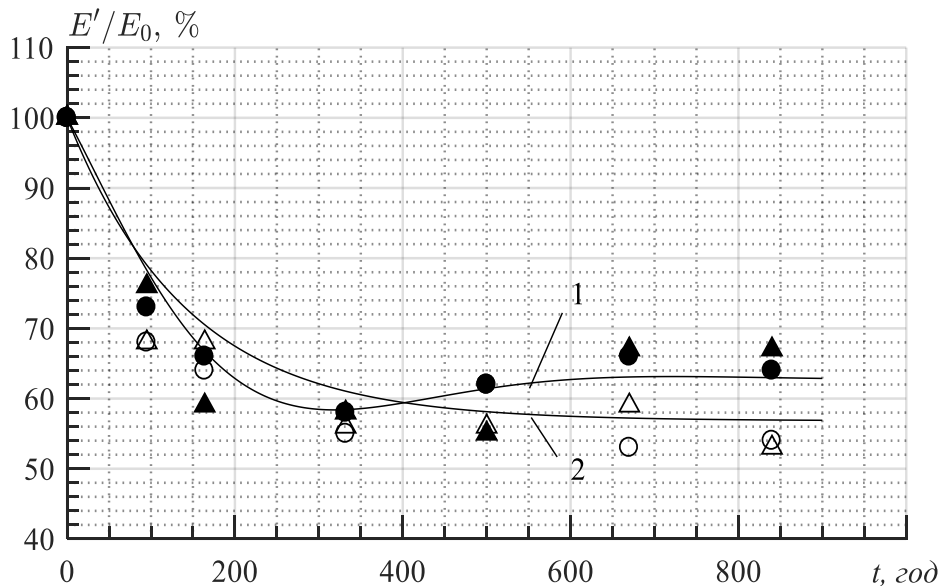


Рис. 3.6 Залежність відносного модуля пружності матеріалу Twintex від часу при попередній витримці у АМГ10 та морській воді:

●, 1, ○, 2, ▲, 1, △, 2 – експериментальні точки та розрахункові криві для напрямків випробувань 90° та 0° відповідно (за типом фігур) при витримці у АМГ10 та морській воді (світлі та темні фігури відповідно)

Аналізуючи експериментальні дані можна зробити наступні висновки:

1. Спостерігається зниження механічних характеристик матеріалу пропор-

ційно до кількості рідини у пластику, що викликано появою внутрішніх напружень через набухання матеріалу спричиненого наявністю рідини у ньому.

2. Спостерігається значний вплив прошивки на границю міцності матеріалу при витримці у рідині, але водночас немає жодного впливу прошивки на модуль пружності матеріалу.

3. Деградація характеристик матеріалу при витримці у рідині є інваріантною від роду рідини.

Використовуючи отриману інформацію запропоновано вважати, що деградація характеристик відбувається пропорційно до тиску набухання (3.16,3.17):

$$\sigma_{\pi} = k_{\sigma}^{-1} \pi ; \quad (3.16)$$

$$E_{\pi} = k_E^{-1} \pi , \quad (3.17)$$

де σ_{π} – зниження границі міцності від дії напружень набухання, E_{π} - зниження модуля пружності від дії напружень набухання, k_{σ} , k_E – відповідні коефіцієнти перерахунку внутрішніх напружень, що визначались за результатами експерименту. Відносна границя міцності та відносний модуль пружності у такому випадку знаходяться за формулами (3.18) і (3.19).

$$\bar{\sigma}_B = \frac{\sigma_{B0} - \sigma_{\pi}}{\sigma_{B0}} , \quad (3.18)$$

$$\bar{E} = \frac{E_0 - E_{\pi}}{E_0} , \quad (3.19)$$

У загальному випадку характеристики матеріалу із урахуванням деградації можна записати як наведено у формулах (3.20) і (3.21), використовуючи формули (3.1-3.3), (3.7), (3.14-3.19):

$$\bar{\sigma}_B = 1 - \frac{k_{\sigma}^{-1} \cdot \frac{RT}{V_m} \cdot \frac{m_H(1 - e^{-kt}) \cos(wt)}{m_0}}{\sigma_{B0}} , \quad (3.20)$$

$$\bar{E} = 1 - \frac{k_E^{-1} \cdot \frac{RT}{V_m} \cdot \frac{m_H(1 - e^{-kt}) \cos(wt)}{m_0}}{E_0} . \quad (3.21)$$

Коефіцієнти перерахунку і початкові границі міцності та модулі пружності показано у таблицях 3.3 і 3.4. Використовуючи формули (3.20) і (3.21) розраховано теоретичні криві (рис. 3.5-3.6) для експериментальних даних, котрі наведені на

рис. 3.5-3.6. Розрахункові криві досить добре описують експериментальні дані, що підтверджує правильність описаного підходу.

Таблиця 3.3 Початкові границі міцності та модулі пружності

Параметр	Напрямок випробування, °		
	0	45	90
σ_{B0} , МПа	222	132	208
E_0 , ГПа	6,16	-	8,87

Таблиця 3.4 Коефіцієнти перерахунку внутрішніх напружень

Рідина	Параметр	Напрямок випробування, °		
		0	45	90
Морська вода	k_σ	0,7	4	40
	k_E	37	-	1,25
АМГ10	k_σ	0,05	0,25	10
	k_E	2,3	-	1,45

Аналогічно вивчено вплив робочого середовища на критичний КІН. Для цього було взято виготовлені зразки із матеріалу Twintex для випробувань на розтяг. В цих зразках зроблено надпил товщиною 0,5 мм і глибиною 3 мм. Вершина надпилу додатково загострена лезом до глибини 3,5 мм. Матеріал Twintex є прошитий по товщині в напрямку випробувань 0°. Зразки були вирізані із листа у напрямках 0°, 45°, 90°. Зразки були витримані у АМГ10 та морській воді протягом 840 год. Виймання та випробування зразків на розтяг згідно стандарту ISO 527-4 проводилось після витримки 0, 95, 164, 332, 500, 670 і 840 год. Результати експерименту були оброблені за формулою (3.22) [186]:

$$K_{1c} = \frac{F_{max}}{S} \sqrt{\pi l} \left(1 + 0.41 \left(\frac{b}{l} \right)^2 + 0.34 \left(\frac{b}{l} \right)^4 \right), \quad (3.22)$$

де K_{1c} – критичний КІН, F_{max} – максимальне навантаження, S – площа перерізу зразка в непошкодженій частині, l – довжина тріщини, b – ширина зразка. По аналогії із (3.20-3.21) запропоновано та використано залежність (3.23) для опису отриманих експериментальних залежностей:

$$\overline{K_{1c}} = \frac{K'_{1c}}{K_{1c0}} = 1 - \frac{k_K^{-1} \cdot \frac{RT}{V_m} \cdot \frac{m_H(1 - e^{-kt}) \cos(wt)}{m_0}}{K_{1c0}}; \quad (3.23)$$

де $\overline{K_{1c}}$ – відносний КІН з урахуванням деградації, K'_{1c} – поточний КІН з урахуванням деградації, K_{1c0} – початковий КІН (із таблиці 1), k_K – коефіцієнт перерахунку внутрішніх напружень (таблиця 3.5). Використовуючи залежність (3.23) було проведено числові розрахунки та знайдено теоретичну криву для отриманих експериментальних даних. Експериментальні дані та результати розрахунку наведені на рис. 3.7.

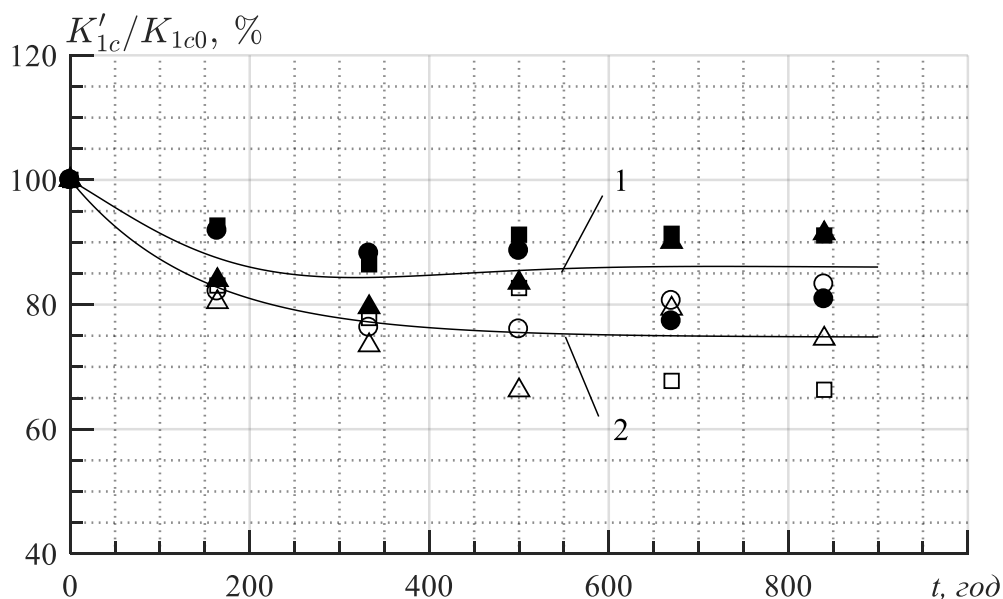


Рис. 3.7 Залежність відносного критичного КІН матеріалу Twintex від часу при попередній витримці у АМГ10 та морській воді:

○, 2, □, 2, △, 2, ●, 1, ■, 1, ▲, 1 – експериментальні точки та розрахункові криві для напрямків випробувань 90° , 45° , 0° (за типом фігур) відповідно при витримці в АМГ10 та морській воді (світлі та темні фігури відповідно)

Таблиця 3.5 Коефіцієнти перерахунку внутрішніх напружень

Рідина	Параметр	Напрямок випробування, $^\circ$		
		0	45	90
Морська вода	k_K	0,17	4	40
АМГ10		0,008	0,25	10

З рис. 3.7 за отриманими даними можна зробити наступні висновки:

1. Напрямок випробувань (з урахуванням прошивки по товщині) не має впливу на деградацію критичного КІН матеріалу на відміну від границі міцності.
2. Спостерігається падіння КІН протягом перших 400 год впливу в усіх випадках. Далі процес стабілізується і суттєвих змін не відбувається.
3. Рід рідини має вплив на деградацію критичного КІН: спостерігається різ-

ниця у 10% між витримкою у АМГ10 та морській воді, на відміну від границі міцності та модуля пружності.

Таким чином визначено вплив робочого середовища на критичний КІН матеріалу Twintex та отримано залежності (3.20), (3.21), (3.23) для визначення впливу робочого середовища на характеристики міцності композиційних оболонкових конструкцій.

3.4. Вплив рідин на характеристики композиційних матеріалів з урахуванням температури

Наступним кроком було з'ясувати вплив температури на деградацію характеристик матеріалу із рідиною при одночасній дії навантаження та температури. У даному випадку необхідно додатково враховувати зміну модуля пружності та границі міцності від температури без врахування деградації характеристик. Проаналізуємо вплив температури на модуль пружності епоксидного склопластику та епоксидного вуглепластику підсилених відповідними тканинами. Ці композити є близькими до матеріалу Twintex за типом армування. Також доцільно розглянути і чистий поліпропілен. Дані для епоксидних склопластику та вуглепластику взяті із звіту [150], дані матеріалу Twintex взяті із [151], [152], дані поліпропілену із [187]. Результати представлені у таблиці 3.6.

Таблиця 3.6 Модулі пружності матеріалів при різних температурах

Температура, К	219	233	296	323	348	353	373
Матеріал / напрямок випробування, °	Модуль пружності, ГПа						
Епоксидний вуглепластик /0	57		56			56	
Епоксидний вуглепластик /90	56		55			55	
Епоксидний склопластик /0	26		24			23	
Епоксидний склопластик /90	24		23			22	
Поліпропілен			1.89	0.99	0.62		0.46
Twintex /0		22.9	23.1			18.9	
Twintex /90		21.8	22.5			17.9	

З таблиці 3.6 видно, що у всьому діапазоні температур залежність модуля пружності від температури є малою і може описуватись наближено лінією в усіх випадках. Особливо чітко це прослідковується для текстильнопідсилених пластиків, де різниця майже не спостерігається через значний вплив волокон. Аналогічна поведінка спостерігається і для матеріалу Twintex. Тому наявних даних буде достатньо для формування залежності модуля пружності від температури у потрібному діапазоні. Таким чином зміну модуля пружності можна врахувати формулою (3.24):

$$E = E_0(-3,38T^2 \times 10^{-5} + 0.0184T - 1.4854), \quad (3.24)$$

де E – модуль пружності у ГПа, E_0 – початковий модуль пружності, T – температура у К. Рухаючись аналогічним напрямком і використовуючи дані по границі міцності при різних температурах матеріалу Twintex [151], [152] та епоксидного склопластику та вуглепластику [150], зміну границі міцності можна досить добре описати лінійною залежністю (3.25):

$$\sigma_B = \sigma_{B0}(-0,026T + 1.81), \quad (3.25)$$

де σ_B – границя міцності у МПа, σ_{B0} – початкова границя міцності у МПа, T – температура у К. Формула (3.25) добре підтверджується наведеними літературними даними [150-152] для досліджуваних матеріалів, які наведено у таблиці 3.7 при випробуваннях на розтяг в різних напрямках.

Таблиця 3.7 Границі міцності матеріалів при різних температурах

Температура, К	219	233	296	353
Матеріал / напрямок випробування, °	Границі міцності, МПа			
Епоксидний склопластик /0	566		445	339
Епоксидний склопластик /90	432		351	292
Twintex /0		517	433	403
Twintex /90		603	484	453

Необхідно доповнити вказані залежності залежністю критичного КІН від температури. Для цього було проведено випробування на вище зазначених зразках із матеріалу Twintex для випробувань на розтяг (напрямок 90°) з надпилом за стандартом ISO 527-4 при температурах 273:373 К. Результати були опрацьовані

за формулою (3.22) та представлені у таблиці 3.8. За даними таблиці 3.8 залежність критичного КІН від температури можна описати формулою (3.25):

$$K_{1c} = K_{1c0}(-4,4 \times 10^{-3}T + 2,2986), \quad (3.26)$$

де K_{1c} – критичний КІН у МПа*мм^{1/2}, K_{1c0} – початковий критичний КІН у МПа*мм^{1/2} (таблиця 1), T – температура у К.

Таблиця 3.8 Критичний коефіцієнт інтенсивності напружень матеріалу Twintex при різних температурах

Температура T, К	273	293	323	353	373
Критичний КІН K_{1c} , МПа*мм ^{1/2}	912	832	718	631	534
Відносний критичний КІН K_{1c} / K_{1c}^{300K} , %	1.1	1	0.866	0.762	0.644

Для визначення впливу рідини та температури на композит було взято зразки із матеріалу Twintex та витримано протягом 120 год у АМГ10 та морській воді. Потім на цих зразках проводились випробування на розтяг згідно стандарту ISO 527-4 при температурах 273-373 К, в яких визначались границі міцності та модулі пружності досліджуваних матеріалів. Результати випробувань показані на рис. 3.8. Використовуючи залежності (3.20-3.21), (3.24-3.25) було розраховано теоретичні криві для отриманих експериментальних даних (рис. 3.8). При збільшенні температури зростають внутрішні напруження, що призводить до зниження механічних характеристик матеріалу, і – навпаки. Характеристики матеріалу з рідиною у ньому залежать від температури по квадратичній залежності і розраховуються за формулами (3.20-3.21), (3.24-3.25). Тобто ключовим фактором при розрахунку механічних характеристик матеріалу із рідиною є внутрішні напруження, котрі викликають деградацію характеристик матеріалу та чинять вплив на зміну механічних характеристик матеріалу при впливі температури. Розрахунок досить добре співпадає з експериментальними даними, що підтверджує правильність формул (3.20-3.21), (3.24-3.25). та свідчить про залежність характеристик матеріалу від тиску набухання. Можна помітити, що моделі (3.8-3.9) схожі на процес адсорбції, який описується формулою (3.2) і котрий закладений в основу підходу, що визна-

чається формулами (3.20-3.21), що підтверджує їх. По формі (3.11) є схожа на (3.10) і відповідно на (3.9) і (3.20-3.21), що свідчить на користь останніх. Логістична крива Ферхюльста (3.12) по формі також має спільні риси із (3.20-3.21) як і модель (3.13).

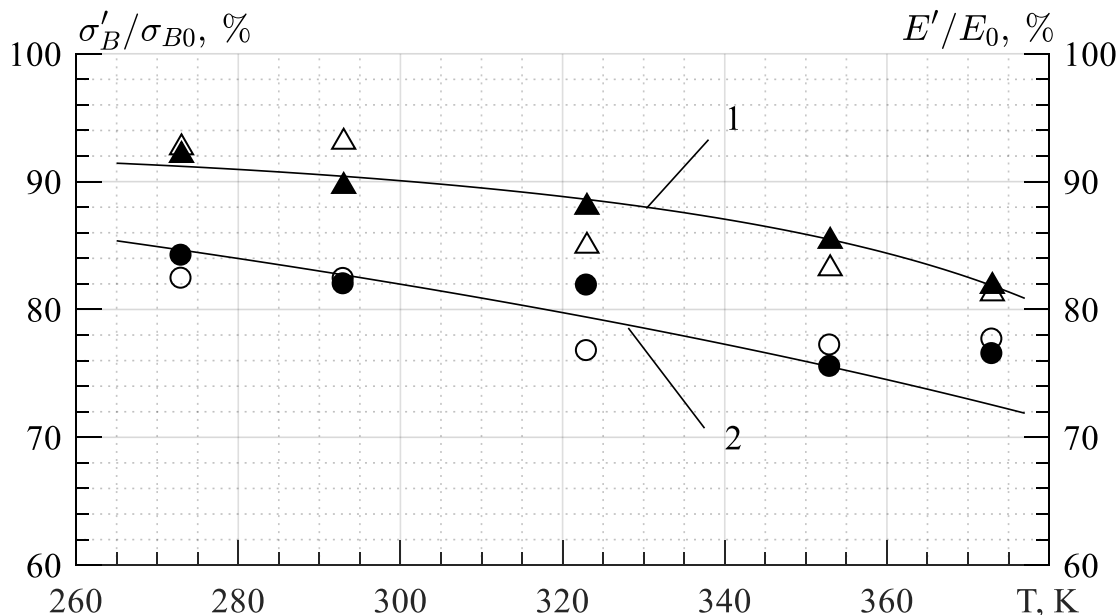


Рис. 3.8 Залежність відносної границі міцності та відносного модуля пружності матеріалу Twintex від температури після попередньої витримки у АМГ10 та морській воді протягом 120 год:

Δ , 1, \blacktriangle , 1, \circ , 2, \bullet , 2 – експериментальні точки та розрахункові криві для відносного модуля пружності та відносної границі міцності (за типом фігур відповідно) при витримці у АМГ10 та морській воді (світлі та темні фігури відповідно)

Таким чином запропонований в роботі підхід досить добре поєднується з експериментальними даними та іншими підходами, що дає змогу рекомендувати його при проектуванні та конструюванні авіаційних конструктивних елементів із композиційних матеріалів.

3.5. Врахування повзучості та релаксації матеріалу при розрахунках композиційних оболонок під довготривалим навантаженням

В процесі експлуатації окрім розглянутих вище явищ можуть виникати і інші фактори та обставини, котрі також мають значний вплив на деформування та руйнування композиційних оболонок і навантажувальну здатність конструкції в цілому. Обшивки літака окрім дії навколишнього середовища знаходиться під постійними статичними та циклічними навантаженнями різної величини. Проведений огляд [152] свідчить, що можливе виникнення повзучості композиційних елемен-

тів конструкції літака за короткий проміжок часу 15-60 хвилин, що відповідає тривалості зльоту – посадки та досліджуваному часовому діапазону. Повзучість та релаксація конструкцій під навантаженням є важливим питанням, оскільки при даному процесі відбувається деградація фізико-механічних характеристик матеріалу та, відповідно, втрата несучої здатності конструкції, що може призвести до руйнування в експлуатаційних умовах з часом чи до втрати функціональної придатності конструкції. На цей процес мають вплив такі фактори як: вид і рівень навантаження, температура, опромінювання, вологість та інші [187-190]. Термопластичні композити (матеріал Twintex) мають ряд переваг: висока міцність, висока ударна міцність, жорсткість, низька пористість і інертність до багатьох хімічних речовин порівняно з термореактивними матрицями [56]. Повзучість цих матеріалів при низьких температурах зазвичай не спостерігається [189], проте термопластичні матеріали і композити, котрі їх вміщують, мають високу повзучість і пластичність, не тільки при підвищених температурах, а навіть при кімнатній температурі [191]. Додавання пластифікаторів додатково підвищує повзучість, пластичність та релаксацію напружень у пластиках [192].

У наш час композити використовуються також у системах керування польотом літаків. Ці системи при експлуатації знаходяться в умовах складного напружено-деформованого стану і при розробці моделей їхньої поведінки необхідно враховувати також і реологічні аспекти, як повзучість і релаксація. Такими можуть бути рульові поверхні, закрилки, тримери, елементи кріплення, балки і різні тяги [7], [23], [49]. Різні елементи системи керування польотом знаходяться в різних умовах. Органи керування, тяги та механізми знаходяться у герметичній зоні при кімнатній температурі чи близькій до неї. Поверхні управління та підсилювачі знаходяться ззовні в умовах близьких до умов навколишнього середовища. Тобто повзучість можлива у елементах, що знаходяться в герметичній зоні літака, та у поверхнях керування при зльоті та посадці. У загальному робота будь-якої системи управління являє собою послідовність сигналів різної тривалості та амплітуди у різній послідовності. З точки зору міцності та повзучості це можна інтерпретувати стосовно конструкції як послідовність статичних навантажень різної

тривалості та амплітуди у різній послідовності. Додатково у системах присутні перехідні процеси, котрі є циклічним навантаженням між різними режимами. Тобто спрощено навантаженням на елемент системи керування буде довільна послідовність квазістатичних навантажень різних рівнів із короткостроковим циклічним навантаженням у проміжках. Повзучість композитів досліджена при різних варіантах циклічного навантаження і відомо багато результатів таких досліджень [152], [188], [193], [194]. Повзучість при статичних та квазістатичних навантаженнях досліджена менше [190], [195].

Тому даний підрозділ роботи присвячений питанням експериментально-теоретичного дослідження повзучості та релаксації термопластичних текстильно-підсиленого композиту із скляним наповнювачем при вище зазначених умовах.

Наступні дослідження проводились на зразках для випробувань на розтяг за стандартом ISO 527-4 із матеріалу Twintex. Випробування проводились на електрогідравлічній машині «Instron 8801». Абсолютна деформація визначалась за допомогою механічного екстензометра з базою 50 мм. Точність вимірювання деформацій складає 0,005%, діапазон навантаження – 10 кН, точність вимірювання навантаження – 25 Н. Температура зразка підтримувалась в рамках $23\pm 2^{\circ}\text{C}$ за допомогою кліматичної камери.

В літакобудуванні загальноприйнятим є запас міцності 1,5-2 [196]. В цих рамках можуть мати місце різні напруження у різній послідовності та різної тривалості. Виходячи із приблизної тривалості посадки літака 0,5 год., коли, наприклад, на закрилках постійно присутні квазістатичні навантаження у мірі пропорційній їх випуску, можна із запасом прийняти тривалість статичної витримки під навантаженням 0,5-2 год. Таким чином дослідження доцільно провести використовуючи кілька рівнів статичних навантажень вказаної тривалості. Виходячи з середньої частоти та тривалості перехідних процесів при зміні положення рульової поверхні при керуванні літаком циклічне навантаження приймемо частотою 5 Гц протягом 4 с із асиметрією циклу 0,1. Тому для дослідження повзучості та релаксації пластику доцільно використати ступінчате навантаження із його послідовним зростанням та ламаного характеру різної тривалості в рамках 0,5-2 год. Було проведе-

но випробування на машині «Instron 8801» 5-ти серій однакових зразків (загалом 9 шт.) у наступних варіантах:

1. 1-ий зразок першої серії із 3 шт. випробовується при циклічному синусоїдальному навантаженні із максимальним напруженням циклу $\sigma_{\max} = 200$ МПа (асиметрія циклу $R = 0,1$, частота $f = 5$ Гц) до руйнування; 2-ий і 3-ий зразки із тієї ж серії – аналогічно, але із максимальним напруженням циклу 160 МПа і 145 МПа відповідно.

2. 1-ий зразок другої серії із 2 шт. витримується під навантаженням $\sigma_1 = 55$ МПа протягом 2 год, далі цей же зразок випробовується при циклічному синусоїдальному навантаженні із середнім напруженням циклу $\sigma_{m1} = 55$ МПа ($R = 0,1$, $f = 5$ Гц) протягом 4 с (20 циклів відповідно). Описані операції складають 1-ий крок (ступінь) навантаження. 2-ий – 6-ий кроки навантаження проходять аналогічно, але із наступними напруженнями: 2-ий крок $\sigma_2 = 66$ МПа, $\sigma_{m2} = 66$ МПа; 3-ий крок $\sigma_3 = 80$ МПа, $\sigma_{m3} = 80$ МПа; 4-ий крок $\sigma_4 = 88$ МПа, $\sigma_{m4} = 88$ МПа; 5-ий крок $\sigma_5 = 99$ МПа, $\sigma_{m5} = 99$ МПа; 6-ий крок $\sigma_6 = 110$ МПа, $\sigma_{m6} = 110$ МПа. 2-ий зразок із тієї ж серії випробовується аналогічно першому, але із витримкою під навантаженням протягом 1 год на кожному кроці.

3. 1-ий зразок третьої серії із 2 шт. навантажуються до досягнення рівня напружень $\sigma_1 = 55$ МПа, якому відповідає відносна деформація ε_1 , та витримується при постійній відносній деформації ε_1 протягом 2 год, далі цей же зразок випробовується при циклічному синусоїдальному навантаженні із середнім напруженням циклу $\sigma_{m1} = 55$ МПа ($R = 0,1$, $f = 5$ Гц) протягом 4 с (20 циклів відповідно). Описані операції складають 1-ий крок навантаження. 2-ий – 6-ий кроки навантаження проходять аналогічно, але із напруженнями як у 2-ого – 6-ого кроків попередньої другої серії. 2-ий зразок із тієї ж серії випробовується аналогічно першому, але із витримкою під навантаженням протягом 1 год на кожному кроці.

4. Зразок 4-ої серії витримується під навантаженням $\sigma_1 = 50$ МПа протягом 5хв, далі цей же зразок витримується під навантаженням $\sigma_2 = 100$ МПа протягом 5хв і далі аналогічно при $\sigma_3 = 50$ МПа, $\sigma_4 = 200$ МПа і $\sigma_5 = 150$ МПа.

5. Зразок 5-ої серії випробовується на розтяг із швидкістю $0,00115$ с⁻¹ не до-

водячи його до руйнування.

Основними з методів врахування повзучості та релаксації матеріалу при різних типах навантаження є метод напружень і метод температур [189]. Загалом ці підходи об'єднуються в одну групу – принципи суперпозиції. Для нашої задачі був обраний принцип суперпозиції по напруженням для полімерів, а саме принцип суперпозиції Больцмана [194]. Цей принцип використовує знайдене за експериментальними даними ядро деформацій $\Phi(t)$ чи ядро напружень $\Psi(t)$ (котрі є функціями часу t), залежно від того повзучість чи релаксація розглядається. Ядро є величиною повзучості чи релаксації на одиницю прикладеного напруження чи деформації у даний момент часу. Функція деформування пластику $\varepsilon(t)$ при повзучості в загальному випадку знаходиться за формулою [194]:

$$\varepsilon(t) = \sum_{i=0}^j \Phi(t - \tau_i) \Delta\sigma(\tau_i) \quad (3.27)$$

де τ – час зміни напружень, $\Delta\sigma(\tau)$ – приріст напружень у момент τ . Тобто для кожного нового стрибка напружень відбувається сумування нового доданка із нульовим моментом часу функції ядра у час стрибка. Функція ядра може мати різний вигляд, проте зазвичай описується сумою експоненціальних функцій [197]:

$$\Phi(t) = A_1 e^{-t/\mu_1} + A_2 e^{-t/\mu_2}. \quad (3.28)$$

де A_1, A_2, μ_1, μ_2 – експериментальні константи. У роботі [195] використано схожий принцип врахування повзучості матеріалу. Мета цієї роботи полягала в дослідженні закономірностей короткочасної повзучості і міцності поліпропіленової комплексної нитки LIPOLA/A-10 і розробці на їх основі ефективних рівнянь стану спадкового типу. Поставлену задачу автори [195] вирішували за допомогою моделей лінійної і нелінійної теорії в'язкопружності, при цьому визначали області їх застосування. За результатами експериментів для кожного напруження будували функції піддатливості $J(t)$, котрі показують хорошу збіжність результатів та можливість формування функції піддатливості з малою похибкою застосування лінійної теорії в'язкопружності. Рівняння стану лінійної теорії в'язкопружності стосовно малих деформацій в одновимірному випадку визначалось виразом:

$$\varepsilon(t) = \frac{\sigma(t)}{E_0} + \frac{1}{E_0} \int_0^j \Phi(t - \tau) \sigma(\tau) d\tau \quad (3.29)$$

В якості ядра повзучості використовувалась дрібно-експоненціальна функція Ржаніцина [198]:

$$\Phi(t) = \frac{e^{-\beta_1 t}}{t} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{[A_1 \Gamma(\alpha_1)]^n t^{\alpha_1 n}}{\Gamma(\alpha_1 n)} \quad (3.30)$$

де $\Gamma(\alpha_1)$ — гама-функція Ейлера; A_1 , α_1 , β_1 - характеристики матеріалу, що визначаються експериментально. Підхід досить добре описує отримані експериментальні результати. Зважаючи на високу лінійність кривої повзучості запропоновано спрощено описувати повзучість поліпропілену лінійною залежністю. Аналогічні методики для спадково-пружного тіла успішно використовуються і для металів [199]. Описані підходи [195], [199] за даними роботи [200] добре застосовуються і для шаруватих пластиків – композитів, а конкретно до склопластиків. У цій роботі використовується наступна функція для опису повзучості спадково-пружного тіла (3.31) схожа на поєднання (3.30) і (3.29):

$$\varepsilon(t) = \frac{\sigma_k h(t)}{E_0} \left[1 + \lambda \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(-\beta)^n t^{(1+\alpha)(1+n)}}{\Gamma(1 + (1 + \alpha)(1 + n))} \right]. \quad (3.31)$$

Застосоване ядро повзучості детально описане у роботі [201]. Особливо підкреслюється ефективність ядра для нелінійно-в'язкопружних матеріалів. Відомий інший підхід для опису довготривалої повзучості при неізотермічних процесах деформування, що базується на теорії пошкоджуваності матеріалів у одновимірному випадку [202]. В ньому в якості еволюційного диференціального рівняння для функції пошкоджуваності використано рівняння Леметра-Пламтрі [203]. З нього виводиться функція деформації повзучості ε_c від часу t з урахуванням діючих напружень σ :

$$\varepsilon_c = \frac{B \sigma^k}{D(1 + k + q - n)} \left[1 - [1 - (1 + k + q) D \sigma^k t]^{\frac{1+k+q-n}{1+k+q}} \right], \quad (3.32)$$

де B , D , k , q , n – параметри, що залежать від напружень та температури. Дана мо-

дель добре описує високотемпературні нестационарні процеси деформування для широкого класу матеріалів.

Іншим підходом до вирішення проблеми може бути застосування реологічної моделі матеріалу [189], [199]. Реологічні моделі можуть описати лише одновісний напружений стан одиничного об'єму і не застосовні до складніших ситуацій. Проте вони дозволяють умовно розбити матеріал на елементарні складові і описати поведінку кожної складової окремо, а поведінку матеріалу як суму поведінок складових. Або ж розбити складну поведінку на суму простіших елементарних поведінок. Мається на увазі, що матеріал можна представити в якості поєднання пружин, рідинних демпферів, тіл тертя та ін.. Кожен з цих елементів має простий і зрозумілий закон деформування, а їх сума дає складну поведінку реального матеріалу. Так відомі наступні базові поєднання компонентів (моделі Бюргера), котрі описують деформування реальних тіл: моделі матеріалів [199]. Зокрема для визначення поведінки композиту на основі поліаміду підсиленого вуглетканиною було застосовано моделі Бюргера в умовах термомеханічного навантаження виходячи із застосування в зоні двигуна військових літаків [204]. Повзучість вивчалась при напруженнях 30-70% від границі міцності та температурах 250-300°C протягом часу 5-1300 год. В'язкопружна поведінка описувалась задовільно функцією Кольрауша [198], і комбінувалась з тілом Максвела. Встановлено, що тіло проявляє повзучість, але при цьому зберігає в'язкопружні характеристики. Можна піти і далі та розбити тіло на його складові. Кожну із складових описати за певною моделлю та задати характеристики кожної фази окремо. Так для композиту можна задати окремо характеристики волокна та матриці, використати модель Зенера [189] для опису їх поведінки та отримати гомогенізуючу модель армованого композиту [190], [193]. У даній роботі використано поєднання обох методів: принцип суперпозиції Больцмана та запропонована реологічна модель.

Спочатку було проведено експериментальне дослідження повзучості композиту при циклічному навантаженні при різних амплітудах, як описано у варіанті випробувань 1. Результати випробувань представлені на рис. 3.9. Як бачимо криві деформування є подібними і різняться амплітудою деформацій, спричиненою від-

повідною амплітудою навантажень. Отримані дані послуговували опорними для подальших розрахунків. За ними згідно принципу суперпозиції Больцмана були розраховані ядра повзучості та релаксації шляхом апроксимації залежності середньої відносної деформації від часу при циклічному навантаженні з постійною амплітудою із середнім напруженням циклу $\sigma_m = 72$ МПа (рис. 4.15 крива 2) логарифмічною функцією $F(t)$:

$$F(t) = a \ln t, \quad (3.33)$$

де a – константа функції. Тоді ядро повзучості знаходиться за формулою:

$$\Phi(t) = \frac{F(t)}{\sigma_m}. \quad (3.34)$$

Ядра повзучості та релаксації використовувались в побудові розрахункових кривих для варіантів випробувань 2-5.

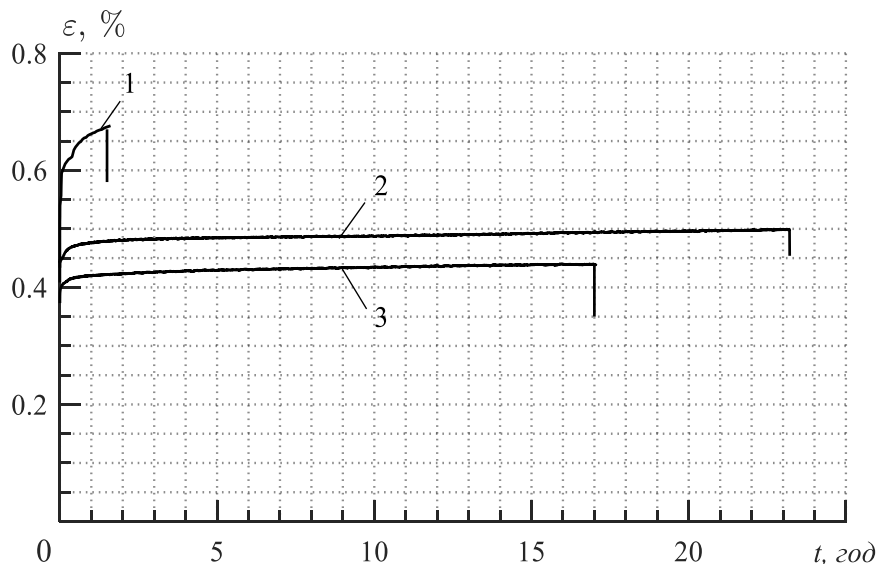


Рис. 3.9 Залежність середньої відносної деформації від часу при циклічному навантаженні з постійною амплітудою:

- 1 – середнє напруження циклу 110 МПа; 2 – середнє напруження циклу 72 МПа;
3 – середнє напруження циклу 65 МПа

Варіант випробувань 2 із 20-а циклами навантаження було проведено із тривалістю кроків 1 і 2 години. Це й же варіант випробувань був розрахований за принципом суперпозиції Больцмана [194], знайшовши ядро повзучості із експериментальних даних за варіантом 1. Результати експерименту та розрахунку наведені на рис. 3.10. На рис. 3.10 $\varepsilon_4, \varepsilon_5$ – відносна деформація при витримці на 4-му і 5-му кроках, ε_a – амплітудна відносна деформація при циклічному навантаженні. З рисунка 4.16 видно, що розрахунок дає добре співпадання, однак погано описує

перехід від одного рівня навантажень до іншого. Цей перехід супроводжується циклічним навантаженням, яке у даному масштабі на рис. 3.10 можна побачити у вигляді вертикальної лінії. Візуально спостерігається збільшення кута нахилу графіку на кожному кроці при зростанні навантаження, але лише на початку кроку для розрахункових даних. Зауважимо, що в зоні сталої повзучості спостерігається хороша збіжність результатів експерименту та розрахунку: фрагменти графіків паралельні один одному. Тобто зростання інтенсивності повзучості при збільшенні навантаження присутнє, але є мало помітним у даному випадку для експериментальних даних.

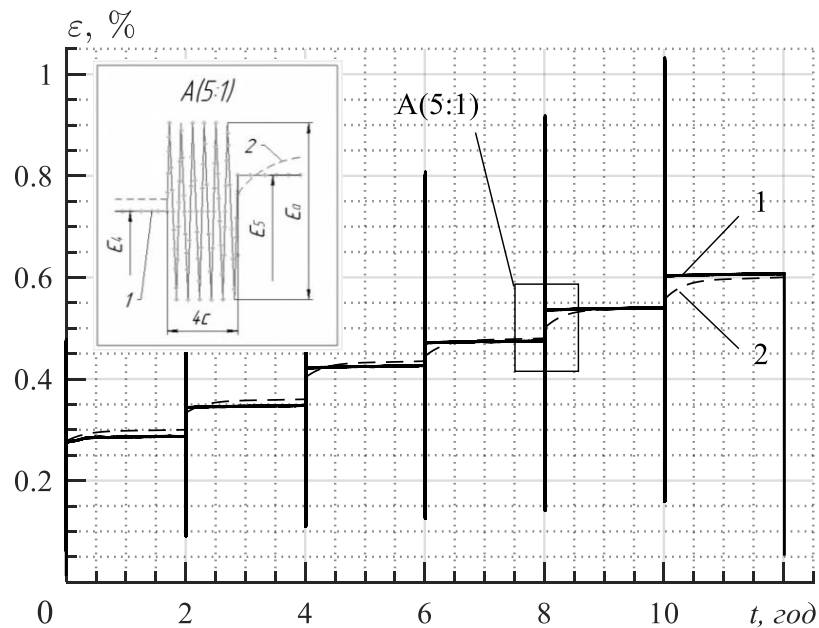


Рис. 3.10 Залежність відносної деформації ε від часу t при ступінчастому навантаженні із витримкою на ступені 2 год:

1 – експеримент; 2 – розрахункова крива за принципом суперпозиції Больцмана

При витримці на кроці протягом 1-ої години поведінка матеріалу залишається тією ж. В цілому доцільно використати інший підхід, щоб описати також зону переходу між кроками навантаження. Тому було використано реологічну модель матеріалу, а саме модель тіла Максвела, котра є найпростішою для опису повзучості. Модель містить у собі пружину для опису всіх процесів, що підкорюються закону Гука, та демпфер Ньютона, що описує рівномірну лінійну повзучість, котра залежить від швидкості деформацій. За результатами проведених експериментів можна сказати, що повзучість термопластичного композиту підкорюється логарифмічному закону по натуральній основі, що підтверджується і інши-

ми дослідженнями полімерів [189]. Модель тіла Максвелла дає лінійну залежність повзучості. Найближчою є модель тіла Кельвіна-Фойгта, поведінка якої для досліджуваного матеріалу показано на рис. 3.11, де D_ε – відносне пошкодження [190]:

$$D_\varepsilon = 1 - \frac{\varepsilon}{\varepsilon_0}, \quad (3.35)$$

де ε – поточна середня деформація, а ε_0 – початкова середня деформація. Тобто жоден із варіантів не дає задовільного результату.

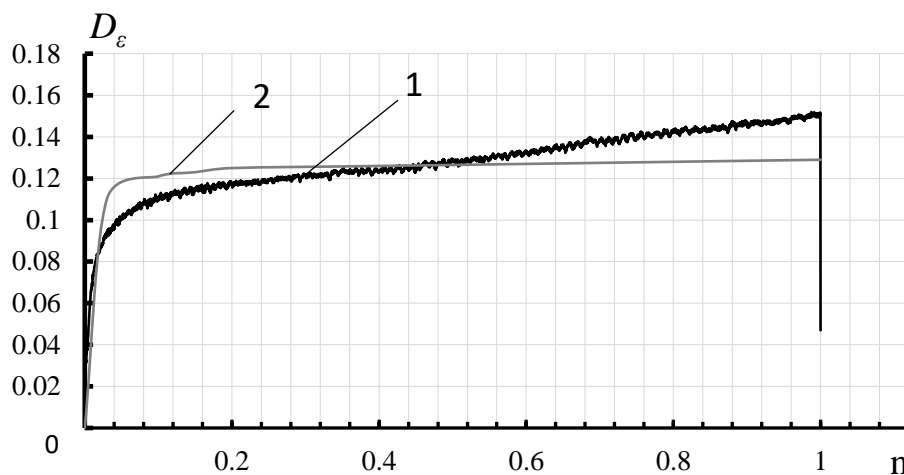


Рис. 3.11 Залежність відносного пошкодження від відносної кількості циклів n (відношення поточної кількості циклів до загальної) при розрахунку за моделлю тіла Кельвіна-Фойгта (максимальна похибка складає 14%):
1 – експеримент; 2 – модель Кельвіна-Фойгта

За результатами досліджень поліпропіленових [195] можна прослідкувати певні особливості повзучості поліпропілену (і, відповідно, можливе застосування цих особливостей на поліпропіленовому композиті):

1. Максимальна інтенсивність деформацій спостерігається перші 15-20хв випробувань, далі залежність повзучості від часу при постійному навантаженні є лінійною.

2. При навантаженнях величиною до 35% границі міцності матеріалу повзучість на лінійній ділянці є мало помітною.

3. При навантаженнях величиною більше 60-65% границі міцності спостерігається інтенсивна повзучість у лінійній зоні, що пояснюється у вказаній роботі нелінійними законами повзучості.

4. До процесу повзучості можливе застосування функції піддатливості $J(t)$ інваріантної від діючих напружень σ_k ($k=1,2,3\dots n$).

Вказані особливості можна прослідкувати також і у деформуванні композиту Twintex: чітко прослідковуються перші 2-а пункти і задовольняється 3-ій (рис. 3.10). То ж можна використати функцію піддатливості (3.36) [195] і стосовно даної роботи.

$$J(t) = \frac{\varepsilon(t, \sigma_1)}{\sigma_1} = \frac{\varepsilon(t, \sigma_2)}{\sigma_2} = \frac{\varepsilon(t, \sigma_n)}{\sigma_n} \quad (3.36)$$

Можна прослідкувати аналогію між ядром повзучості $\Phi(t)$ та функцією піддатливості $J(t)$, котрі виражають зведену функцію повзучості незалежну від діючих напружень. Відповідно маючи одну з цих функцій можна провести зворотну операцію і знайти необхідну функцію повзучості. Цю можливість вирішено взяти за основу і використати поєднання принципу суперпозиції Больцмана із реологічною моделлю тіла Максвела.

Таким чином можна запропонувати таку модель повзучості (3.37) аналогічну принципу суперпозиції Больцмана (3.27) і котра відрізняється відсутністю часового зсуву τ_i при переході від кроку до кроку

$$\varepsilon(t) = \sum_{i=0}^j \Phi(t) \Delta\sigma(\tau_i). \quad (3.37)$$

За нею із ядра деформації здобувається значення функції повзучості для кожного моменту часу при заданому навантаженні сумуванням нового компоненту до суми попередніх кроків. Перевагою даного підходу є можливість проведення розрахунків у реальному часі шляхом його реалізації, наприклад, у програмі Simulink, як це відбувається у реологічних моделях. Саме для цього і використовується додатково модель тіла Максвела.

Для реалізації запропонованого підходу було використано пружину, котра відображає закон Гука і відпрацьовує миттєві навантаження, та розроблено демпфер, який спрощено реалізовує принцип суперпозиції Больцмана. Графік деформації еталонного зразка (варіант випробувань 1 при постійному циклічному навантаженні) було апроксимовано натуральним логарифмом та з отриманої залежності було взято ядро деформацій (3.36). Використовуючи ядро деформацій (3.34) було отримано коефіцієнт повзучості k за формулою:

$$k = \frac{a}{\sigma_m} \quad (3.38)$$

Таким чином використовуючи вище наведене можна схематично інтерпретувати реалізацію запропонованої моделі (3.37) у розрахунках повзучості у програмі Simulink, як показано на рис. 3.12.

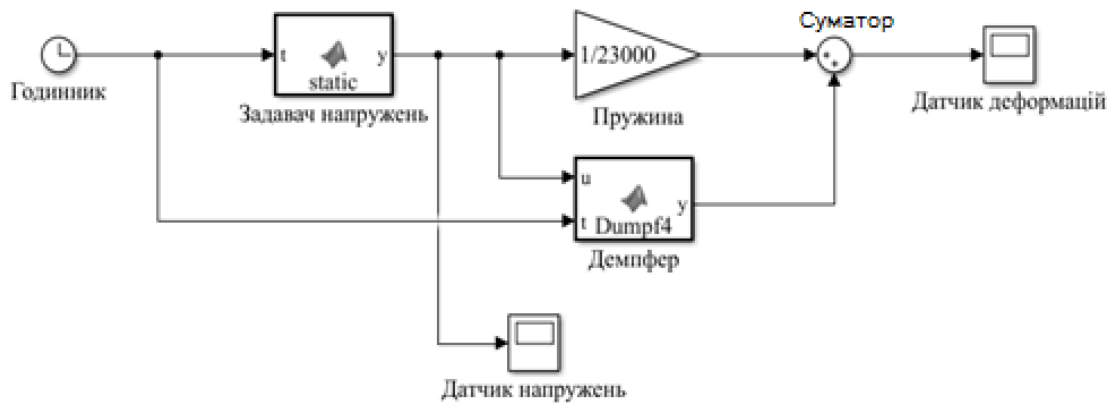


Рис. 3.12 Принципова схема моделі повзучості (3.37) у програмі Simulink

Використовуючи формулу (3.37) було знайдено передавальну функцію для демпфера:

$$\varepsilon(t) = k\sigma \ln t \quad (3.39)$$

Утворений за допомогою окремої функції (в задавачі напружень) сигнал-напруження потрапляє одночасно до пружини (використовує закон Гука із статичним модулем Юнга) та демпфера (використовує формулу (3.39)), котрі за вказаними передавальними функціями формують компоненти деформацій: еластична компонента та повзучість. Компоненти додаються та отримується деформація зразка. Еластична компонента, відповідно, не залежить від часу, а повзучість зростає із збільшенням часу (часовий вхід на демпфері). Перевагою даного підходу є:

1. Можливість проведення розрахунків у реальному часі.
2. Простота реалізації.
3. Можливість поєднання з іншими функціональними блоками, котрі моделюють інші аспекти поведінки матеріалу.

Використовуючи описаний підхід було проведено розрахунок повзучості поліпропіленової нитки при ступінчатому навантаженні, використовуючи дані роботи [195], де описана нитка випробовувалась при ряді постійних тривалих навантажень (результати наведено на рис. 3.13), оскільки особливості її деформування

взяті за основу розробленої моделі (3.37). Напруження задавались у наступній послідовності: 0,5 год - $0,3\sigma_B$ (σ_B - границя міцності), 0,4 год - $0,51\sigma_B$, 0,8 год - $0,65\sigma_B$, 0,8 год - $0,37\sigma_B$, 1,2 год - $0,23\sigma_B$. Результати розрахунку показано на рис. 3.13 потовщеною лінією. Для розрахунку прийнято наступні константи для поліпропіленової нитки $k = 5e-4$ МПа⁻¹, $E = 230$ МПа. З рис. 3.13 видно, що розрахункова крива (показана потовщено) досить добре повторює відповідні експериментальні криві [195]. Однак для навантаження $0,65\sigma_B$ теоретична крива лягає на експериментальну лінію $0,58\sigma_B$, що пояснюється нелінійними ефектами повзучості при навантаженнях більше 60-65%. Загалом підтверджуються всі наведені вище висновки щодо досліджень повзучості на поліпропіленових нитках [195]. Це свідчить про коректність вибраних у цій роботі припущень для побудови моделі повзучості та відповідно про її коректність також.

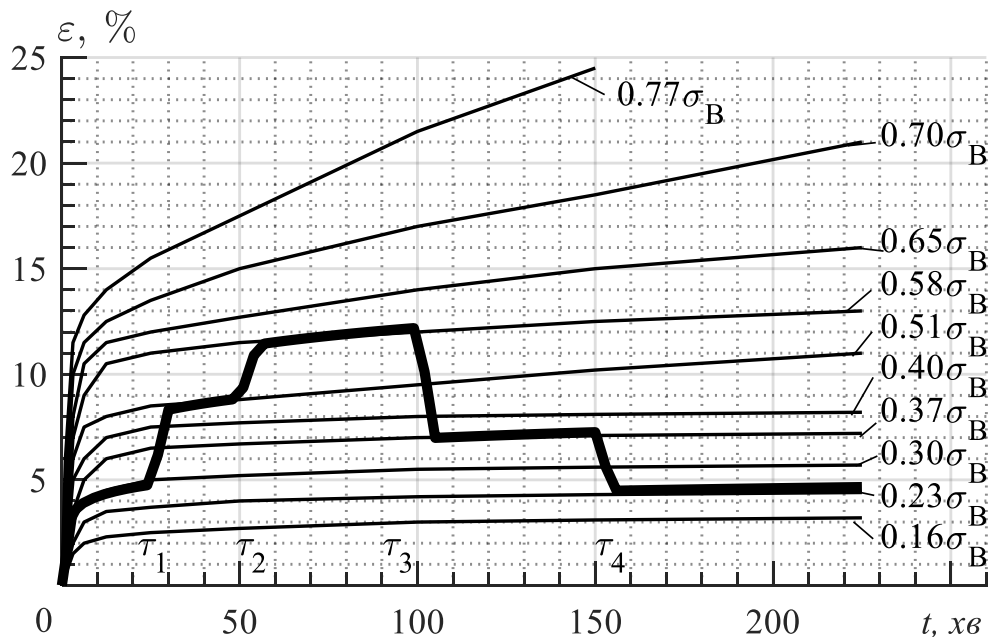


Рис. 3.13 Залежність деформацій поліпропіленової нитки при різних постійних навантаженнях від часу (τ_1 - τ_4 – моменти зміни навантаження):
 — розрахункові криві повзучості; — криві повзучості за [195]

Обґрунтованість підходу також підтверджується [205]. В моделі повзучості Зенера, в якій повзучість $x(t)$ зумовлюється силами внутрішнього тертя і наявністю постійної осьової сили Q_0 , рівняння повзучості має вигляд:

$$2nx'(t) + cx(t) = Q_0. \quad (3.40)$$

де $2nx'(t)$ – сила дисипації, $cx(t)$ – пружна відновлювальна сила. Переписавши рівняння (3.40) у вигляді:

$$Dx(t) + \beta x(t) = k, \quad (3.41)$$

де $\beta = c/(2n)$, $k = Q_0/2n$ і $Dx(t)$ – похідна першого порядку, отримаємо рішення рівняння (3.40):

$$x(t) = \left(\frac{k}{\beta}\right) (1 - e^{-\beta t}). \quad (3.42)$$

Бачимо, що рівняння (3.42) має ту ж принципіальну будову, що і рівняння (3.28). Аналогічні моделі повзучості набули схожих реалізацій у програмі Simulink у застосуванні до різних ситуацій. Так модель, представлена у роботі [206], дозволяє імітувати різні реальні умови контакту між колесами та рейками за допомогою набору параметрів. Параметри можуть бути ідентифіковані з вимірювань або з рекомендованих параметрів для моделювання типових умов контакту. Метод було підтверджено шляхом порівняння з дослідями. Завданням іншої моделі [207] є ідентифікація та компенсація багатоваріантної повзучості в п'єзоелектричних виконавчих механізмах. Підхід простий в обчисленні та простий у здійсненні. Експериментальні результати демонструють ефективність запропонованого підходу на п'єзоелектричних приводах. Аналогічне дослідження проведене для MEMS приводів [208]. Розроблена модель [209], яка дозволила прогнозувати повзучість при розтягуванні на основі даних міцності на стиск, рівня напруженості та відносної вологості бетону. Згодом ця модель була підтверджена за результатами трьох незалежних досліджень.

Розроблена модель (3.37) була застосована до усіх 5-и випадків навантаження, які розглядаються у цій роботі. Було проведено відповідні розрахунки у програмі Simulink. Результати числових розрахунків наведені на рис. 3.13-3.16. Теоретичні криві для варіанту навантаження 1 повністю співпадають із експериментальними кривими, що показані на рис. 3.9, з якого видно, що процес повзучості при випробуваннях можна охарактеризувати 2-ома стадіями: початкова – значна деформація за короткий проміжок часу; стала – лінійне монотонне повільне деформування. Як бачимо з рис. 3.13-3.16, розроблена модель досить добре описує різнотипні тривалі навантаження як циклічні і статичні, так і їх поєднання у різних варіантах із різною послідовністю навантажень. Добре описується перехід між

кроками не залежно від наростання чи спадання напружень. Це ж справедливо для витримки на кроці протягом 1-ої години для варіантів навантаження 2 і 3: поведінка матеріалу залишається тією ж. Це все свідчить про логарифмічну залежність деформації від часу при постійному навантаженні на перших двох фазах деградації пластику та про можливість застосування розробленого підходу у реальному часі. Це й же принцип розповсюджується і на релаксацію пластику.

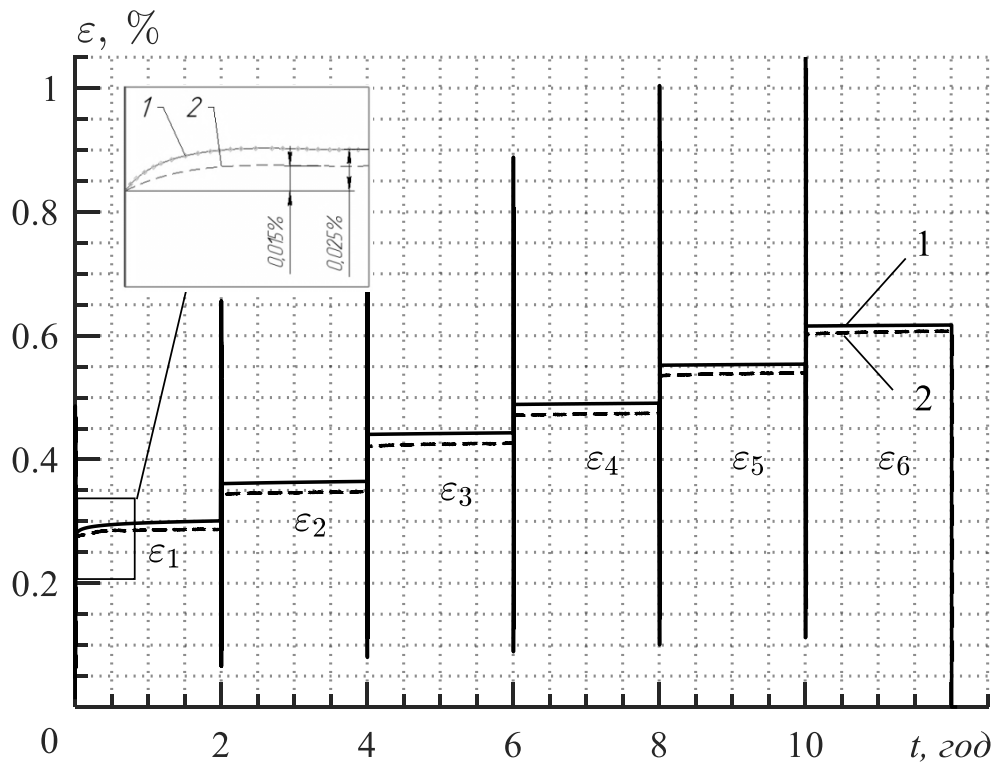


Рис. 3.13 Залежність відносної деформації від часу для матеріалу Twintex при ступінчастому напруженні з постійною амплітудою із витримкою на ступені 2 год.
 (відносні деформації на 1-ому – 6-ому кроках витримки: $\varepsilon_1 = 0,3\%$,
 $\varepsilon_2 = 0,35\%$, $\varepsilon_3 = 0,45\%$, $\varepsilon_4 = 0,5\%$, $\varepsilon_5 = 0,55\%$, $\varepsilon_6 = 0,62\%$):
 1 – експеримент; 2 – модель

Однак, як виявилось, при короткотривалих навантаженнях (варіант 5) модель поведінки матеріалу дає значну похибку (результати даних розрахунків наведені на рис. 3.16). Це пояснюється значним впливом демпфера на деформування матеріалу і доцільно в таких випадках повернутись до моделі Кельвіна-Фойгта [189]. Варто зазначити, що в усіх розрахунках брався за основу (ядро повзучості, k , E) один еталонний зразок, який був випробуваний при циклічному навантаженні при постійній амплітуді та середньому значенні напружень і частоти. Але модель поведінки, побудована на його основі, добре описує не тільки аналогічні циклічні навантаження і повзучість при ній, а й статичні випадки і релаксацію пластику.

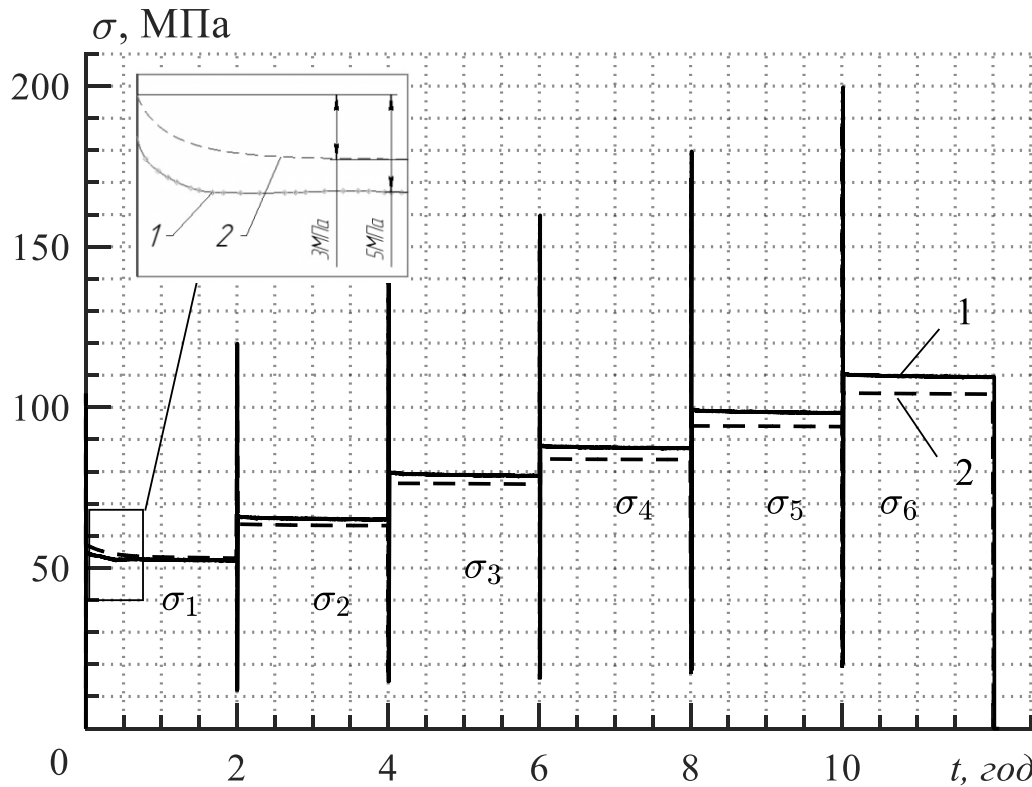


Рис. 3.14 Залежність напруження від часу для матеріалу Twintex при ступінчатій деформації з постійною амплітудою із витримкою на ступені 2 год. (напруження на 1-ому – 6-ому кроках витримки: $\sigma_1 = 55$ МПа, $\sigma_2 = 66$ МПа, $\sigma_3 = 80$ МПа, $\sigma_4 = 88$ МПа, $\sigma_5 = 99$ МПа, $\sigma_6 = 110$ МПа):
1 – експеримент; 2 – модель

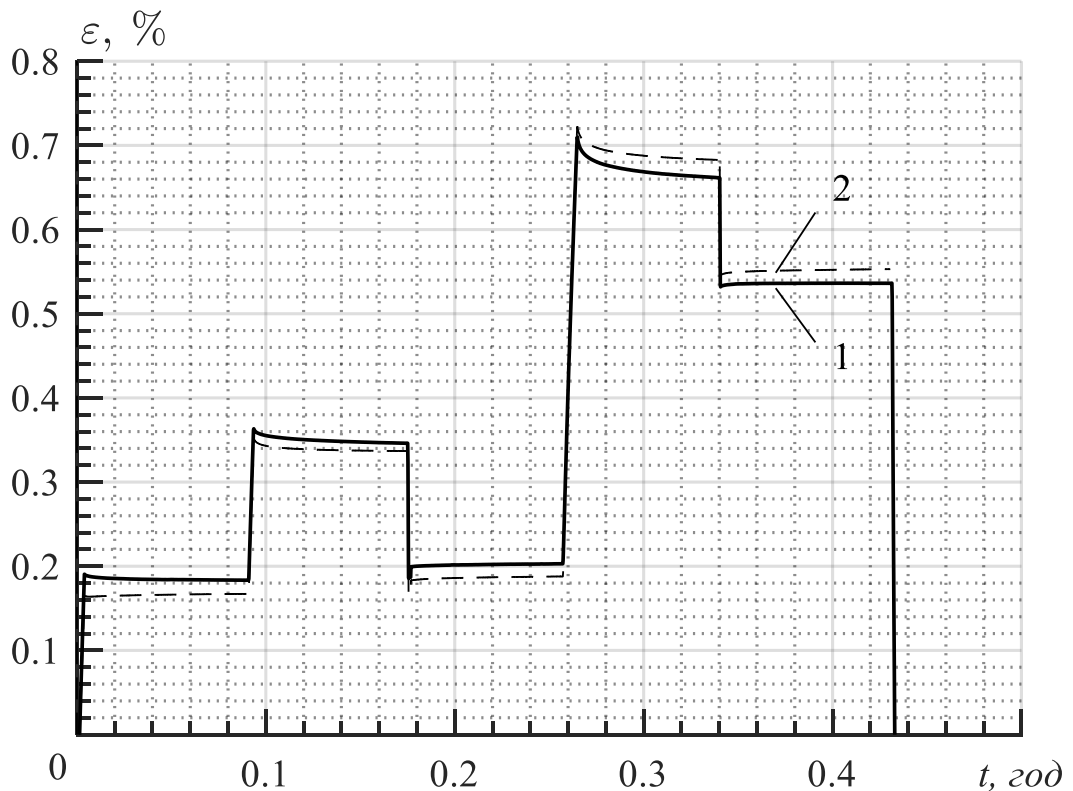


Рис. 3.15 Залежність відносної деформації від часу для матеріалу Twintex при ступінчатому напруженні з постійною амплітудою:
1 – експеримент; 2 – модель

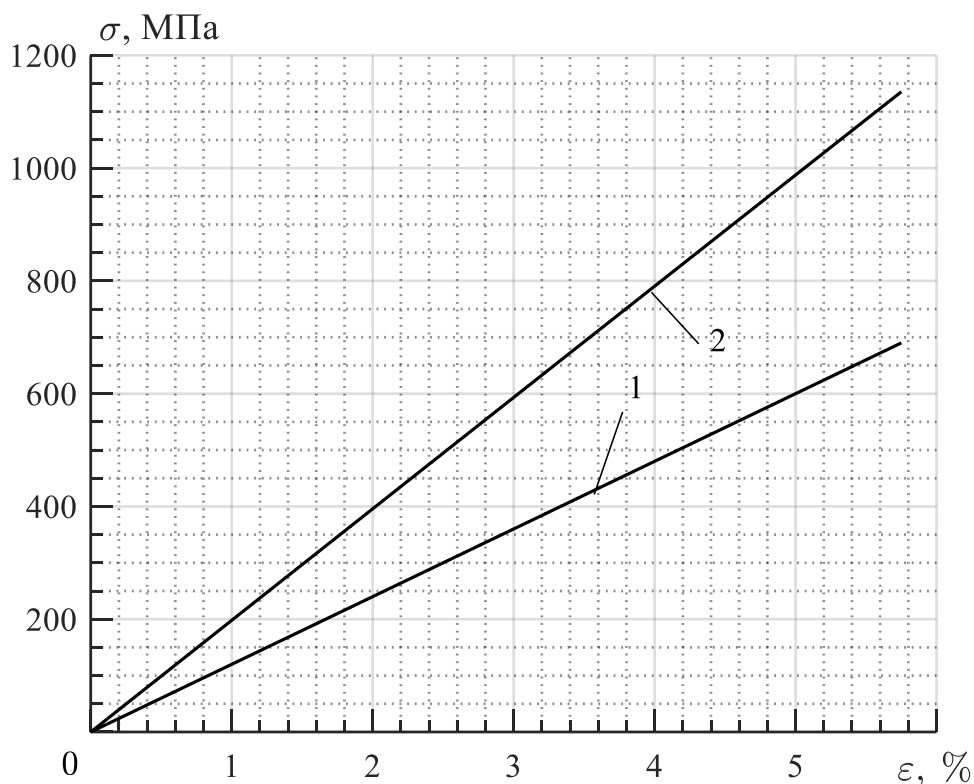


Рис. 3.16 Залежність напруження від відносної деформації для матеріалу Twintex при постійній швидкості деформації:
1 – експеримент; 2 – модель

Це дає змогу стверджувати, що в основі деформування чи релаксації термопластичного композиту під різними видами та режимами навантаження лежить один і той же механізм, котрий кількісно описується розробленою моделлю поведінки, опираючись на середні напруження та деформації.

Висновки по розділу 3

1. Активна адсорбція різних видів рідин композиційним матеріалом спостерігається у перші 200 год витримки у рідині. Насичення матеріалу рідиною досягається після 600-800 год витримки, після чого змін не відбувається. Процес адсорбції рідини композиційним матеріалом сильно залежить від поєднання пари матеріал-рідина: адсорбція може взагалі не відбуватись, може виникнути явище сублімації.

2. При зростанні температури максимальна кількість адсорбованої рідини зменшується, при зниженні температури – збільшується до певної межі, а далі стабілізується. При замерзанні рідини адсорбція не відбуватиметься. Після проникнення рідини у матеріал процес десорбції є проблематичним і сушіння зразків

є мало ефективним. При зростанні температури швидкість адсорбції експоненціально зростає і навпаки зменшується при падінні температури.

3. Витримка матеріалу із рідиною при температурі не спричиняє жодного ефекту. Тобто набухання матеріалу і замерзання рідини не призводять до виникнення пошкоджень у матеріалі. Характеристики матеріалу з адсорбованою рідиною залежать від температури по квадратичній залежності.

4. Деградація характеристик пропорційна до кількості рідини у пластику і відповідно до внутрішніх напружень спричинених рідиною. Спостерігається значний вплив прошивки по товщині на границю міцності, але немає жодного впливу на модуль пружності: прошивка вздовж напрямку випробування нівелює вплив рідини, тоді як прошивка поперек напрямку випробування не чинить жодного ефекту. Деградація характеристик матеріалу при витримці у рідині є інваріантною від роду рідини.

5. Напрямок випробувань матеріалу (з урахуванням прошивки по товщині) не має впливу на деградацію критичного КІН матеріалу. Рід рідини має вплив на деградацію критичного КІН матеріалу: спостерігається різниця у 10% між витримкою у АМГ10 та морській воді.

6. Зміна температури впливає на зміну внутрішніх напружень у матеріалі, що призводить до зміни механічних характеристик матеріалу. При збільшенні температури пропорційно зростають внутрішні напруження, що призводить до зниження механічних характеристик матеріалу, і – навпаки.

7. При постійному навантаженні пластику при навантаженнях менше половини границі міцності матеріалу його поведінка підкорюється лінійно-в'язкопружній моделі, такій як у [189]. Залежність деформації від часу є логарифмічною за натуральною основою, але може також описуватись і степеневими і степенєво-експоненціальними функціями [201, 199]. Це ж стосується і релаксації пластику.

8. На основі принципу суперпозиції Больцмана з використанням реологічної моделі тіла Максвела розроблена модель поведінки термопластичного текстильнопідсиленого композиту, яка реалізована у програмі Simulink. Перевагою даного

підходу є можливість проведення розрахунків у реальному часі, простота реалізації та можливість поєднання з іншими функціональними блоками, котрі моделюють інші аспекти поведінки матеріалу.

9. На основі проведених розрахунків можна стверджувати, що повзучість та релаксація термопластичного композиту під різними видами та режимами навантаження мають спільну природу, котра кількісно описується розробленою моделлю поведінки термопластичного текстильнопідсиленого композиту, опираючись на середні напруження та деформації.

РОЗДІЛ 4 МІЦНІСТЬ ОБОЛОНОК ІЗ КОМПОЗИТІВ З УРАХУВАННЯМ РОБОЧОГО СЕРЕДОВИЩА, ТЕМПЕРАТУРИ ТА ПОШКОДЖЕННЯ

4.1. Випробування композиційних оболонок на міцність

Випробування оболонкових зразків не є завжди стандартними, тому можливо багато варіантів виконання. У даній роботі проводяться випробування оболонкових зразків внутрішнім тиском до руйнування із визначенням руйнівного навантаження та записом діаграми деформування.

Використовуються циліндричні зразки внутрішнім діаметром 36,4 мм і довжиною 350 мм різної товщини та конфігурації (наприклад, як на рис. 4.1). Для вимірювання внутрішніх та зовнішніх діаметрів зразків використано електронний штангенциркуль з точністю вимірювань 0,02 мм та діапазоном вимірювання 150мм. Виміри проведено у трьох віддалених точках: початок, середина та кінець оболонки.

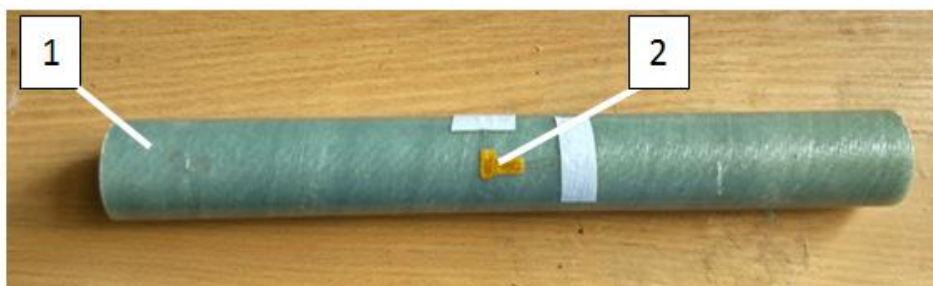


Рис. 4.1 Циліндричний зразок із епоксидного склопластику з поліпропіленовим лейнером:
1 – циліндричний зразок; 2 – Т-видна розетка тензодатчиків

Для проведення вимірів по центру зразка з одного боку приклеюється по одному тензодатчику в повздовжньому та поперечному напрямі за допомогою цеакринового клею (рис. 4.1). Застосовано тензодатчики П1-200М. За потреби приклеюються інші тензодатчики в необхідних місцях.

Для проведення випробувань внутрішнім тиском використовується випробувальний комплекс, схема якого показана на рис. 4.2. Зразок 9 розміщено у контейнері 2 у фіксаційному пристосуванні 11 з допомогою заглушок 8, де зразок підключений до лінії нагнітання 12 від випробувальної машини 4. Машина ЦДМУ-30 створює необхідний тиск нагнітання в діапазоні 0-300 бар з точністю до 2 бар, що

контролюється п'єзорезисторним датчиком тиску Danfoss MBS 1700 (діапазон вимірювання 0-400 бар, точність 2 бар) та манометром (діапазон вимірювання 0-400 бар, точність 2 бар). Датчик тиску підключений до комутаційної коробки 3 шлейфом 6. Шлейфи від тензодатчиків 7 приєднуються також до комутаційної коробки 3. Сигнали із комутаційної коробки 3 йдуть через шлейф 5 до тензометричної станції, де проходить обробка даних та запис діаграм деформацій зразка.

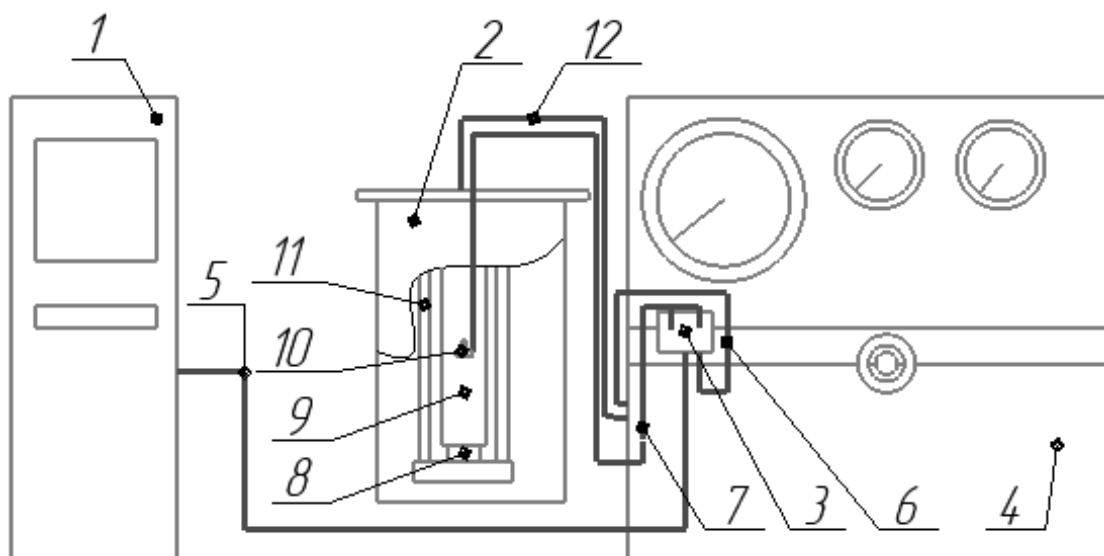


Рис. 4.2 Схема експериментального комплексу для проведення випробувань оболонок внутрішнім тиском:

- 1 – тензометрична станція; 2 – контейнер із зразком; 3 – комутаційна коробка;
 4 – випробувальна машина ЦДМУ-30; 5 – шлейф тензометричної станції;
 6 – шлейф підключення датчика тиску; 7 – шлейфи від датчиків; 8 – заглушка; 9 – циліндричний зразок; 10 – Т-видна розетка тензодатчиків; 11 – фіксаційне пристосування;
 12 – лінія нагнітання

Реалізація випробувального комплексу представлена на рис. 4.3. До тензодатчиків 10 припаюється шлейф 7. Зразок 9 герметизується за допомогою заглушок 8 з кожного боку. Одна із заглушок має штуцер для підведення тиску. Перед вставленням другої заглушки внутрішня порожнина зразка заповнюється гідравлічною рідиною. Зібраний зразок розміщується у фіксаційному пристрої 11, який є двома плитами з'єднаними шпильками. Далі конструкція підключається до лінії нагнітання 12 випробувальної машини 4 та розміщується у контейнері 2. До комутаційної коробки 3 підключаються датчик тиску за допомогою вилки 6, а також шлейфи 5 і 7. На тензометричній станції 1 проводиться настроювання системи. Випробування проводиться шляхом подання тиску від машини 4 у внутрішню порожнину зразка 9, при цьому тензодатчики 10 реєструють деформації, а датчик

тиску – навантаження. Сигнали через комутаційну коробку 3 передаються до тензометричної станції 1, де обробляються та отримується діаграма деформування зразка. Випробування проводиться до руйнування. Температурні випробування проводяться аналогічно вище зазначеним, але кожух розміщується в контейнері 2.

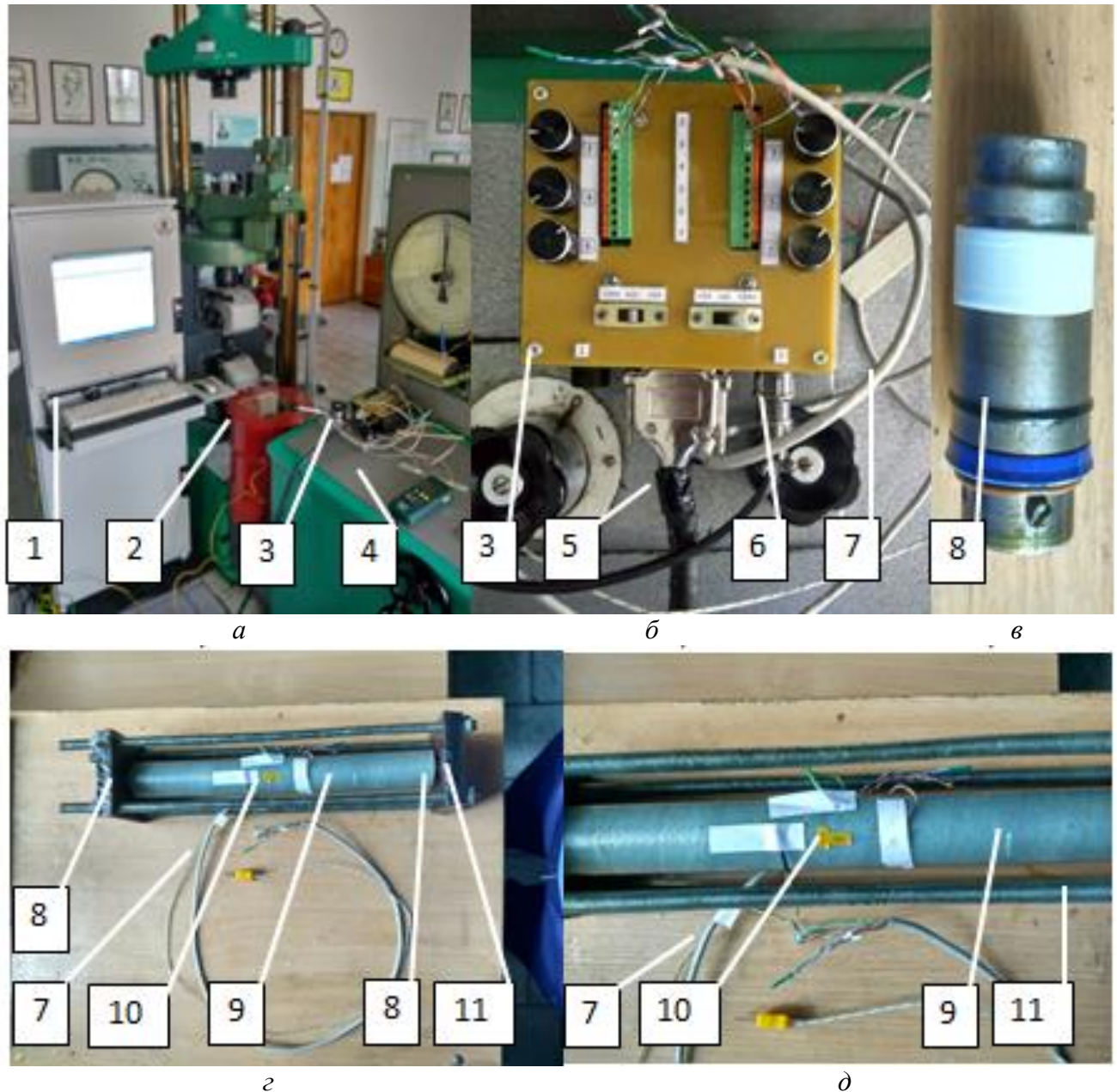


Рис. 4.3 Пристосування для випробування циліндричних зразків внутрішнім тиском

а) випробувальний комплекс для проведення випробувань внутрішнім тиском; б) комутаційна коробка підключена до інших компонентів випробувального комплексу; в) пристосування для герметизації зразка; г), д) оболонковий зразок зібраний із фіксаційним пристосуванням: 1 – тензометрична станція; 2 – контейнер із зразком; 3 – комутаційна коробка; 4 – випробувальна машина ЦДМУ-30; 5 – шлейф тензометричної станції; 6 – вилка підключення датчика тиску; 7 – шлейфи від датчиків; 8 – заглушка; 9 – циліндричний зразок; 10 – Т-видна розетка тензодатчиків; 11 – фіксаційне пристосування

Обробка даних та визначення параметрів оболонки та матеріалу проводяться за окремими індивідуально підібраними методиками, як, наприклад, розрахунок методом кінцевих елементів.

4.2. Загальна методика розрахунку на міцність композиційних конструкцій методом скінченних елементів в програмі ANSYS

Розрахунок на міцність композиційних конструкцій методом кінцевих елементів використовується для аналізу напружено-деформованого та граничного стану різних конструкційних елементів. Використання даного методу дозволяє більш повно дослідити процеси деформування та руйнування особливо у елементах із складною геометрією. Можливо комплексно задати умови навантаження та закріплення, розрахунок можна проводити одразу із задаванням багатьох кроків дослідження. Відображення результатів за допомогою полів, графіків, таблиць побудованих за результатами в точці, вздовж лінії чи вибраної площини дозволяє провести детальний аналіз стану конструкції. Для композитів використовується окремий модуль в якому можна задати шаруватість та спрямованість матеріалу. Для розрахунків на міцність використовується багато програм: ANSYS, ABAQUS, Hypermesh, Nastran, Patran та ін.. Найбільш використовуваними з них є ANSYS та ABAQUS. У даній роботі використано програму ANSYS.

Розрахунок на міцність у програмі ANSYS передбачає наступні загальні кроки спільні для інших програм також:

1. Задавання характеристик матеріалу: границі міцності розтяг/стиск, модулі пружності при розтягу, модулі зсуву, границі міцності на зсув, коефіцієнти Пуассона відносно кожної вісі анізотропії матеріалу, а також визначення, при необхідності, густини, інших фізичних характеристик, параметрів втомлюваності та повзучості при необхідних температурах.

2. Створення за допомогою вбудованого редактора геометрії деталі чи, як правило, імпорт геометрії деталі із інших програм (SolidWorks, NX, Catia).

3. Створення допоміжних площин та систем координат для виконання подальших операцій.

4. Задавання та утворення розрахункової сітки. Обирається тип сітки, форма елементів, розмір елементів. Визначаються місця з необхідною підвищеною точністю розрахунків: місця датчиків, перегинів, з'єднань, тріщин та ін.. В таких місцях задається подрібнена сітка. Проводиться утворення та оптимізація розрахункової сітки.

5. Для композиційних деталей додатково визначаються шари, їх матеріал, розміщення, послідовність укладання та напрямки.

6. Застосовуються додаткові параметри (вставляються тріщини).

7. Визначаються місця та типи фіксації.

8. Визначаються параметри навантаження.

9. Визначаються параметри навколишнього середовища (температура).

10. Задаються параметри розрахунку (кількості кроків та час, зокрема).

11. Задаються параметри відображення результатів та спосіб їх відображення. Показуються деформації та напруження різних типів (максимальні, вздовж напрямі, по Мізесу та ін.) в точці, вздовж лінії, на площині чи поверхні елементу.

12. Задаються додаткові критерії (запас міцності, КІН та ін.)

13. Для композитів додатково задаються параметри відображення результатів по шарам чи волокнам (напруження в шарі, між шарові напруження, руйнування волокон та ін.).

14. Виконується розрахунок, після якого результати автоматично відображаються за заданими налаштуваннями.

Після ряду вказаних кроків можна проводити аналіз отриманих даних і проводити подальші числові розрахунки.

4.3. Обробка експериментальних даних з випробувань

КОМПОЗИЦІЙНИХ ОБОЛОНОК

Для співставлення результатів експерименту із результатами числового розрахунку необхідно провести обробку діаграм деформації зразків. Для співставлення результатів необхідно отримати значення границі міцності композиту та його модуля пружності. Їх можна отримати кількома шляхами. Зокрема шляхом

розрахунку у програмі ANSYS або за формулою Лапласа (4.1):

$$\sigma = \frac{pd}{2\delta}, \quad (4.1)$$

де σ – напруження в композиті, p – внутрішній тиск, d – внутрішній діаметр оболонки, δ – товщина стінки композиту. Для розрахунку у програмі ANSYS було використано модель оболонки зроблену у програмі SolidWorks (рис. 4.4).

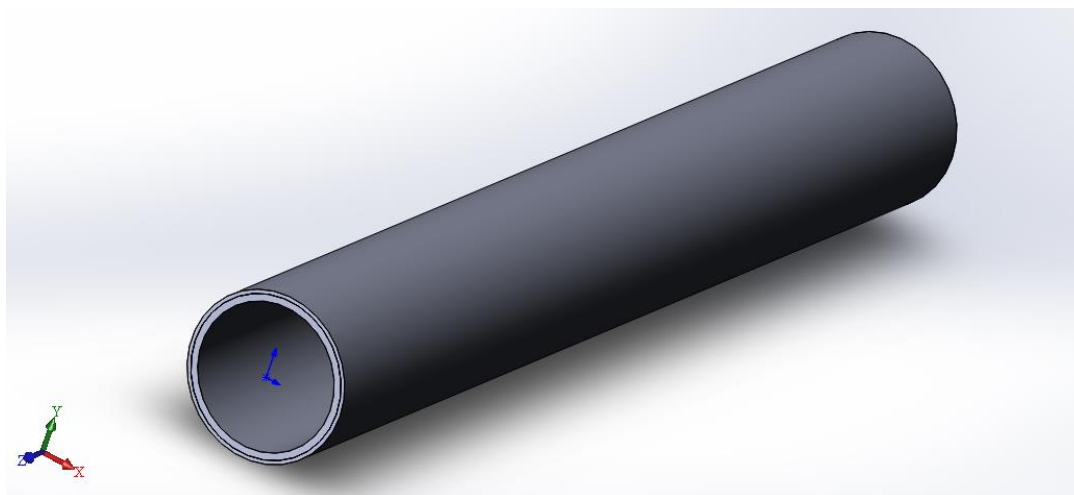


Рис. 4.4 Розрахункова модель композитної оболонки у програмі SolidWorks

Оболонка відповідно до експерименту є двошаровою та має ті ж розміри, що і склопластиковий зразок. Характеристики матеріалу для кожного шару задані згідно напрямку армування зразка використовуючи характеристики матеріалів наведених у таблиці 4.1. Модель зразка аналогічно експерименту навантажується внутрішнім тиском між лініями герметизації (50 мм від обох країв зразка, рис. 4.5). Розрахунок проводиться при навантаженнях 1-30 МПа. При розрахунку визначались колові ϵ_y та поперечні ϵ_x відносні деформації у вузлах сітки, що показана на рис. 4.6 (кубічна сітка із боком 5 мм та висотою розміром товщини шару). Результат розрахунку показаний на рис. 4.6. З рисунка видно, що у зоні розміщення датчиків елементи герметизації та фіксації не мають впливу на покази датчиків. Колові напруження σ_y (повздовжні напруження позначені σ_x) рівномірно розподіляються по околі робочої зони зразка. Віртуальний датчик деформацій та напружень додатково був розміщений у зоні знаходження тензодатчиків на моделі зразка. З нього проводилось зчитування даних для порівняння із фактичними показами тензодатчиків. Для цього ж ряду навантажень за формулою Лапласа (4.1)

було знайдено напруження в стінці композитної оболонки. І, відповідно, за напруженнями та модулем пружності взятим із таблиці 2.2 були розраховані колові деформації використовуючи закон Гука.

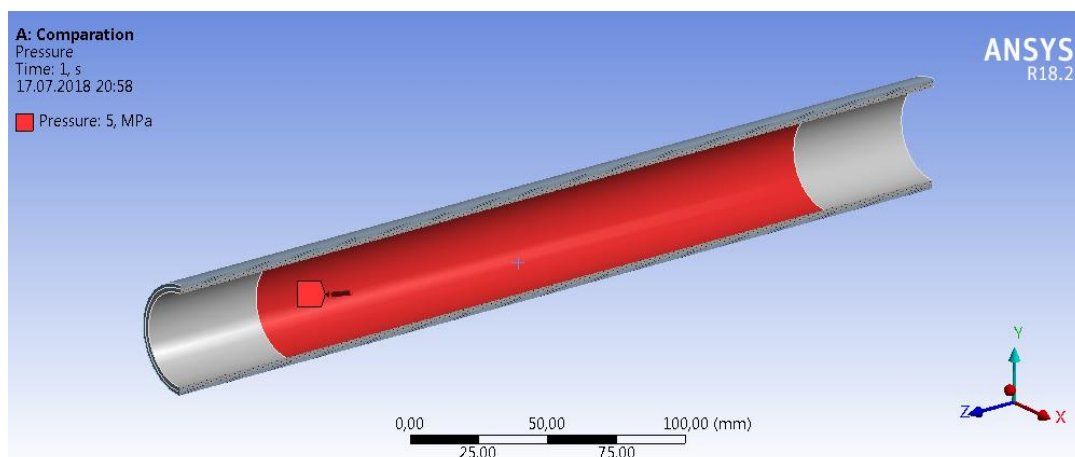


Рис. 4.5 Навантаження моделі оболонки внутрішнім тиском у програмі ANSYS

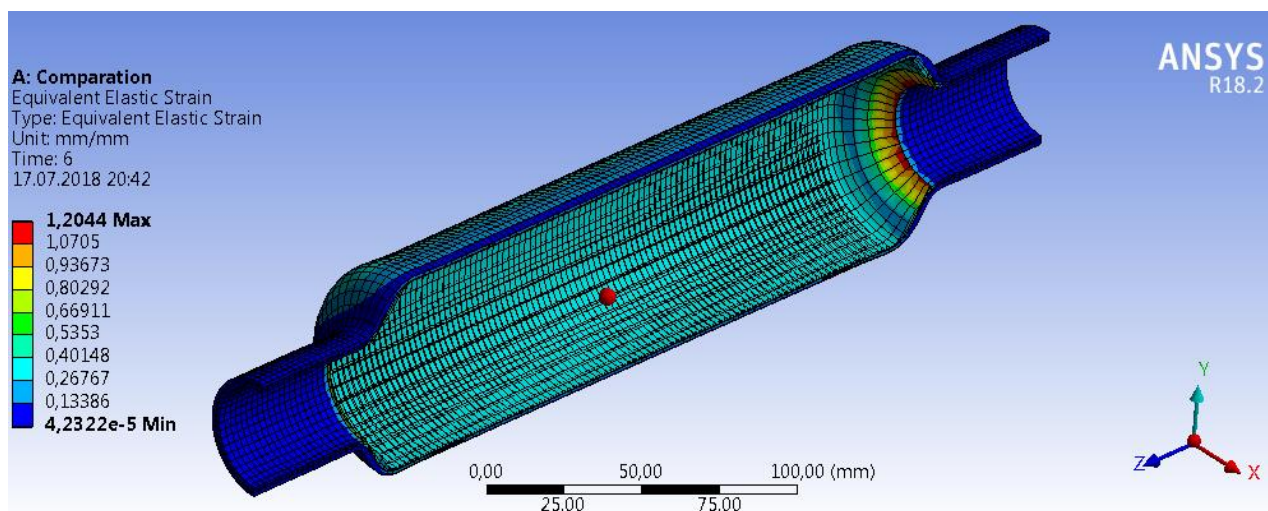


Рис. 4.6 Розподілення колових напружень у моделі оболонки навантаженої внутрішнім тиском 30 МПа у програмі ANSYS

Розрахункові дані занесені до таблиці 4.1. Для визначення оптимального методу розрахунку було випробувано за описаним вище способом одну склопластикову оболонку з лейнером під навантаженням внутрішнім тиском аналогічному розрахунковому із записом колових та повздовжніх деформацій. Результати експерименту наведені у табл. 4.1. З таблиці 4.1 видно, що повздовжні напруження та деформації значно менші за колові (15% від колових), тому їх можна не брати до розгляду. Порівняємо колові деформації розраховані двома методами з експериментальними (рис. 4.7). Найкращу збіжність показує розрахунок за формулою Лапласа (максимальне відхилення 13%). Однак, зважаючи на деяку не лінійність

експериментальної кривої, можна сказати, що загалом обидва методи можуть застосуватись.

Таблиця 4.1 Залежності напружень та деформацій знайдені різними методами від навантаження

P, МПа	Розрахунок в програмі ANSYS				Розрахунок за формулою Лапласа		Експеримента- льні дані	
	σ_x , МПа	σ_y , МПа	ϵ_x , %	ϵ_y , %	σ_y , МПа	ϵ_y , %	ϵ_x , %	ϵ_y , %
1	3.475	23.2	-0.00245	0.096	33.25	0.1425	0.0255	0.1175
5	6.95	46.4	-0.0048	0.192	66.6	0.284	0.042	0.285
7	10.42	69.6	-0.00715	0.288	99.95	0.4255	0.0585	0.43
10	13.9	92.8	-0.0095	0.384	133.3	0.567	0.075	0.62
12	17.35	116	-0.0119	0.4805	166.65	0.709	0.0915	0.77
15	20.8	139.2	-0.0143	0.577	200	0.851	-	0,92

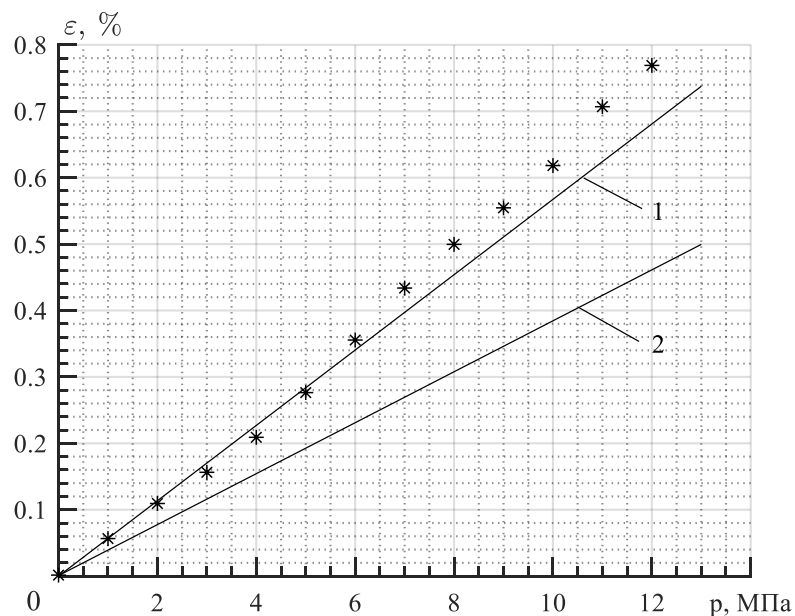


Рис. 4.7 Залежності відносних деформацій від навантаження для експерименту (*), розрахунку за формулою Лапласа (1) та розрахунку в програмі ANSYS (2)

В даному випадку доцільно використати формулу Лапласа у поєднанні із законом Гука для обробки експериментальних даних та знаходження границі міцності і модуля пружності. Таким чином реалізуються випробування композиційних оболонок внутрішнім тиском та обробка експериментальних даних.

4.4. Вплив рідин на характеристики міцності композиційних оболонок із урахуванням температури

При впливі робочого середовища багато авторів у розглянутих вище роботах [179, 180] керуються поняттями пошкодженого шару та зношення матеріалу. Це звісно має відношення до товщини композиту, кількості шарів, що витримують розрахункове навантаження, та до поступового зменшення товщини композиту. Зважаючи на можливе зменшення товщини композиту з часом варто врахувати цей аспект при дослідженні впливу середовища на характеристики міцності композиційних оболонок під внутрішнім тиском. Товщина пошкодженого шару композиту через малі абсолютні розміри не може бути визначена шляхом геометричних вимірювань. Тому для визначення наявності пошкодженого шару композиту та його величини проведено аналогічну витримку аналогічних склопластикових зразків, але з товщиною склопластикового шару 0,5, 0,75, 1, 1,25, 1,5 мм, що відповідає кількостям шарів 2-6. Кожній товщині зразка відповідатиме одне і те ж абсолютне значення пошкодженого шару, адже площа зразків, зважаючи на загальні габарити зразка, є практично незмінною, а усі зразки витримуються одночасно в однакових умовах. При цьому відносна товщина пошкодженого шару повинна змінюватись у 3 рази, що повинно призвести до співставних змін у механічних характеристиках композиту.

Тому було визначено величину пошкодженого шару композиту та його вплив на механічні характеристики композиту при витримці у робочому середовищі, а саме в морській воді. Так 5 зразків товщиною 0,5, 0,75, 1, 1,25, 1,5 мм (2-6 шарів відповідно) із епоксидного склопластику із поліпропіленовим лейнером було витримано у морській воді протягом 310 год. Далі зразки були випробувані внутрішнім тиском до руйнування із записом діаграм деформування за вище описаною методикою та було проведено розрахунки над отриманими результатами також за вище описаною методикою. Отримано значення границі міцності та модуля пружності при різній товщині оболонки, котрі наведені у таблиці 4.2. Також розраховано похибку наведених значень (таблиця 4.2) відносно початкових, що наведені у таблиці 2.2. З таблиці 4.2 видно, що модуль пружності та границя міцності не

залежать від товщини оболонки і геометричних розмірів при витримці у рідині. Це означає також, що пошкоджений шар композиту відсутній, і витримка у рідині не призводить до появи пошкоджень у композиті, що погоджується із результатами отриманими для іншого типу композиту: термопластичного склопластику.

Таблиця 4.2 Границя міцності та модуль пружності оболонки із епоксидного склопластику різної товщини із лейнером

Товщина оболонки d, мм	0,5	0.75	1	1.25	1.5
Модуль пружності E, ГПа / Похибка, %	25,4/8	23,8/1	22,6/4	25,1/6	25,1/6
Границя міцності σ_B , МПа / Похибка, %	281/12	290/15	259/3	221/12	226/10

Для визначення впливу температури на оболонкові зразки із епоксидного склопластику та вуглепластику п'ять зразків із 6-ма шарами склопластику на лейнері та п'ять зразків із 2-ма шарами вуглепластику на лейнері були витримані в морській воді протягом 310 год та випробувані внутрішнім тиском при температурах 273:373 К. Записані діаграми деформацій були оброблені за описаною вище методикою. Експериментальні значення для відносних модуля пружності та границі міцності показані на рис. 4.8 (знаходження розрахункових кривих буде описано нижче). Відносні значення модуля пружності та границі міцності знаходились по відношенню до початкових механічних характеристик матеріалу (таблиця 2.2) за формулами (4.2) і (4.3):

$$\bar{\sigma}_B = \frac{\sigma'_B}{\sigma_{B0}} ; \quad (4.2)$$

$$\bar{E} = \frac{E'}{E_0} , \quad (4.3)$$

де σ_{B0} – початкова границя міцності, E_0 – початковий модуль пружності (із таблиці 1 для кожного матеріалу та параметру відповідно), $\bar{\sigma}_B$ – відносна границя міцності з урахуванням деградації, \bar{E} – відносний модуль пружності з урахуванням деградації, σ'_B – границі міцності з урахуванням деградації, E' – модуль пружності з урахуванням деградації. У даному випадку необхідно додатково враховувати зміну модуля пружності та границі міцності від температури без врахування

деградації характеристик, що проведено із використанням залежностей (3.24-3.25). Використовуючи також залежності зміни відносної границі міцності та відносного модуля пружності (3.20-3.21) від дії робочого було розраховано теоретичні значення для відносних модуля пружності та границі міцності (взяті відносно початкових механічних характеристик матеріалів вказаних у таблиці 2.2 за формулами (4.2-4.3), котрі показані на рис. 4.8 (розрахункова крива 1).

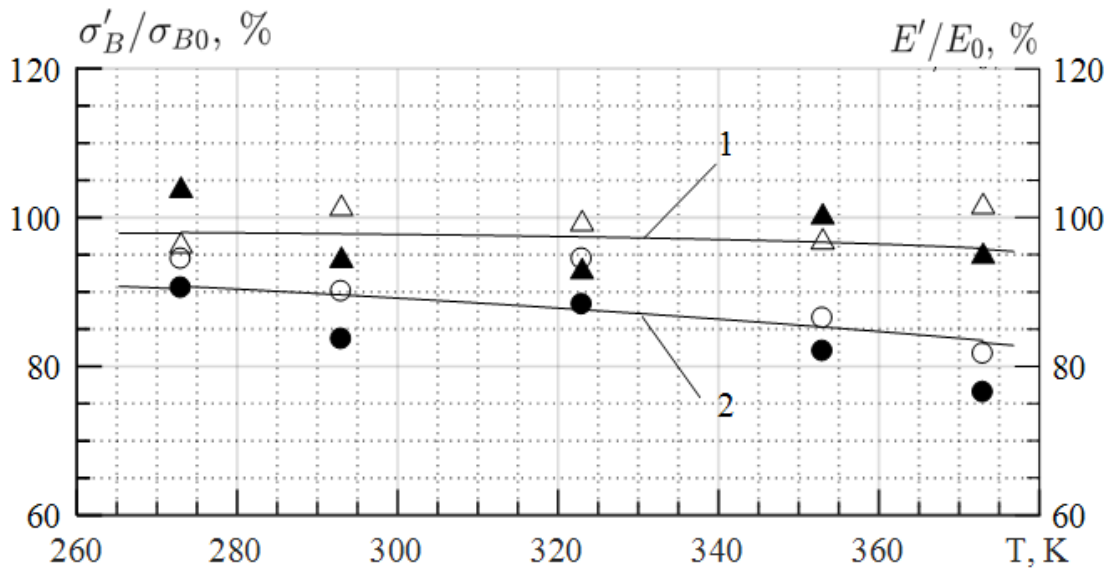


Рис. 4.8 Експериментальна (точки) та розрахункова (криві) залежність відносних модуля пружності ($\Delta, \blacktriangle, 1$) та границі міцності ($\circ, \bullet, 2$) оболонок із епоксидних склопластику (світлі точки) та вуглепластику (темні точки) із лейнером від температури при попередній витримці у морській воді протягом 310 годин

З рисунків видно, що морська вода має незначний вплив на механічні характеристики епоксидних склопластику та вуглепластику, зокрема границя міцності змінюється при кімнатній температурі на 10%, а модуль пружності практично не змінюється. У розглянутому діапазоні температур температура має не великий ефект на характеристики матеріалу: в рамках 5-10%.

Конструкції відрізняються одна від одної за багатьма параметрами: геометричні розміри, тип армування, типами побудови силових контурів, засобами захисту поверхні і багатьма іншими. Одними з головних конструкційних параметрів для композиційної оболонки є тип композиту, кількість шарів композиту (інакше товщина пластику), напрям волокон кожного шару та герметичність. Зважаючи на те, що більшість композиційних оболонок, котрі мають контакт із середовищем під високим тиском, використовуються у поєднанні із полімерним лейнером, то

параметр герметичності не доцільно розглядати, оскільки лейнер слугує бар'єром між рідиною чи газом та композитом [68]. Вплив типу композиту передбачає розгляд загально використовуваних матеріалів [49], як зазначено вище. Напрямок волокон у шарі має значний вплив на характеристики пакету композиту та конструкції [150], проте він враховується використанням паспортних даних на конкретний композит. Однак при дослідженнях різних явищ композит розглядається зазвичай у кількох варіантах армування [150-152], що потрібно враховувати.

Тому було розглянуто випадок із навантаженням внутрішнім тиском оболонки із епоксидного склопластику з поліпропіленовим лейнером армованої 3-ма шарами склотканини із напрямком $\pm 45^\circ$. Тобто склопластикова оболонка відрізняються від описаних попередньо тим, що має інший напрямок армування та кількість шарів. Із двох виготовлених оболонок із армуванням $\pm 45^\circ$ одна була витримана у морській воді протягом 310 год (оболонка 1). Обидві оболонки були випробувані внутрішнім тиском за описаним вище способом. Результати випробувань занесені до таблиці 4.3.

По аналогії із залежностями (3.20-3.21) прийемо для випадку зсуву залежності (4.4-4.5):

$$\bar{\tau}_B = 1 - \frac{k_\sigma^{-1} \frac{RT}{V_m} \frac{m_H(1 - e^{-kt}) \cos(wt)}{m_0}}{\tau_{B0}}, \quad (4.4)$$

$$\bar{G} = 1 - \frac{k_E^{-1} \frac{RT}{V_m} \frac{m_H(1 - e^{-kt}) \cos(wt)}{m_0}}{G_0}, \quad (4.5)$$

де \bar{G} – відносний модуль зсуву (по відношенню до початкового значення модуля зсуву G_0), $\bar{\tau}_B$ – відносна границя міцності на зсув (по відношенню до початкового значення границі міцності на зсув τ_{B0}). Використовуючи залежності (4.4-4.5) та взявши за початкові значення результати випробувань оболонки без витримки у морській воді (оболонка 2) отримано розрахункові значення для випробувань оболонки 1 (таблиця 4.3). За результатами у таблиці 4.3 видно, що формули (4.4-4.5) досить добре описують зміну механічних характеристик оболонки із армуванням $\pm 45^\circ$. Це свідчить про відсутність впливу типу армування на зміну механі-

чних характеристик матеріалу від дії рідини за відсутності прошивки по товщині. Тобто підхід описаний залежностями (3.20-3.21) можливо застосовувати у випадках із комбінованим армуванням композитів.

Таблиця 4.3 Механічні характеристики оболонок із епоксидного склопластику з лейнером із армуванням $\pm 45^0$

	Початкові значення отримані експериментально (оболонка 2)	Експериментальні значення після витримки у морській воді протягом 310 год. (оболонка 1)	Розрахункові значення після витримки у морській воді протягом 310 год.	Похибка, %
Границя міцності на зсув τ_v , МПа	85,71	70,11	58,99	15,9
Модуль пружності на зсув G, ГПа	6,25	4,88	5,41	10,9

Залежності (3.20-3.21) базуються на припущенні про появу внутрішніх напружень у композиті, котрі знижують механічні характеристики композиту. Внутрішні напруження виникають за рахунок адсорбції рідини у матеріал та пропорційні до кількості рідини у матеріалі та, зокрема, до температури. За результатами показаними на рис. 4.8 прослідковується систематичне падіння механічних характеристик матеріалу за рахунок дії адсорбованої рідини при будь-якій температурі у досліджуваному діапазоні, а також прослідковується незначна залежність від температури за рахунок зміни кінетичної енергії молекул адсорбованої рідини, що викликає зміну внутрішніх напружень. Такий вплив рідини на мікрорівні вочевидь не чинить впливу на поведінку матеріалу на макрорівні: зміна товщина конструкції та орієнтації шарів не чинить впливу на зміну механічних характеристик матеріалу, що можна побачити на таблицях 4.2 і 4.3. Також витримка у рідині не призводить до появи пошкоджень у композиті. Загалом залежності (3.20-3.21) досить добре описують деформування та руйнування оболонкових конструкцій із

різнотипних матеріалів із різними армуваннями. Це та інше описане вище разом свідчать про можливість застосування залежностей (3.20-3.21) для аналізу різних композиційних конструкцій.

4.5. Вплив рідин на характеристики міцності композиційних оболонок із пошкодженням

В процесі експлуатації можуть виникнути різноманітні пошкодження: тріщини, вибоїни, вм'ятини, ерозія, подряпини, температурні чи променеві пошкодження, розшарування різних форм та розмірів. Усі пошкодження мають свій вплив на характеристики міцності конструкції: від незначного до критичного [138], [210]. Рідина може потрапити на будь-яку частину композиційної деталі, зокрема і на пошкоджену. Ерозія спричинена рідиною буде викликати зміни механічних характеристик матеріалу у зоні пошкодження [211], [212], що призведе до зміни навантажувальної здатності конструкції. Тому вплив рідини на характеристики міцності оболонкових композиційних конструкцій з пошкодженням навантажених внутрішнім тиском є багатофакторним та важливим питанням.

Пошкодження, що виникають у конструкціях можуть бути дуже різними, як зазначено вище. З точки зору навантажувальної здатності конструкції пошкодження чинить вплив на її руйнування. Адже напружено-деформований стан конструкції на віддалі від пошкодження залишатиметься незмінним. Тобто при аналізі таких конструкцій необхідно використовувати поняття механіки руйнування. З точки зору механіки руйнування пошкодження є місцем в якому будуть розвиватися тріщини, котрі утворились при дії фактору, що призвів до пошкодження. Тому в загальному випадку пошкодження варто розглядати як відповідного розміру тріщину. При розгляді конструкцій із тріщиною найзагальнішим буде вважати, що конструкція зруйнується тоді, коли КІН визначений по тріщині, в якій відбувається руйнування, буде рівний критичному КІН матеріалу – за критерієм Ірвіна.

Для встановлення впливу робочого середовища на композиційну оболонку із пошкодженням необхідно прояснити вплив робочого середовища на таку ж оболонку без пошкодження. За попередніми дослідженнями можна зробити висно-

вок, що епоксидний склопластик, епоксидний вуглепластик та матеріал Twintex схожим чином реагують на робоче середовище: деградація характеристик матеріалу відбувається за залежностями (3.20), (3.21) і (3.23) із врахуванням відповідних констант матеріалу, але величина впливу різниться у кілька разів. Загалом навантажувальна здатність конструкцій залежить від характеристик матеріалу, що описуються для розглянутих умов залежностями (3.20), (3.21) та (3.23). Тобто вплив робочого середовища на композиційну оболонку необхідно враховувати через зміну механічних характеристик матеріалу. Маючи залежності (3.20), (3.21) та (3.23) можна описати зміну механічних характеристик матеріалу оболонки із пошкодженням та розрахувати руйнівне навантаження. Для цього склопластикова та вуглепластикова оболонки із пошкодженням (рис. 4.9) були витримані у морській воді протягом 310 год.

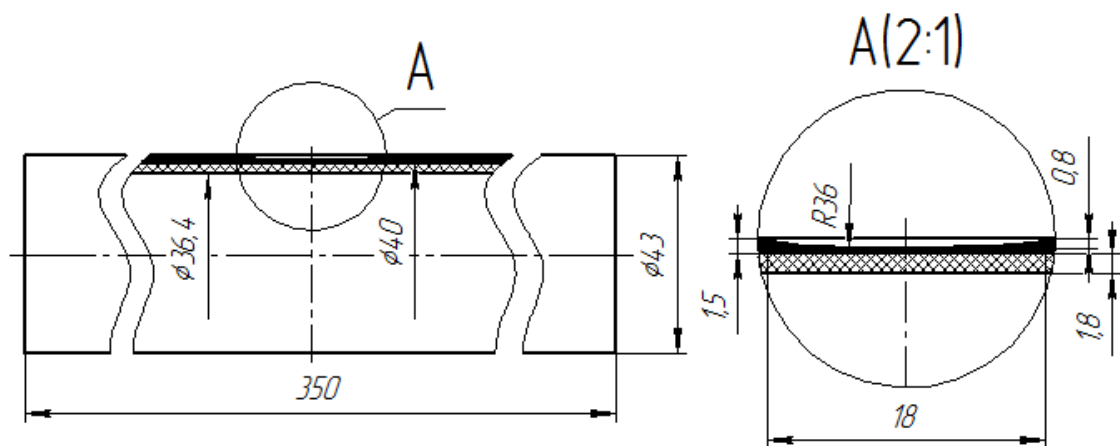


Рис. 4.9 Епоксидна склопластикова оболонка із пошкодженням

Паралельно було взято такі ж дві оболонки для подальших випробувань без впливу рідини. За попередніми дослідженням встановлено, що у розглянутому діапазоні температур 237:373 К температура має невеликий ефект на характеристики міцності композиційних оболонок, що розглядаються у цій роботі: в рамках 5-10%. Відповідно немає потреби проводити ряд окремих температурних випробувань, оскільки не передбачається суттєвого впливу температури на композиційну оболонку, а головним найменш відомим фактором є пошкодження, як показано вище. Крім того необхідні температурні залежності наведені у (3.24)-(3.26). Відповідно дві оболонки після витримки у рідині та інші дві оболонки, які не піддавались впливу рідини, випробовувались при температурі 20⁰С під внутрішнім

тиском. Результати випробувань занесені в таблицю 4.4. Дані випробувань двох останніх оболонок використано для перевірки методу розрахунку руйнівного навантаження: розділено розрахунки характеристик матеріалу та конструкції. Початкові експериментальні значення матеріалу були взяті із таблиці 2.2.

Таблиця 4.4 Характеристики міцності композиційних оболонок із лейнером

Тип оболонки	Склопластикова			Вуглепластикова		
	σ_b , МПа	E, ГПа	K_{Ic} , МПа*мм ^{1/2}	σ_b , МПа	E, ГПа	K_{Ic} , МПа*мм ^{1/2}
Початкові експериментальні значення матеріалу	251	23,2	617	609	61	1076
Випробування оболонки без витримки у рідині						
Експериментальні значення оболонки без деградації	-	25,1	-	-	64	-
Похибка, %	-	8,2	-	-	4,9	-
Руйнівний тиск, МПа	9,2			8,5		
Розрахунковий руйнівний тиск, МПа	8,85			8,16		
Похибка, %	4			4,2		
Випробування оболонки з витримкою у рідині протягом 310 год.						
Деградовані розрахункові значення матеріалу	226	22,6	506	548	59,5	882
Деградовані експериментальні значення оболонки	-	20,6	-	-	52,2	-
Похибка, %	-	8	-	-	11,2	-
Руйнівний тиск, МПа	7			5,3		
Розрахунковий руйнівний тиск, МПа	6,7			5,29		
Похибка, %	4,3			0,2		

Деградовані розрахункові значення матеріалу були знайдені за залежностями (3.20), (3.21) та (3.23). Розрахунок руйнівного тиску проводився у програмі ANSYS. В програмі SolidWorks були змодельовані склопластикова та вуглепластикова оболонки із лейнером, котрі потім були експортовані в ANSYS, де на них була утворена розрахункова сітка із тетраєдральних елементів (рис. 4.10). У місцях розміщення пошкодження та зняття даних використану подрібнену сітку того ж типу розміром 0,5 мм. Пошкодження враховувалось напів еліптичною тріщи-

ною відповідно розміру (рис. 4.11). Використовуючи характеристики матеріалу із таблиці 4.4 було задано налаштування характеристик моделі оболонки.

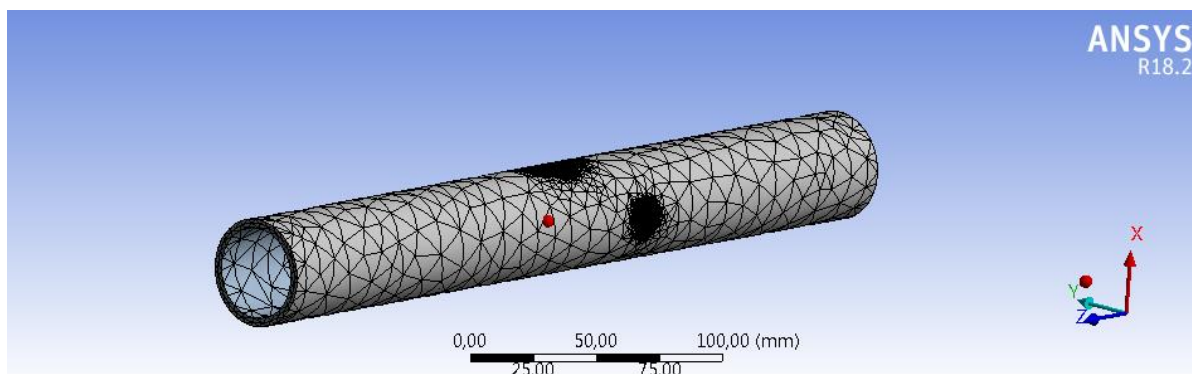


Рис. 4.10 Модель склопластикової оболонки з лейнером в програмі ANSYS з утвореною розрахунковою сіткою

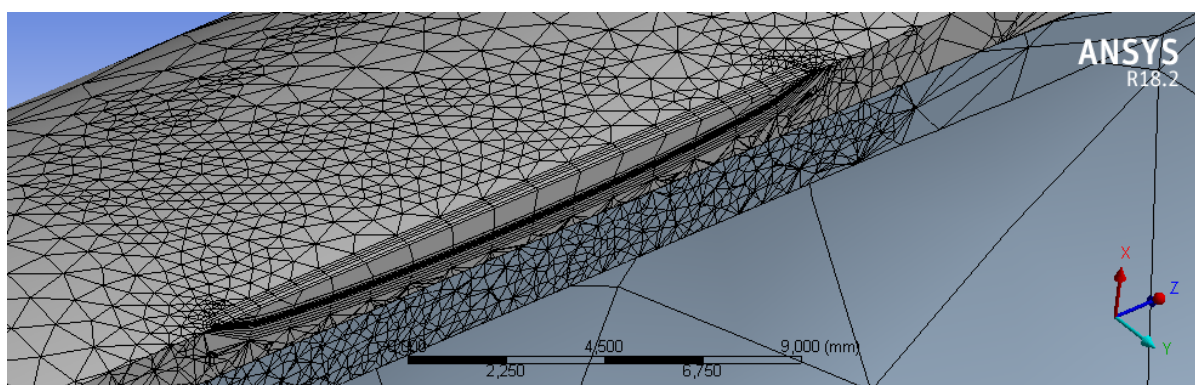


Рис. 4.11. Модель склопластикової оболонки з тріщиною та лейнером в програмі ANSYS (переріз у зоні розміщення пошкодження)

Навантаження оболонки задавалося внутрішнім тиском аналогічно експерименту (рис. 4.12).

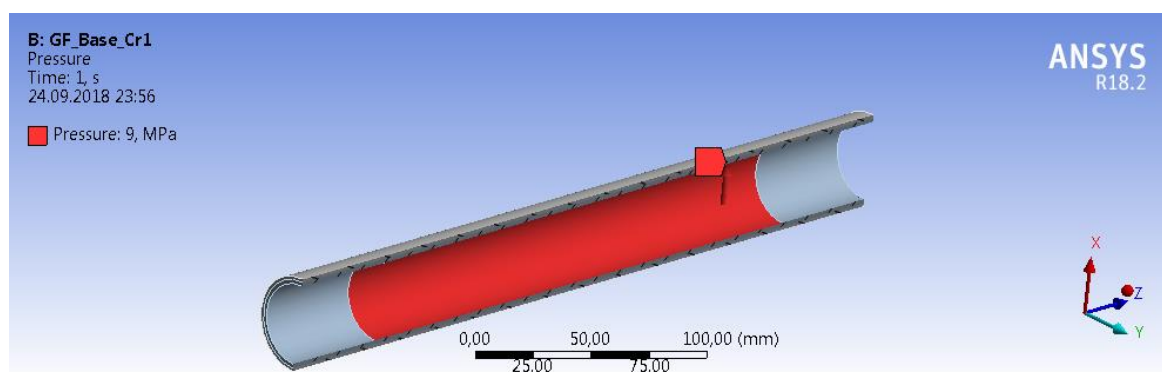


Рис. 4.12 Модель склопластикової оболонки з лейнером навантаженої внутрішнім тиском в програмі ANSYS

За результатами розрахунку знайдені напруження (рис. 4.13) та деформації в оболонці, а також максимальний КІН у тріщині. Розрахунки проводились із збіль-

шення внутрішнього тиску до настання рівності між розрахунковим КІН та критичним КІН (таблиця 4.4). За критерієм Ірвіна руйнування відбувається при настанні цієї рівності. Знайдений таким чином руйнівний тиск був занесений до таблиці 4.4. Далі було знайдено похибку між теоретичними та експериментальними значеннями, котрі також занесені в таблицю 4.4.

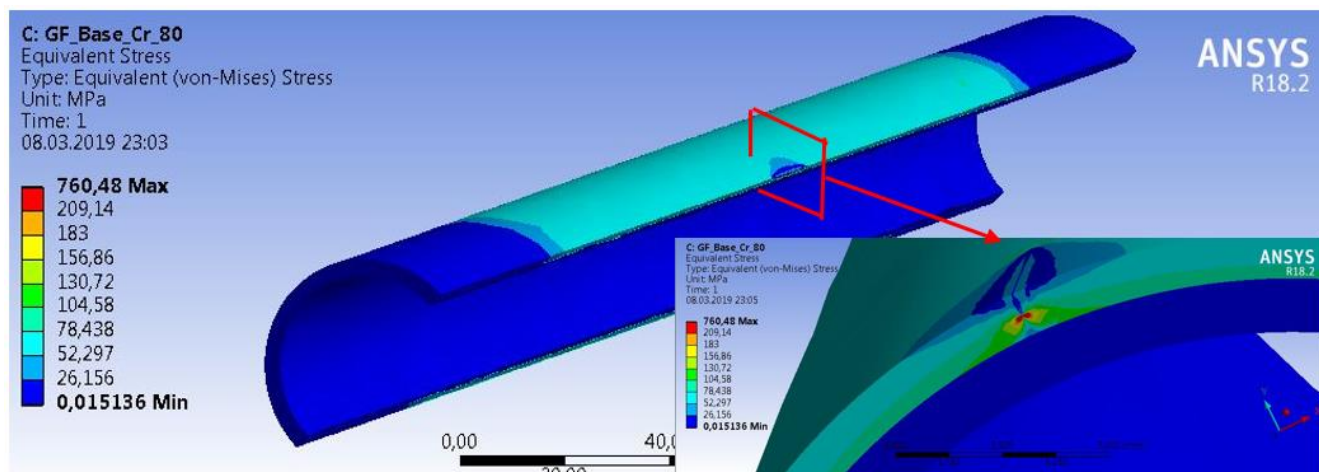


Рис. 4.13 Розподілення напружень по Мізесу у моделі склопластикової оболонки з лейнером навантаженої внутрішнім тиском 9 МПа в програмі ANSYS

Аналізуючи дані наведені в таблиці 4.4 можна зробити наступні висновки:

1. Розрахунок конструкційних елементів заснований на використанні механічних характеристик матеріалу, що зазнають впливу, дає досить добру збіжність із експериментом на конструкційних елементах, що свідчить про можливість подальшого застосування такого підходу у розглянутих умовах.

2. Розрахунок конструкційних елементів із пошкодженням із використанням вбудованих засобів програми ANSYS показує досить добрі результати у порівнянні із аналогічним експериментом.

3. Розрахунок конструкційних елементів із пошкодженням з урахуванням впливу рідини та температури із використанням розрахованих механічних характеристик матеріалу за допомогою залежностей (3.20), (3.21) та (3.24-3.26) дає досить добрі результати у порівнянні із аналогічним експериментом, що свідчить про можливість подальшого застосування такого підходу у розглянутих умовах.

Таким чином запропонований в роботі підхід досить добре поєднується з експериментальними даними, що дає змогу рекомендувати його при проектуванні та конструюванні авіаційних конструктивних елементів із композитів.

Висновки по розділу 4

1. Товщина оболонки, її геометричні розміри та напрямок армування (за відсутності прошивки по товщині) не чинять впливу на зміну механічних характеристик матеріалу від сумісної дії рідини та температури.

2. Витримка у рідині не призводить до появи пошкоджень у композиційному матеріалі.

3. Рідина має невеликий вплив на механічні характеристики оболонок із епоксидних склопластику та вуглепластику: границя міцності змінюється при кімнатній температурі на 10%, а модуль пружності практично не змінюється.

4. У розглянутому діапазоні температур 237:373 К температура має невеликий ефект на характеристики матеріалу: в рамках 5-10%.

5. Розрахунок конструкційних елементів із пошкодженням з урахуванням впливу рідини та температури із використанням розрахованих механічних характеристик матеріалу за допомогою запропонованих залежностей дає досить добрі результати у порівнянні із аналогічним експериментом, що свідчить про можливість подальшого застосування такого підходу у розглянутих умовах.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Дисертаційна робота присвячена встановленню закономірностей деформування та руйнування оболонкових конструкцій із типових для авіаційної галузі композиційних матеріалів з урахуванням впливу робочого середовища у вигляді рідин та експлуатаційного пошкодження. За результатами досліджень встановлено наступні закономірності та отримано результати:

1. Розроблено технологію виготовлення композиційних зразків для дослідження їх на міцність при різних навантаженнях, яка дозволяє спростити процес виробництва штучних композиційних деталей, знизити собівартість продукту з використання сучасних достатньо складних композиційних матеріалів.

2. Виявлено, що активна адсорбція різних видів рідин композиційним матеріалом спостерігається у перші 200 год витримки у рідині. Насичення матеріалу рідиною досягається після 600 – 800 год витримки. Процес адсорбції рідини композиційним матеріалом суттєво залежить від поєднання пари матеріал-рідина.

3. Отриманий комплекс базових механічних характеристик матеріалу свідчить про те що, деградація цих характеристик пропорційна до кількості рідини у пластику і відповідно до внутрішніх напружень спричинених рідиною. Спостерігається значний вплив прошивки по товщині на границю міцності, але немає жодного впливу на модуль пружності: прошивка вздовж напрямку випробування нівелює вплив рідини, тоді як прошивка поперек напрямку випробування не чинить жодного ефекту. Деградація характеристик матеріалу при витримці у рідині є інваріантною від роду рідини. Напрямок випробувань матеріалу (з урахуванням прошивки по товщині) не має впливу на деградацію критичного КІН матеріалу. Рід рідини має вплив на деградацію критичного КІН матеріалу: спостерігається різниця у 10% між витримкою в АМГ10 та морській воді.

4. Зміна температури впливає на зміну внутрішніх напружень у матеріалі, що призводить до зміни механічних характеристик матеріалу у межах до 15%.

5. На основі низки експериментальних даних по дослідженню повзучості термопластичного склопластику при комбінованих статичних та циклічних навантаженнях за кімнатної температури виявлено суттєву повзучість матеріалу

(0,06%/год.) у досліджуваному часовому діапазоні, що описується розробленою моделлю, яку можна віднести до моделей спадкового типу, в той час як для металів за розглянутих умов повзучість не спостерігається.

6. Товщина оболонки, її геометричні розміри та напрямок армування (за відсутності прошивки по товщині) не чинять впливу на зміну механічних характеристик матеріалу від сумісної дії рідини та температури.

7. Рідина має невеликий вплив на механічні характеристики оболонок із епоксидних склопластику та вуглепластику: границя міцності змінюється при кімнатній температурі на 10%, а модуль пружності практично не змінюється. У розглянутому діапазоні температур 237 – 373 К температура має невеликий ефект на характеристики матеріалу: в рамках 5 – 10%.

8. Розроблено метод визначення деградації характеристик міцності композиційної оболонкової конструкції з пошкодженням при тривалому впливі робочого середовища під внутрішнім тиском з урахуванням температури. Отримані дані дозволяють вирисовувати деградовані характеристики матеріалу з урахуванням розглянутих умов для оцінки навантажувальної здатності оболонкової конструкції. Результати виконаних досліджень використовуються на підприємствах України, що підтверджується актами впровадження ДП «Антонов» і ТОВ «Прогрестех-Україна».

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. М.Л. Кербер Композиционные материалы // Соросовский образовательный журнал. – №5., Выпуск 10.– 1999. – с. 33-41.
2. А.Л. Берлин Современные полимерные композиционные материалы // Соросовский образовательный журнал. – №1., Выпуск 8.– 1995. – с. 57-65.
3. Справочник по композиционным материалам: в 2 тт., Том 1 под ред. Дж. Любин – Москва: Машиностроение, 1988. – 446 с.
4. Композиционные материалы, области применения // [НафтаРос] URL: <http://www.naftaros.ru/articles/42/>.
5. М.Л. Кербер Полимерные композиционные материалы: структура, свойства, технология под ред. А. А. Берлин – СПб: Профессия, 2008. – 560 с.
6. A.S. Herrmann, I. Zuardy, P.C. Zahlen Sandwich Structures Technology in Commercial Aviation // Sandwich Structures. – No. 8., Volume 32. – 2005. – p. 13-26.
7. Е.М. Гурьянова Конструкция и летная эксплуатация самолета Ан-26 – Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2010. – 98 с.
8. В.М. Мельников Проблемы создания в космосе крупногабаритных конструкций // Электронный журнал "Труды МАИ". – №3., Выпуск 78. – 2009. – с. 1-21.
9. Ф.К. Антонов Экспериментальное и численное моделирование космического рефлектора на основе композитных стержней // Решетневские чтения. – №1., Выпуск 18. – 2014. – с. 45-46.
10. И.Е. Гутовский Моделирование динамики раскрытия ферменного каркаса трансформируемого рефлектора антенны космического базирования методом конечных элементов // Вестник Санкт-Петербургского Института Металлургии, машиностроения и транспорта. – №1., Выпуск 2. – 2012. – с. 276-285.
11. Г. Г. Райкунов Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции // Международный журнал экспериментального образования. – №6., Выпуск 45. – 2010. – с. 43-44.
12. Я.С. Карпов, Ф.М. Гагауз, А.Ю. Воробьев Проектирование и конструктивно-технологическое решения стержней из композиционных материалов – Харьков: ХАИ, 2010. – 70 с.
13. Патент на корисну модель № US4900048 Integral seamless composite bicycle frame / G. Derujinsky. Опубліковано 02.1990.
14. Патент на корисну модель № DE3782940D1 Composite bicycle frame with pressure molded juncture / Brent J Trimble. Опубліковано 01.1991.
15. Патент на корисну модель № CN1113471A Modular composite bicycle frame / J. Allsop, M. G. Allsop. Опубліковано 05.1995.
16. Патент на корисну модель №US5152543A Composite frame wheelchair / A. Larry. Опубліковано 11.1990.

17. Патент на корисну модель № US4272971A Reinforced tubular structure / S. L. Morris, S. McGann Timothy. Опубліковано 01.1979.
18. E. Finch, A. Mani, K. Kumar Head impact protection using a light weight composite tubular structure // SAE Technical Paper. – №10., Випуск 26. – 2000. – с. 1-10.
19. Liu Qiang Lightweight design of carbon twill weave fabric composite body structure for electric vehicle // Composite structure. – № 7., Випуск 8. – 2013. – с. 231-238.
20. Патент на корисну модель № US6224992B1 Composite body panel and vehicle incorporating same / R. Delbeke, R. A. Hambric, R. F. Mallon. Опубліковано 01.2001.
21. А.В. Мурашко, А.В. Попов Применение композитных материалов с целью снижения массы кузова автобуса // Вестник ВолГТУ. – № 5., Випуск 18.– 2006. – с. 20-30.
22. Патент на корисну модель № US5024399A Frame made of a composite material, especially for the fuselage of an aircraft and its method of production / H. Barquet, P. P. Negronni, B. Plissonneau. Опубліковано 06.1991.
23. Патент на корисну модель № US5332178 Composite wing and manufacturing process thereof / S. B. Williams. Опубліковано 07.1994.
24. Патент на корисну модель № US6190484B1 Monolithic composite wing manufacturing process / A. Karri Grant. Опубліковано 02.2001.
25. H. Chyanbin, Z. S. Tsai Aeroelastic divergence of stiffened composite multicell wing structures // Journal of Aircraft. – № 4., Випуск 13.– 2002. – с. 242-260.
26. F.M. Wiggenraad, X. Zhang, A.O. Davies Impact damage prediction and failure analysis of heavily loaded, blade-stiffened composite wing panels // Composite structure. – № 10., Випуск 20.– 1999. – с. 81-103.
27. B. Liu, R.T. Haftka, A.M. Akgun Two-level composite wing structural optimization using response surfaces // Structural and Multidisciplinary Optimization. – №3., Випуск 32.– 2000. – с. 87-96.
28. В.И. Бирюк, Х.Ф. Нгуен Исследование по оптимизации конструктивно-силовой схемы самолета с прямым крылом из композиционных материалов // Труды МФТИ. – №6., Випуск 2. –2015. – с. 133-141.
29. Патент на корисну модель № DE3531721A1T Fiber reinforced composite spar for a rotary wing aircraft / R. Reavely, D.N. Schamling Опубліковано 11.1986.
30. Патент на корисну модель № US4198018A Blended wing-fuselage frame made of fiber reinforced resin composites / P.C. Brault Опубліковано 04.1980.
31. Л.А. Бохоева, А.Г. Пиев, Т.А. Дамдинов Моделирование и технология изготовления лопасти вертолета из композиционных материалов // Проблемы механики и машиностроения. – № 9., Випуск 26. – 2010. – с. 16-20.
32. Патент на корисну модель № CA1028308A Composite helicopter spar and means to alleviate stress concentration / W.L. Noehren, E.S. Hilyan Опубліковано 12.1977.
33. Патент на корисну модель № CA961826A Composite aerodynamic blade with twin-beam spar / W. Reinfelder, M. Salkind Опубліковано 01.1974.

34. Патент на корисну модель № US4260332A Composite spar structure having integral fitting for rotational hub mounting / O. Weingart, E.E. Moms Оpubліковано 02.1979.
35. Патент на корисну модель № US5127802A Reinforced full-spar composite rotor blade / E.K. Charles, K. Carlson Оpubліковано 07.1992.
36. Патент на корисну модель № DE69207206D1 Composite blade manufacture / J.M. Graff, A.J. Violette Оpubліковано 05.1993.
37. V.M. Syneglazov, V.M. Bovko Computer-aided design of spat for rotor blade of wind-power plant // NAU. – № 8., Випуск 41.– 2015. – с. 75-80.
38. А.С. Лукуть Развитие ветроэнергетических установок мегаваттного класса // Актуальные проблемы энергетики. – № 7., Випуск 11.– 2012. – с. 358-360.
39. M. Bishop Aircraft design using FEM approach for composite structure: Dissertation, Ph.D: 18.11.1999 / M. Bishop – Wichita: Wichita State University, 1999 – 199 p.
40. Патент на корисну модель № CA2111887A1 Blade made of thermoplastic composite, in particular for ducted tail rotor of a helicopter, and its method of manufacture with injection step / J.A. Aubry, R.L. Coffy Оpubліковано 11.1995.
41. Д.С. Кива Этапы становления и начала развернутого применения полимерных композиционных материалов в конструкциях пассажирских и транспортных самолетов (1970-1995 гг.) // Авиационно-космическая техника и технология. – № 3., Випуск 14.– 2014. – с. 5-16.
42. Я.О. Головченко Проектирование агрегатов самолета из композитов // Збірник наукових праць (галузеве машинобудування, будівництво). – №2., Випуск 38.– 2014. – с. 245-250.
43. А.З. Двейрин, Е.В. Майорова Анализ эффективности внедрения интегральных конструкций с трубчатыми элементами из полимерных композиционных материалов // Вестник "ХАИ". – № 1., Випуск 12.– 2011. – с. 65-77.
44. С.П. Савин Применение современных полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолетов семейства МС-21 // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – №14, – Выпуск 4. – 2012. – с. 686-693.
45. Патент на корисну модель № US5488211A1 Advanced composite fuselage technology / B.L. Pcewitz, P.J. Smith, E.R. Horton Оpubліковано 10.1995.
46. Патент на корисну модель № US5441211A1 Impact damage resistance of composite fuselage structure / E.F. Dost Оpubліковано 08.1995.
47. L.S. Hwang, W. Kang Transport composite wing box trade study using FE technologies // ICCES. – № 7., Випуск 13.– 2011. – с. 37-38.
48. M.B. Woodson, E.R. Johnson, R.T. Haftka Optimal design of composite fuselage frames for crashworthiness // International Journal of Crashworthiness. – № 4., Випуск 5.– 1996. – с. 369-380.
49. G. Marsh Airbus takes on Boeing with reinforced plastic A350 XWB // Reinforced

- Plastics. – № 7., Выпуск 12.– дек. 2007. – с. 26-27.
50. А. Нургалеев Роль углепластика в создании самолета Airbus A350 XWB // URL: <http://www.aviaport.ru/news/2011/07/29/219298.html>. Оpubл. 19/04/2016.
51. J. Tomblin Flight safety of tommorow // Overview of composite material trends in aviation manufacturing NIAR. – Wichita, 2015. – с. 215-223
52. Н. М. Пуденков Применение углепластиков в авиастроение // Современные наукоемкие технологии. – № 9., Выпуск 26.– 2013. – с. 223-224.
53. Патент на корисну модель № US5158509A Composite stabilizer unit / L.R. Ebaugh, C.P. Sadler, G.D. Carter Оpubліковано 07.1992.
54. P. Mitschang, M. Blinzler, A. Woginger Processing technologies for continuous fibre reinforced thermoplastics with novel polymer blends // Composites Science and Technology. – № 7., Выпуск 12.– 2003. – с. 2099-2110.
55. B. Vielle, W. Albouy, L. Taleb About the influence of stamping on thermoplastic-based composites for aeronautical applications // Composites Part B: Engineering. – № 1., Выпуск 12. – 2013. – с. 821-834.
56. Г.Н. Петрова, Э.Я. Бейдер Конструкционные материалы на основе армированных термопластов // Российский химический журнал. – № 3., Выпуск 14.– 2010. – с. 1-16.
57. Р.Е. Шалин Термостойкий углепластик КМУ-8 // Авиационная промышленность. – № 8., Выпуск 5.– 1987. – с. 1-9.
58. В.П. Молочев Разработка композитных баллонов давления для космической техники // Механика композиционных материалов и конструкций. – №16., Выпуск 4. – 2010. – с. 587-596.
59. М.А. Комков Композитный торовый баллон для дыхательных аппаратов с продольно-поперечной схемой армирования силовой оболочки // Известия вузов Машиностроение. – № 1., Выпуск 15.– 2006. – с. 11-19.
60. И.В. Пименов, Г.И. Шайдурова Расчет баллона высокого давления из ПВХ-лайнера и базальтопластиковой силовой оболочки // Аэрокосмическая техника. – № 3., Выпуск 17. – 2014. – с.185-198.
61. А.А. Козырева Моделирование композитного бака высокого давления эллиптической формы // Сибирский государственный аэрокосмический университет. – № 2., Выпуск 16. – 2013. – с. 93-95.
62. Патент на корисну модель № USH943H Organic liner for thermoset composite tank / R.E. Garvey Оpubліковано 12.1989.
63. А В Капорин, В М Грукало Интегральные металлополимерные конструкции в гидроавиации // Успехи современного естествознания. – Выпуск 7. – 2011. – с. 117-118.
64. Патент на корисну модель № CA920521A Fuel tank / D.J. Durrett, W.A. Roberts июль Оpubліковано 02.1971.
65. Патент на корисну модель № DE1650179A1 Filament wound tank design / F.R. Pflederer Оpubліковано 01.1968.

66. E.H. Glaessengen, J.R. Reeder, D.W. Sleight Debonding failure of sandwich-composite cryogenic fuel tank with internal core pressure // *Journal of spacecraft and rockets*. – № 5, Выпуск 35.– 2005. – с. 613-627.
67. T. DeLay Hybrid composite cryogenic tank structure // *Manufacturing and prototyping*. – № 2., Выпуск 13. – 2011. – с. 11-13.
68. R. Corbin, A. Niedzwiecki Hydrogen composite tank project // *Hydrogen, Fuel Cells and Infrastructure Technologies*. – № 1., Выпуск 24.– 2003. – с. 1-4.
69. M. Robinson Composite cryogenic propellant tank development // *Structural Dynamics*. – № 3., Выпуск 26. – 1994. – с. 544-561.
70. Патент на корисну модель № US6158605A Composite tank / Т.К. DeLay Оpubліковано 02.2000.
71. С.Н. Пермьяков, Е.А. Савельев Системы управления авиастроительным предприятием // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. – №16., Выпуск 1. – 2014. – с. 1536-1539.
72. Патент на корисну модель № US5778940A Combination rubber/composite hose / P.N. Tucker, G.D. Ohm Оpubліковано 06.1998.
73. Патент на корисну модель № EP0374597A2 High performance composite hose / J.C. Walton Оpubліковано 12.1991.
74. Патент на корисну модель № WO1990004128A1E Composite hose / J. Davis Оpubліковано 01.1993.
75. Патент на корисну модель № DE3581438D1 Flexible composite pipe for high-temperature fluids / K. Sadamitsu, Y. Makino Оpubліковано 11.1987.
76. Патент на корисну модель № US4842024S Composite hose for conveying refrigerant fluids in automotive air-conditioned systems / A. Palinchak Оpubліковано 12.1989.
77. Патент на корисну модель № EP0292998B1 FRP pipe with threaded ends / K. Kimura Оpubліковано 01.1990.
78. Патент на корисну модель № EP0270347A1 Composite fuel and vapor tube having increased heat resistance / L. J. Campbell, J. M. Concaugh Оpubліковано 07.1988.
79. Патент на корисну модель № US4243075A Composite pipe / A. L. McPherson, D. E. Triestram, J. E. Lawrence Оpubліковано 02.1981.
80. Патент на корисну модель № US4570316A Method for manufacturing a rotor for a rotary fluid pump / H. Sakamaki, S. Sugishita, Y. Horikoshi Оpubліковано 02.1986.
81. L. Zavada Evaluation of ceramic matrix composite exhaust nozzle divergent seals // *Joint propulsion conference and exhibit*. – №10., Выпуск 3.– 2007. – с. 1-10.
82. Патент на корисну модель № US6240720B1 Hybrid-composite gas turbine exhaust nozzle compression link / W. Tseng, C.R. Wojciechowski Оpubліковано 06.2001.
83. Патент на корисну модель № US6349542B1 Silicon carbide (SiC) composite exhaust manifold and method of making it / D.T. Moore Оpubліковано 02.2002.

84. Патент на корисну модель № US4884400A Exhaust manifold of internal combustion engine / Y. Tanaka, Y. Tasaki Опубликовано 12.1989.
85. Патент на корисну модель № US5400830A Composite automotive exhaust pipe / E. D. Stiles, D. L. Hartsock Опубликовано 03.1995.
86. Е.А. Вешкин Технология ускоренного формования трехслойных сотовых панелей интерьера самолета // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – №15., Выпуск 4. – 2013. – с. 799-805.
87. И. В. Артемьев Прогнозирование функционирования бортовой кабельной сети летательного аппарата в корпусе на основе композитов при электромагнитных взаимодействиях // Современные материалы, техника и технология. – №1., Выпуск 3.– 2015. – с. 16-18.
88. В.Е. Бахарева, И.В. Лишевич, А.И. Маланюк Подшипники из антифрикционных углепластиков для арматуры транспортных систем // Насосы. Турбины, Системы. – №5., Выпуск 6.– 2014. – с. 46-51.
89. Патент на корисну модель №US5332049A Composite drill pipe /C. Tew 07.1994.
90. А.И. Тараканов, В.С. Пепеляев Полиэтиленовые трубы, армированные синтетическими нитями, для нефтепромышленных трубопроводов // Полиэтиленовые трубопроводы. – №6., Выпуск 14.– 2007. – с. 1-8.
91. А. Тараканов Промышленные трубопроводы из полиэтиленовых армированных синтетическими нитями труб // Полимерные трубы. – №2., Выпуск 21. – 2015. – с. 47-48.
92. М.О. Critchfield, T.D. Judy Low-cost design and fabrication of composite ship structures // Marine Structures. – №2., Выпуск 20.– 1994. – с. 475-494.
93. И.С. Гуменюк, С.С. Грушин Применение композитных материалов в судостроении // Modern high technologies. – №1., Выпуск 8.– 2013. – с. 116-117.
94. Патент на корисну модель № DE2911167A1 Carbon fiber reinforced composite drive shaft / D.N. Yates, B.D. Rezin Опубликовано 11.1979.
95. Патент на корисну модель № DE3020020A1 Fiber reinforced composite shaft with metallic connector sleeves mounted by connector ring interlock / D.N. Yates, J.C. Presta Опубликовано 12.1980.
96. В.И. Санчугов, Б.Т. Рашидов, М.И. Олыгин Испытания на надежность трубопроводов гидравлических систем // Вестник МАИ. – №1., Выпуск 10.– 1980. – с. 199-205.
97. Ю.А. Горбунов, Л.М. Новохатская, В.П. Шмаков Теоретическое и экспериментальное исследование спектра собственных неосесимметричных колебаний конической оболочки с жидкостью при наличии внутреннего давления // Динамика упругих и твердых тел, взаимодействующих с жидкостью. – №9., Выпуск 11. – 1975. – с. 47-52.
98. В.Д. Кулагин, Л.М. Крамской Расчет замкнутых сетчатых оболочек под постоянным внутренним давлением // Сообщения ЛМО ДВВИМУ. – №4., Выпуск 12.– 1971. – с. 60-65.

99. А.В. Саченков Приближенное определение нижней критической нагрузки конической оболочки при совместном действии осевого сжатия и внутреннего давления // Общероссийский математический портал. – №3., Выпуск 7.– 1965. – с. 43-45.
100. В.А. Одинцов, В.В. Селиванов Поведение жестко-пластической цилиндрической оболочки под действием внутреннего давления // ПМТФ. – №1., Выпуск 10.– 1975. – с. 1-10.
101. Б.Л. Бухин "Теория оболочек и пластин". Труды VIII Всесоюзной конференции по теории оболочек и пластин // Устойчивость сетчатой оболочки вращения, нагруженной внутренним давлением, Том 8. – Ростов-на-Дону, 1971. – с. 249-254.
102. С.А. Бочкарев, В.П. Матвеев Численное моделирование устойчивости нагруженных оболочек вращения при внутреннем течении жидкости // Прикладная механика и техническая физика. – №49., Выпуск 2. – 2008. – с. 185-196.
103. А.Е. Богданович, Э.Г. Фелдмане Деформирование композитных цилиндрических оболочек при комбинированном динамическом нагружении // Механика композит, материалов. – №4., Выпуск 7. – 1981. – с. 461-465.
104. В.В. Васильев, А.Н. Елпатьевский Нелинейные деформации оболочек вращения из упругих нитей при действии внутреннего давления // Расчёты на прочность. – №8., Выпуск 32.– 1968. – с. 128-142.
105. M. Xia, H. Takayanagi, K. Kemmochi Analysis of multi-layered filament-wound composite pipes under internal pressure // Composite Structures. – №14, Выпуск 56.– 2001. – с. 483-491.
106. Z. Chaudhuri, K. Balaraman, V.X. Kumukkasseril Arbitrarily laminated, anisotropic cylindrical shell under internal pressure // AIAA Journal. – №10., Выпуск 22.– 1986. – с. 1851-1858.
107. A.G. Kardomateas Elasticity solutions for sandwich orthotropic cylindrical shells under external/internal pressure or axial force // AIAA Journal. – №8., Выпуск 42.– 2001. – с. 713-719.
108. C. Robert, J.R. Reuter Analysis of shells under internal pressure // Journal of composite materials. – №4., Выпуск 23.– 1972. – с. 94-112.
109. N. Tutuncu, M. Ozturk Exact solutions for stresses in functionally graded pressure vessels // Composites part B: Engineering. – №7., Выпуск 19.– 2001. – с. 683-686.
110. E.S. Shin, K.D. Pae Effects of hydrostatic pressure on the torsional shear behavior of graphite/epoxy composites // Journal of Composite Materials. – №8., Выпуск 26.– 1992. – с. 462-485.
111. В.Ю. Ляхно Разработка стеклопластиковых оболочек гелиевого криостата для создания магнитного энцефалографа // Вестник ХАИ. – №7., Выпуск 38.– 2011. – с. 63-74.
112. А.А. Дудченко, Р.А. Рохас Выбор оптимальной по весу формы поперечного сечения отсека фюзеляжа // Труды МАИ. – №5., Выпуск 17.– 2003. – с. 1-12.

113. М.А. Комков, В.А. Тарасов, О.В. Зарубина Анализ конструктивно-массового совершенства оболочек сосудов давления // Известия высших учебных заведений. – №6., Выпуск 14.– 2012. – с. 11-20.
114. А.П. Джус Особливості використання комбінованих ємностей для транспортування стисненого природного газу морськими акваторіями // Розвідка та розробка нафтових і газових родовищ. – №9., Выпуск 43.– 2016. – с. 33-40.
115. П.С. Ковальчук, Л.А. Крук Анализ нелинейного взаимодействия изгибных форм композитных цилиндрических оболочек, заполненных жидкостью // Доповіді Національної академії наук України. – №2., Выпуск 41.– 2007. – с. 65-71.
116. В.Н. Зайцев Динамическая реакция композитной оболочки на непериодическое воздействие // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. – №6., Выпуск 57.– 2011. – с. 2163-2165.
117. Д.М. Жигилій Конструкційна міцність комбінованих балонів високого тиску: дисертація, к.т.н: 02.2010 / Д.М. Жигилій – Суми: Сумський державний університет, 2010. – с. 201.
118. L. Parnas, N. Katirci Design of fiber-reinforced composite pressure vessels under various loading conditions // Composite Structures. – №7., Выпуск 23. – 2002. – с. 83-95.
119. M. Xia, H. Takayanagi, K. Kemmochi Bending behavior of filament-wound fiber-reinforced sandwich pipes // Composite Structures. – №1., Выпуск 47.– 2002. – с. 201-210.
120. M. Xia, K. Kemmochi, H. Takayanagi Analysis of filament-wound fiber-reinforced sandwich pipe under combined internal pressure and thermomechanical loading // Composite Structures. – №3., Выпуск 46.– 2001. – с. 273-283.
121. H. Bakaiyan, H. Hosseini, E. Ameri Analysis of multi-layered filament-wound composite pipes under combined internal pressure and thermomechanical loading with thermal variations // Composite Structures. – №4., Выпуск 39.– 2009. – с. 532-541.
122. В.В. Бендюков, А.В. Остапенко, О.Г. Осяев Экспериментальные исследования поведения моделей композитных оболочек при воздействии высококонцентрированных потоков энергии и внутреннего избыточного давления // Научный вестник МГТУ ГА. – №6., Выпуск 31.– 2011. – с. 157-163.
123. А.П. Джус Дослідження напружено-деформованого стану елементів комбінованих посудин високого тиску // Молодий вчений. – №3., Выпуск 6. – 2015. – с. 24-28.
124. Ю.В. Немировский, А.В. Шульгин Предельное термоупругое состояние армированных термочувствительных оболочек // Вестник ИТПМ СО РАН. – №6., Выпуск 57.– 1999. – с. 2-5.
125. В.Л. Дильман Исследование аналитическими методами математических моделей напряженного состояния тонкостенных неоднородных цилиндрических оболочек // Вестник ЮУрГУ. – №3., Выпуск 25.– 2009. – с. 35-58.
126. Р.Н. Швец, Р.А. Марчук Колебания ортотропной цилиндрической оболочки

типа Тимошенко, соприкасающейся со слоем жидкости // Вестник львовского филиала математической физики Института математики АН УРСР. – №4., Выпуск 17.– 1973. – с. 135-141.

127. С.М. Верещака, И.Т. Караш Анализ напряжённого состояния многослойного полого цилиндра при действии внутреннего давления // Вісник Сумського державного університету. – №2., Выпуск 18. – 2010. – с. 7-19.

128. А.Х. Валиуллин Большие деформации и перемещения композитной цилиндрической оболочки // Вестник Казанского технологического университета. – №6., Выпуск 23.– 2011. – с. 109-118.

129. К.І. Шнеренко, В.Ф. Годзула Дослідження напруженого стану циліндричної оболонки із композитного матеріалу з отвором під дією комбінованого навантаження // Системні технології. – №62., Выпуск 3. – 2009. – с. 69-74.

130. Z. Reaz, K. Balaraman, V.X. Kumukkasseril Arbitrarily laminated, anisotropic cylindrical shell under internal pressure // AIAA Journal. – №24., Выпуск 11. – 1986. – с. 1851-1858.

131. H. Takayanagi, M. Xia, K. Kemmochi Analysis of multi-layered filament-wound composite pipes under internal pressure // Composite structures. – №53., Выпуск 4. – 2001. – с. 483-491.

132. А.В. Острик, С.С. Слободчиков Математическая модель разрушения композитных оболочек высокого давления под действием лучистых потоков энергии // Математическое моделирование. – №7., Выпуск 10. – 1995. – с. 33-46.

133. М.В. Спасская Подход к решению термоупругой задачи для круговой цилиндрической оболочки из анизотропных разносопротивляющихся материалов // Вестник магистратуры. – №3., Выпуск 47.– 2013. – с. 63-94.

134. С.Н. Ларин Предельные возможности изотермического деформирования куполообразных оболочек из высокопрочных анизотропных материалов, подчиняющихся кинетической теории ползучести и повреждаемости, в режиме вязкого течения // Известия ТулГУ. – №8., Выпуск 27.– 2015. – с. 18-26.

135. Zhi-Min Li Postbuckling of a shear-deformable anisotropic laminated cylindrical shell under external pressure in thermal environments // Mechanics of composite materials. – №43., Выпуск 6. – 2007. – с. 535-560.

136. Ю.Г. Пронина Механохимическая коррозия полого цилиндра из идеального упруго-пластического материала под действием постоянного давления // Вестник СПбГУ. – №1., Выпуск 3. – 2006. – с. 121-131.

137. Ю.Г. Пронина Оценка устойчивости упругой трубы под давлением коррозионных сред // Вестник СПбГУ. – №10., Выпуск 3. – 2006. – с. 55-64.

138. В.В. Астанин, С.Ю. Богдан, П.Ф. Берналь, А.В. Балалаев Прочность трубопроводов с коррозионными повреждениями // Проблемы прочности. – №2., Выпуск 48. – 2009. – с. 73-86.

139. P.K. Gotsis, C.C. Chamis, L. Minnetyan Progressive fracture of fiber composite thin shell structures under internal pressure and axial loads // Materials science. – №7.,

Выпуск 4. – 1998. – с. 332-350.

140. А.Г. Нарыжный Накопление перемещений в толстостенном цилиндре обусловленное ударами оболочек // Авиационно-космическая техника и технология. – №11., Выпуск 3. – 2004. – с. 35-40.

141. O.S. Yahsi, F. Erdogan A cylindrical shell with an arbitrarily oriented crack // International journal of solids and structures. – №19., Выпуск 11. – 1983. – с. 955-972.

142. I. Elishakoff, Y. Ben-Haim Dynamics of a thin cylindrical shell under impact with limited deterministic information on its initial imperfections // Structural safety. – №8., Выпуск 4. – 1990. – с. 103-112.

143. ISO 527-4. Determination of tensile properties of plastics. Test conditions for molding and extrusion plastics. – Введ. 1996-12-14. – CEN: European Committee for Standardization, 1994. – 12 с.

144. ISO 527-1. General principles for the determination of tensile properties. – Введ. 1996-12-14. – CEN: European Committee for Standardization, 1994. – 12 с.

145. ISO 14129. Fiber-reinforced plastic composites. Determination of the in-plane shear stress/shear strain response, including the in-plane shear modulus and strength, by the t 45° tension test method – Введ. 1996-12-14 – CEN: European Committee for Standardization, 1997. – 13 с.

146. ISO 14126. Fiber-reinforced plastic composites. Determination of compressive properties in the in-plane direction. – Введ. 1999-09-10. – CEN: European Committee for Standardization, 1999. – 18 с.

147. ISO 13586. Plastics. Determination of fracture toughness (GIC and KIC). Linear elastic fracture mechanics (LEFM) approach. – Введ. 2000-03-21.; 16 – CEN: European Committee for Standardization, 2000.

148. Патент на корисну модель № US0255305A1 Thermoplastic composite building product having continuous fiber reinforcement / H. Byong, R.S. Duncan, J.B. Peavey 11.2005.

149. I. Koch Textile-reinforced thermoplastics for compliant mechanisms – application and material phenomena // Advanced engineering materials. – №3., Выпуск 10. – 2015. – с. 9-19.

150. J. Tomblin A – Basis and B – Basis design allowables for epoxy – based prepreg TORAY T700SC-12K-50C/#2510 plain weave fabric, National Institute for Aviation Research, Wichita State University, Wichita, KS, Tests report AGATE-WP3.3-033051-131, 2010.

151. I. Koch Textile-reinforced thermoplastics for compliant mechanisms – application and material phenomena // Advanced engineering materials. – №5., Выпуск 10. – 2015. – с. 9-19.

152. W.A. Hufenbach, M. Gude, I. Koch Effect of neighbouring plies and 3D-loop-threads on the fatigue life of glass fibre reinforced polypropylene // Procedia Materials Science. – №2., Выпуск 21. – 2013. – с. 60-67.

153. Chi-Hung Shen, S.S. George Effects of moisture and temperature on the tensile

- Strength of composite materials // *Journal of Composite Materials*. – №11., Выпуск 1. – 1977. – с. 2-16.
154. Gu Huang, Hongxia Sun Effect of water absorption on the mechanical properties of glass/polyester composites // *Materials & Design*. – №28., Выпуск 5. – 2007. – с. 1647-1650.
155. Г.Н. Тоискин Сравнительные испытания деградации механических свойств двух композиционных материалов в условиях повышенной влажности и температуры // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. – №5., Выпуск 36. – 2012. – с. 282-287.
156. M.K. Antoon, J.L. Koenig Irreversible effects of moisture on the epoxy matrix in glass-reinforced composites // *Journal of polymer science: Part B*. – №19., Выпуск 2. – 1981. – с. 197-212.
157. Ф.И. Бабенко Прочность и трещиностойкость дисперсно-армированных термопластов в условиях холодного климата // *Механика композиционных материалов и конструкций*. – №1., Выпуск 12. – 2014. – с. 4-10.
158. B.C. Ray Temperature effect during humid ageing on interfaces of glass and carbon fibers reinforced epoxy composites // *Journal of colloid and interface science*. – №1., Выпуск 298. – 2006. – с. 111-117.
159. Chi-Hung Shen, S.S. George Moisture absorption and desorption of composite materials // *Journal of composite materials*. – №10., Выпуск 3. – 1976. – с. 2-20.
160. S.B. Kumar, S.S. Sridhar Influence of humid environment on the performance of high strength structural carbon fiber composites // *Materials Science and Engineering: A*. – №1-2., Выпуск 498. – 2008. – с. 174-178.
161. A. Nakaia Degradation of braided composites in hot water // *Composites science and technology*. – №3., Выпуск 60. – 2000. – с. 325-331.
162. B. Dewimille, A.R. Bunsell Accelerated ageing of a glass fibre-reinforced epoxy resin in water // *Composites*. – №1., Выпуск 14. – 1983. – с. 35-40.
163. G. Sala Composite degradation due to fluid absorption // *Composites Part B: Engineering*. – №5., Выпуск 31. – 2000. – с. 357-373.
164. Xu Jiang Effects of hygrothermal aging on glass-fibre reinforced polymer laminates and adhesive of FRP composite bridge: Moisture diffusion characteristics // *Composites Part A: applied science and manufacturing*. – №7., Выпуск 12. – 2014. – с. 49-58.
165. P. Bonniau, A.R. Bunsell A comparative study of water absorption theories applied to glass epoxy composites // *Journal of composite materials*. – №3., Выпуск 35. – 1981. – с. 272-293.
166. В.Н. Кириллов, Ю.М. Вапиров, Е.А. Дрозд Исследование атмосферной стойкости полимерных композиционных материалов в условиях атмосферы теплого влажного и умеренно теплого климата // *ИПТС РАН*. – №5., Выпуск 45.– 2012. – с. 31-38.
167. В.Н. Кириллов Исследование влияния климатических факторов и

механического нагружения на структуру и механические свойства ПКМ // Вестник МГТУ. – №1., Выпуск 15. – 2014. – с. 41-45.

168. B.C. Ray Effects of changing Environment and loading speed on mechanical Behavior of FRP composites // Journal of reinforced plastics and composites. – №12., Выпуск 25. – 2006. – с. 1227-1240.

169. А.Н. Бобрышев Кинетические режимы набухания и растворения композитов // Фундаментальные исследования химии. – №7., Выпуск 46. – 2016. – с. 29-35.

170. А.Н. Бобрышев Кинетические режимы набухания и растворения композитов // Фундаментальные исследования химии. – №5., Выпуск 52. – 2016. – с. 29-35.

171. О.М. Полторац Термодинамика в физической химии. Учеб. для хим. и хим.-технол. спец. вузов – М.: Высшая школа, 1991. – 319 с.

172. И.И. Иоффе Инженерная химия гетерогенного катализа – М.: Химия, 1972. – 463 с.

173. Энциклопедия полимеров Т.3 под ред. В. А. Кабанов – М.: Советская Энциклопедия, 1977. – 1152 с.

174. Zhiwei Zhan Sorption of 3,3',4,4'-tetrachlorobiphenyl by microplastics: A case study of polypropylene // Marine pollution bulletin. – №1., Выпуск 110. – 2016. – с. 559-563.

175. Г.С. Каретников, Н.А. Козырева, И.В. Кудряшов Практикум по физической химии: учеб. пособие для студентов химико-технол. спец. вузов; 4 под ред. И. В. Кудряшов – М.: Высшая школа, 1986. – 495 с.

176. Лабораторные работы и задачи по коллоидной химии под ред. Ю. Г. Фролов, А. С. Гродский – М.: Химия, 1986. – 216 с.

177. Ю.Г. Фролов Курс коллоидной химии (Поверхностные явления и дисперсные системы): учебник для вузов – М.: Химия, 1982. – 400 с.

178. L. Benoit, L. Gabriel, R.L. Luc Environmental effects on mode II fatigue delamination growth in an aerospace // Composites: Part A. – №4., Выпуск 536. – 2012. – с. 475–485.

179. F.R. Jones, J.W. Rock, A.R. Wheatley Stress corrosion cracking and its implications for the long-term durability of E-glass fibre composites // Composites. – №3., Выпуск 14. – 1983. – с. 262-269.

180. P. J. Hogg A model for stress corrosion crack growth in glass reinforced plastics // Composites science and technology. – №1., Выпуск 38. – 1990. – с. 23-32.

181. В.В. Петров Нелинейная инкрементальная строительная механика – М.: Litres, 2017. – 481 с.

182. М.В. Сайфутдинова Устойчивость эпоксидно-кремнезёмных композитов аминного отверждения к термоокислительной деструкции // Вестник Новгородского государственного университета им. Ярослава Мудрого. – №5., Выпуск 103. – 2017. – с. 109-115.

183. R.B. Seymour, R.D. Deanin Hystory of polymeric composite USA – LA: Science

Press, 1986. – 375 с.

184. И.В. Башков Модель влагопоглощения материалов, применяемых при производстве антенн космических аппаратов // Механика композиционных материалов и конструкций. – №4., Выпуск 16. – 2015. – с. 864–867.

185. A. Ashcrof Modelling the environmental degradation of adhesively bonded aluminium and composite joints using a CZM approach // International journal of adhesion and adhesives. – №6., Выпуск 27. – 2007. – с. 505-518.

186. Г. Либовиц Разрушение – М.: МИР, 1976. – 472 с.

187. Y. Zhou, P.K. Mallick Effects of temperature and strain rate on the tensile behavior of unfilled and talc-filled polypropylene. Part I: Experiments // Polymer engineering and science. – №12., Выпуск 42. – 2002. – с. 2449-2460.

188. J. Raghavana, M. Meshiib Creep of polymer composites // Composites science and technology. – №12., Выпуск 57. – янв. 1998. – с. 1673-1688.

189. Ю.Н. Работнов Ползучесть элементов конструкции – М.:Наука, 1966. – 752с.

190. C. Ebert Werkstoffmechanische Modellierung von textilverstärkten Thermoplastverbunden unter hochdynamischer Belastung: Dissertation, Ph.D: 10.2010 / C. Ebert. – Dresden: TUD, 2010. – p. 201.

191. A. Greco, C. Musardo, A. Maffezzoli Flexural creep behaviour of PP matrix woven composite // Composites Science and Technology. – №6., Выпуск 67. – 2007. – с. 1148-1158.

192. L. Nilson Mechanical properties of polymers and polymer compositions под ред. P. G. Babaevskiy – М.: Химия, 1978. – 312 с.

193. M. Kastner Skalenubergreifende Modellierung und Simulation des mechanischen Verhaltens von textilverstärktem Polypropylen unter Nutzung der XFEM: Dissertation, Ph.D: 09.2009 / M. Kastner –Dresden: TUD, 2009. – p. 200.

194. H. Schurman Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden. – Berlin: Springer, 2005. – 576 с.

195. Н.К. Кучер, М.П. Земцов, Е.Л. Данильчук Кратковременная ползучесть и прочность полипропиленовых волокнистых структур // Проблемы прочности. – №2., Выпуск 42. – 2006. – с. 77-90.

196. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – Введ. 10.1994. – М.: Издательство стандартов, 1994. – 560 с.

197. О.П. Николаева, Л.И. Огородов, С.В. Красиков Ползучесть полиэтилена высокой прочности при различных режимах нагружения // Строительство уникальных зданий и сооружений. – №12., Выпуск 27. – 2014. – с. 49-63.

198. Л.И. Седов Механика в СССР за 50 лет. В 4-х т. Том 1. Общая и прикладная механика – М.: Наука, 1968. – 416 с.

199. В.С. Гудрамович Теория ползучести и ее приложения к расчету элементов тонкостенных конструкций – К.: Наукова думка, 2005. – 222 с.

200. В.П. Голуб, В.П. Павлюк, П.В. Фернати Длительное вязкоупругое дефор-

мирование слоистых пластиков при переменных режимах нагружения // Вісник національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут». – №2., Випуск 39.– 2008. – с. 72-79.

201. В.П. Голуб, Я.В. Павлюк, П.В. Фернати К определению дробно-экспоненциальных ядер наследственности нелинейно-вязкоупругих материалов // Прикладная механика. – №2., Випуск 49. – 2013. – с. 100-113.

202. Н.К. Кучер, Р.П. Приходько, О.В. Боровик Прогнозирование ползучести и длительной прочности материалов при неизотермических процессах деформирования // Проблемы прочности. – №1., Випуск 45.– 2013. – с. 128-139.

203. Дж. Леметр, А. Пламтри Применение поврежденности для расчета разрушения в условиях одновременной усталости и ползучести // Теоретические основы инженерных расчетов. – №3., Випуск 101. – 1979. – с. 124-134.

204. С. Marais, G. Villoutreix Analysis and modeling of the creep behavior of the thermostable PMR-15 polyimide // Applied polymer science. – №10., Випуск 69. – September 1998. – с. 1983–1991.

205. С.В. Ерохин Модели ползучести и релаксации материалов с использованием производных дробных порядков // Строительная механика инженерных конструкций и сооружений. – №2., Випуск 52.– 2014. – с. 35-39.

206. O. Polach Creep forces in simulations of traction vehicles running on adhesion limit // Wear. – №7-8., Випуск 258. – 2005. – с. 992-1000.

207. M. Rakotondrabe Robotics and Automation (ICRA) // Modeling and compensation of multivariable creep in multi-DOF piezoelectric actuators. – №6., Випуск 17. – 2012. – с. 528-539.

208. N. Paryab, H. Jahed, A. Khajepour Creep and fatigue failure in single- and double hot arm MEMS thermal actuators // Journal of failure analysis and prevention. – №2., Випуск 9. – 2009. – с. 159-170.

209. J.P. Forth Predicting the tensile creep of concrete // Cement and concrete composites. – №10., Випуск 55. – 2015. – с. 70-80.

210. Е.И. Крыжановский, Л.Я. Побережный Исследование несущей способности стали морских трубопроводов при низкочастотной усталости // Исследовано в России. – №5., Випуск 78.– 2001. – с. 1083-1089.

211. А.Я. Красовский, И.В. Лохман, И.В. Орыняк Стресс-коррозионные разрушения магистральных трубопроводов // Проблемы прочности. – №3., Випуск 45.– 2012. – с. 23-44.

212. А.А. Алексеев Ветвление трещины при разрушении цилиндрических оболочек из углеродистой стали внутренним давлением // Деформация и разрушение материалов. – №4., Випуск 32.– 2008. – с. 33-39.

ДОДАТОК

1.1 Акти впровадження



ТОВ «ПРОГРЕСТЕХ-УКРАЇНА»
04116 м. Київ, вул. Шолуденко 3, БЦ "Кубік"
тел./факс: (044)594 5660, 594 5661
e-mail: ukr@progresstech.aero, www.ptu.aero

м. Київ
29 липня 2019 р.

АКТ

використання результатів дисертаційної роботи Н.В. Бондара «Міцність авіаційних оболонок із композитів з урахуванням робочого середовища та експлуатаційного пошкодження»

Розрахунок оболонкових авіаційних конструкцій із композиційних матеріалів передбачає перевірку за широким рядом розрахункових випадків (від 800 до 2000). За кожним з них здійснюється варіація по факторам впливу навколишнього середовища, що є необхідним для забезпечення льотної придатності згідно з АП-25.

Даний акт підтверджує використання на ТОВ «Прогрестех-Україна» результатів наукового дослідження і методу врахування впливу робочого середовища, що представлені в дисертації аспіранта Бондара Назарія Вікторовича, при розрахунку на міцність авіаційних композиційних конструкцій. Метод та результати дозволяють підвищити прогнозованість роботи композиційних конструкцій в умовах польоту та стоянки.

Використання результатів дисертаційного дослідження Бондара Н.В. веде до зростання безпеки польотів точнішим врахуванням факторів навколишнього середовища.

Зазначені матеріали дисертаційної роботи були передані ТОВ «Прогрестех-Україна» в односторонньому порядку та без буд-яких зобов'язань.

Директор

А.Р. Фіалковський





ЗАТВЕРДЖУЮ

Головний інженер

ДП «АНТОНОВ», д.т.н.

Бичков С.А.

АКТ

**використання результатів дисертаційної роботи Н.В. Бондара
«Міцність авіаційних оболонок із композитів з урахуванням робочого
середовища та експлуатаційного пошкодження»**

Розвиток авіаційної техніки у наш час супроводжується впровадженням новітніх матеріалів та технологій. Серед них активного впровадження набули композиційні матеріали, котрі дозволяють суттєво знизити вагу літака та підвищити паливну ефективність.

Даний акт підтверджує застосування на ДП «АНТОНОВ» результатів наукового дослідження, а також способу розрахунку композиційних конструкцій на міцність, що представлені в дисертації аспіранта Бондара Назарія Вікторовича, при проектуванні та розрахунку тонкостінних оболонкових композиційних конструкцій. Важливим аспектом використання результатів та способу є точніший розрахунок міцності конструкцій за рахунок врахування впливу робочого середовища та експлуатаційного пошкодження.

Використання результатів та способу дозволяють підвищити безпеку польотів шляхом врахування більшої кількості експлуатаційних факторів.

Заступник Головного конструктора
з міцності, к.т.н.

С.Т. Василевський

Заступник Головного інженера
(з композиційного виробництва), к.т.н.

О.В. Андрєєв

1.2 Список опублікованих праць за темою дисертації

Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:

1. Бондар Н.В. Вплив гідравлічної рідини та морської води на механічні характеристики полімерних волокнистих структур / **Бондар Н.В.**, Астанін В.В. // Проблемы прочности. – 2019.– № 2. – С. 109-119

2. Бондар Н.В. Повзучість текстильно-підсиленого композита при статичному та циклічному навантаженні / **Бондар Н.В.**, Астанін В.В. // Проблемы прочности. – 2019. – № 3. – С. 90-99

3. Бондар Н.В. Міцність композиційної циліндричної оболонки під внутрішнім тиском з урахуванням робочого середовища / Астанін В.В., **Бондар Н.В.** // Питання проектування та виробництва конструкцій літальних апаратів: Зб. наук. пр. Нац. аероксм. Ун-ту ім. М.Є. Жуковського "ХАІ". – 2019. – № 1. – С. 24-41

4. Бондар Н.В. Міцність композиційної циліндричної витриманої у рідині оболонки під внутрішнім тиском з урахуванням зовнішнього пошкодження у вигляді гострої тріщини / Астанін В.В., **Бондар Н.В.** // Питання проектування та виробництва конструкцій літальних апаратів: Зб. наук. пр. Нац. аероксм. Ун-ту ім. М.Є. Жуковського "ХАІ". – 2019. – № 2. – С. 5-18

5. Bondar N.V. Deformation and failure of thermoplastic fiber-reinforced composite exposed to different liquids taking into account temperature / Astanin V.V., **Bondar N.V.** // Proceedings of the National Aviation University. – 2019. – № 2. – P. 51-55

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

1. Бондар Н.В. Технологія виготовлення та граничний стан композиційних трубопроводів при навантаженні внутрішнім тиском / Астанін В.В., **Бондар Н.В.** // Міжнародна науково-технічна інтернет-конференція «Гідро- та пневмоприводи машин – сучасні досягнення та застосування». – Вінниця, 2015. – С. 21

2. Бондар Н.В. Вплив технології виготовлення на характеристики міцності композитів / Астанін В.В., Шевченко О.А., Балалаєв А.В., **Бондар Н.В.** // Восьмий всесвітній конгрес «Авіація у ХХІ столітті» – «Безпека в авіації та космічні технології». – Київ, 2018. – С. 151-158

3. Бондар Н.В. Вплив робочого середовища на характеристики міцності волокнистих оболонкових конструкцій з урахуванням температури / **Бондар Н.В.**, Астанін В.В. // Восьмий всевітній конгрес «Авіація у ХХІ столітті» – «Безпека в авіації та космічні технології». – Київ, 2018. – С. 192-197

4. Бондар Н.В. Вплив робочого середовища і температури на механічні характеристики полімерних волокнистих структур / **Бондар Н.В.**, Астанін В.В. // 7-ма міжнар. наук.-техн. конф. «Проблеми надійності та довговічності інженерних споруд і будівель на залізничному транспорті». – Харків, 2018. – С. 85-86

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

1. Патент 122031 UA, МПК В29С 43/20 (2006.01) Спосіб виготовлення шаруватих полімерних композиційних деталей / Астанін В.В., Бондар Н.В.; заявник Національний авіаційний університет. – № u201706490; заявл. 26.06.2017; опубл. 26.12.2017, Бюл. №12, 2017р.

2. Патент 136438 UA, МПК G01N 3/00 (2006.01) Спосіб визначення деградації механічних характеристик полімерних композиційних матеріалів та конструкцій з них / Астанін В.В., Бондар Н.В.; заявник Національний авіаційний університет. – № u201812439; заявл. 14.12.2018; опубл. 27.08.2019, Бюл. №8, 2019р.