

Державне Підприємство «Конструкторське Бюро «Південне»
ім. М.К. Янгеля»

Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису

ЛІТОТ ОЛЕКСАНДР ВОЛОДИМИРОВИЧ

УДК 620.22

ДИСЕРТАЦІЯ
«СУЦЬЛНОКОМПОЗИТНІ БЕЗЛЕЙНЕРНІ КРІОГЕННІ
ПАЛИВНІ БАКИ»

Спеціальність 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Галузь знань 13 – Механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Дисертація містить результати власних досліджень.

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

О.В. Літот

Науковий керівник:

Манько Тамара Антонівна, доктор технічних наук, професор.

Дніпро – 2023

АНОТАЦІЯ

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка. – Державне Підприємство «Конструкторське Бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля», Дніпро, 2023 р.

Дисертацію присвячено вирішенню важливої науково-технічної задачі – створенню з вуглепластика суцільнокомпозитних безлейнерних баків для криогенних компонентів палива.

Визначені вимоги та проектні параметри конструкції паливного бака з урахуванням характеристик матеріалів при впливі криогенних температур в умовах експлуатації. Розроблені методи досліджень дозволили контролювати якість матеріалів і конструкцій.

Вперше оцінено вплив криогенних температур на фізико-механічні та теплофізичні характеристики матеріалів суцільнокомпозитного криогенного паливного баку, що дозволило обґрунтувати вимоги до структури та складу композиційного матеріалу при його створенні.

Проведено експериментальне дослідження фізико-механічних характеристик і зміни структури вуглепластику при впливі компонентів палива (гас, рідкий кисень) і середовища випробувань (рідкий азот). Визначено характер руйнування матеріалу та встановлено його значне низькотемпературне зміцнення (до 50%). При цьому, модуль пружності в діапазоні температур, що досліджується (+20...-196), становить від 158 ГПа до 181 ГПа, низькотемпературне збільшення твердості – 39%. При температурі мінус 196°C модуль зрушення збільшується до 55%.

Визначено склад комплектуючих та матеріалів конструкції суцільнокомпозитного баку для криогенних компонентів палива: силової оболонки – вуглепластик на основі високоміцного вуглецевого волокна Tenax-E IMS65 E23 24K 830tex і сполучного Huntsman; композитного фланця – вуглепластик на основі високоміцної вуглецевої тканини 3752 і епоксидного сполучного ЭДТ-10.

Вперше визначено теплофізичні характеристики матеріалу корпусу паливного бака – вуглепластику в контактi з матеріалом ущільнення – фторопластом марки Ф4 у середовищі рідкого азоту (-196°C). Підтверджена здатність композитів чинити опір температурним деформаціям уздовж схеми армування та підтверджена можливість збереження достатнього рівня характеристик, компенсуючи подовженням матриці поперек схеми армування між шарами.

Виконано на моделях трубчастих конструкцій теоретичні дослідження матеріалів силової оболонки з вуглепластику, за результатами яких встановлено максимальні деформації, як в окремих прошарках, так і конструкції в цілому, які не перевищують граничні деформації при руйнуванні 0,8% і забезпечують мінімальний запас міцності по деформаціях рівний $\eta=3.54$. Критичний тиск руйнування або можливої втрати герметичності трубчастої конструкції вище розрахункового навантаження, яке становить 1.47 МПа, що відповідає встановленим вимогам по міцності.

На підставі експериментальних досліджень оцінена працездатність безлейнерної силової оболонки на моделях трубчастих конструкцій. Встановлено, що вона зберегла свою міцність і герметичність на всіх етапах навантажень (надлишковим тиском води, рідкого азоту, газоподібного азоту). Відзначена відповідність розрахункових теоретичних величин деформацій циліндричної ділянки з отриманими експериментальними значеннями, які при експлуатаційному тиску 1.47 МПа мають розбіжність до 7%, що підтверджує обґрунтування представлених проектних параметрів і характеристик матеріалів залежно від кута армування конструкції в розрахунковій моделі.

Шляхом електронно-мікроскопічного аналізу досліджено структуру зразків матеріалу вуглепластику, отриманого із трубчастих конструкцій після проведення випробувань надлишковим тиском рідкого азоту до руйнування. Встановлено, що поверхня матеріалу однорідна і характеризується параметрами намотування. Виявлені незначні дефекти структури можуть бути обумовлені мікроушкодженнями волокон у процесі виготовлення з

формуванням смоляних груп, які не привели до втрати герметичності матеріалу.

Підтверджена необхідність формування схеми намотування з виконанням вимог армування максимально більшою кількістю прошарків з метою багаторазового перекриття наповнювача та запобігання поширенню дефектів і тріщин при сприйнятті навантажень.

Установлено, що міцність фланця з вуглепластику за результатами теоретичного дослідження напружено-деформованого стану з використанням програмної системи Autodesk Fusion 360 відповідає вимогам міцності конструкції. При цьому мінімальний запас міцності склав $\eta=3.31$ (у зоні пера фланця, характер деформації-стиск). Критичний тиск руйнування вище розрахункового навантаження, яке становить 1.47 МПа, що відповідає вимогам до конструкції.

Запропонована технологія виготовлення фланця у замкнутій формі – з високими фізико-механічними характеристиками композита й перехресним армуванням, яке дозволяє зменшити коефіцієнти лінійного температурного розширення в напрямку сприйняття навантажень і забезпечити ефективну роботу фланця в складі силової оболонки при криогенних температурах.

Вперше розроблено рознімне фланцеве з'єднання для криогенних компонентів палива з вуглепластику, що забезпечує працездатність при надлишковому тиску рідкого азоту та кисню ($T=-196\text{ C}^\circ$, $P=1.5\text{ МПа}$) з виконанням вимог рівня герметичності по гелію.

Для оцінки працездатності конструкції паливного бака та підтвердження теоретичних досліджень пружно-деформованого стану фланця проведені автономні гідравлічні випробування надлишковим тиском води, за результатами яких підтверджена рівномірність матеріалу фланцевого стику й відсутність можливого накопичення мікроушкоджень. Отримані експериментальні дані добре погоджуються з результатами теоретичних досліджень рознімного фланцевого з'єднання з вуглепластику. Відзначено, що тиск руйнування конструкції суттєво перевищує розрахункову величину, це

обумовлене принципом роботи випробувального оснащення, спроектованого на розрахункову експлуатаційну величину деформацій. Тиск руйнування дослідної конструкції склав 8.9 МПа (характер руйнування – зріз пера фланця).

Вперше проведено кріогенне циклювання рознімного суцільнокомполитного фланцевого з'єднання до температури мінус 196°C з ущільненням із фторопласта марки Ф4, за результатами якого підтверджена його працездатність. Конструкція фланця прийнята до проведення випробувань у складі суцільнокомполитного кріогенного паливного бака.

Вперше, в процесі виготовлення силової оболонки корпусу паливного бака, використовувалося спеціальне технологічне пристосування, яке дозволило реалізувати розроблену схему армування для забезпечення герметичності матеріалу при проведенні випробувань надлишковим тиском рідкого азоту. Електронно-мікроскопічні дослідження підтвердили розрахункові проектні параметри формування прошарків та їх розташування за товщиною силової оболонки.

Розроблена принципово нова, спеціальна схема намотування силової оболонки безлейнерного паливного бака, що дозволяє ефективно реалізувати надтонкі багат шарові конструкції та забезпечити задані проектні і технологічні параметри.

Вперше виготовлено модельний зразок і експериментально досліджено безлейнерний суцільнокомполитний кріогенний паливний бак з вуглепластику. Проведені випробування дозволили виконати оцінку герметичності конструкції та рознімних з'єднань при імітації 10 циклів заправлення/злив кріогенними компонентами палива (-196 °C). Оцінена гранична міцність конструкції та підтверджені методики розрахунків і прийняті при цьому допущення. Тиск втрати герметичності й руйнування склав 4,2 МПа та 5,9 МПа, відповідно.

Практичну реалізацію результатів досліджень отримано в ракетно-космічній галузі при створенні кріогенних паливних баків для легких ракет-носіїв (Патент України на винахід № 122542 від 25.11.2020р.) Спосіб

виготовлення ємності з композиційних матеріалів. Підтверджено, можливість формування силової оболонки корпусу з вуглепластику, що можуть застосовуватися в авіаційній та ракетній техніці, наприклад: паливних баків ракетних двигунів. Винахід забезпечує підвищення вагової досконалості конструкції оболонки, її міцності та уніфікацію технології виготовлення ємностей з композиційних матеріалів.

Практичну реалізацію результатів досліджень отримано в ракетно-космічній галузі при створенні кріогенних паливних баків для легких ракет-носіїв (Патент України на корисну модель №138264 від 25.11.2019р.) Спосіб виготовлення легких паливних баків високого тиску з композиційних матеріалів з малим полюсним отвором, що можуть застосовуватися в паливних системах ракетно-носіїв, супутників, літаків, гелікоптерів та автотранспортних засобів, що працюють на газі, керосині, рідкому та газоподібному кисні як ємність для зберігання запасу палива в умовах нормальних та кріогенних температур. Показана можливість формування подвійних безлейнерних силових оболонок з використанням технологічного прошарку, що дозволяє реалізувати безлейнерні паливні баки з малим полюсом.

Практичну реалізацію результатів досліджень отримано в ракетно-космічній галузі при створенні кріогенних паливних баків для легких ракет-носіїв (Патент України на корисну модель №141527 від 10.04.2020р.) Розбірна оправка для виготовлення високоміцних оболонок з композиційних матеріалів, що належить до галузі виготовлення високоміцних оболонок з композиційних матеріалів для паливних баків ракетних двигунів і використана при створенні розбірної оправки. Підтверджено, що використання запропонованого конструктиву оправки дозволило реалізувати необхідні проектні параметри фланцевого з'єднання та забезпечити більшу вагову ефективність конструкції.

Результати поданих досліджень використано на ДП «Конструкторське Бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля» при проектуванні, виготовленні та

випробуванні дослідних зразків суцільнокомпонентних безлейнерних паливних баків для криогенних компонентів палива за темою «Транспортна Космічна Система (ТКС-М)» та при виконанні іноземних комерційних контрактів.

Результати дисертаційних досліджень використовують в освітньому процесі при проведенні лекційних, практичних і лабораторних занять, які викладають відповідно до навчальних програм дисциплін на кафедрі ракетно-космічних та інноваційних технологій Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Ключові слова: ракетно-космічна техніка, паливний бак, криогенні температури, полімерний композиційний матеріал, вуглепластик, мокра намотка, силова оболонка, міцність, технологія виготовлення, неруйнівні методи контролю, випробування, тензометричні вимірювання, статистична обробка.

ANNOTATION

Litot O.V. FULL-COMPOSITE LINERLESS CRYOGENIC FUEL TANKS. – Qualifying scientific work on manuscript rights.

Dissertation for obtaining the scientific degree of Doctor of Philosophy in specialty 134 – Design, production and testing of aircraft; Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, 2023.

The dissertation is devoted to solving an important scientific and technical problem tasks - creation of full-composite linerless fuel tanks for cryogenic fuel components from carbon fiber.

The requirements and design parameters of the fuel tank design are determined, taking into account the characteristics of the materials under the influence of cryogenic temperatures in operating conditions. The developed research methods made it possible to control the quality of materials and structures.

For the first time, the influence of cryogenic temperatures on the physico-mechanical and thermophysical characteristics of the materials of an full-composite cryogenic fuel tank was investigated, which made it possible to justify the requirements for the structure and composition of the composite material during its creation.

An experimental study of the physical and mechanical characteristics and changes in the structure of carbon fiber plastic under the influence of fuel components (kerosene, liquid oxygen) and the test environment (liquid nitrogen) was carried out. The nature of the destruction of the material was determined and its significant low-temperature hardening (up to 50%) was established. At the same time, the modulus of elasticity in the studied temperature range (+20...-196) is from 158 GPa to 181 GPa, the low-temperature increase in stiffness is 39%. At a temperature of -196C, the shear modulus increases to 55%.

The composition of components and construction materials of the full-composite fuel tank for cryogenic fuel components, power shell - carbon plastic based on high-strength carbon fiber Tenax-E IMS65 E23 24K 830tex and binder

Huntsman, composite flange - carbon plastic based on high-strength carbon fabric 3752 and epoxy binder «ЭДТ-10» .

For the first time, the thermophysical characteristics of the material of the fuel tank body - carbon fiber in contact with the material - were investigated seals - F4 fluoroplastic in liquid nitrogen (-196C). The confirmed ability of the composites to resist temperature deformations along the reinforcement scheme and to maintain a sufficient level of characteristics compensating for the elongation of the matrix across the reinforcement scheme between the layers.

Theoretical studies of the materials of the load-bearing shell made of carbon fiber were carried out on models of tubular structures, according to the results of which the maximum deformations were established both in individual layers and in the structure as a whole. They do not exceed the established limiting deformations at failure of 0.8% and provide a minimum safety margin for deformations equal to $n=3.54$. The critical pressure of destruction or possible loss of tightness of the tubular structure is higher than the design load, which is 1.47 MPa, which meets the established strength requirements.

On the basis of experimental studies, the operability of a linerless load-bearing shell on models of tubular structures was evaluated. It was established that it retained its strength and tightness at all stages of loading (overpressure of water, liquid nitrogen and gaseous nitrogen). The correspondence of the calculated theoretical values of the deformations of the cylindrical section with the obtained experimental values is noted. At an operating pressure of 1.47 MPa, they have a difference of up to 7%, which confirms the rationale for the presented design parameters and material characteristics, depending on the angle of reinforcement of the structure in the design model.

By means of electron microscopic analysis, the structure of samples of carbon fiber material obtained from tubular structures after testing with excess pressure of liquid nitrogen to destruction was studied. It is established that the surface of the material is homogeneous and is characterized by winding parameters. Insignificant structural defects were found, which may be due to microdamages of the fibers

during the manufacturing process with the formation of resin groups, which did not lead to a loss of material tightness.

The necessity of forming a winding scheme by fulfilling the requirements of reinforcement with the largest possible number of layers in order to repeatedly overlap the filler and prevent formation of defects and cracks.

It has been established that the strength of the carbon fiber flange, according to the results of a theoretical study of the stress-strain state using the Autodesk Fusion 360 software system, meets the requirements for structural strength. In this case, the minimum margin of safety was $n=3.31$ (in the zone of the flange feather, the nature of the deformation is compression). The critical fracture pressure is higher than the design load, which is 1.47 MPa, which meets the design requirements.

A technology for manufacturing a flange in a strict form is proposed - with an increased physical and mechanical potential of the composite and cross-reinforcement, which makes it possible to reduce the coefficients of linear temperature observation in observation and use the effective operation of the flange in the presence of security guards at cryogenic temperatures.

For the first time, a detachable flange connection for cryogenic fuel components made of carbon fiber has been developed, which ensures operability at excess pressure of liquid nitrogen and oxygen ($T=-196C^{\circ}$, $P=1.5MPa$) meeting the requirements of helium tightness level.

To assess the performance of the fuel tank design and confirm the stress-strain state of the flange, autonomous hydraulic tests of excess water pressure were carried out, the results of the test confirmed the equal strength of the flange rod material and the absence of a possible accumulation of microdamages. The experimental data obtained are in good agreement with the results of plastic studies of a carbon fiber connecting flange joint. It is noted that the structural failure pressure significantly exceeds the calculated value, which is due to the principle of operation of the test equipment designed for the calculated operational value of deformations. The failure pressure of the experimental design was 8.9 MPa (the nature of the failure is the shear of the flange feather).

For the first time, thermal cycling of a detachable full-composite flange joint was carried out to a temperature of -196C with a seal made of F4 grade fluoroplast, which confirmed its performance. The design of the flange is accepted for testing as part of an full-composite cryogenic fuel tank.

For the first time in the process of manufacturing the power shell of the fuel tank body, a special technological device was used, which made it possible to implement the developed reinforcement scheme to fulfill the task of tightness when testing with liquid nitrogen overpressure. Electron microscopic studies confirmed the calculated design parameters for the formation of the thickness of the layers, taking into account their location along the thickness of the load-bearing shell.

A fundamentally new, special scheme for winding the power shell of a linerless fuel tank has been developed, which makes it possible to effectively implement ultra-thin multilayer structures and provide the specified design and technological parameters.

For the first time, a model sample was made and a linerless full-composite cryogenic fuel tank made of carbon fiber was experimentally studied. The tests carried out made it possible to assess the tightness of the structure and detachable connections when simulating 10 filling/draining cycles with cryogenic fuel components (-196). The boundary strength of the structure was evaluated and the calculation methods and the assumptions adopted were confirmed. Pressure loss of tightness and destruction amounted to 4.2 MPa and 5.9 MPa, respectively.

The practical implementation of the research results was obtained in the rocket and space industry when creating cryogenic fuel tanks for light launch vehicles (Ukraine's Patent for Invention No. 122542 dated 25.11.2020) Method for preparing containers from composite materials. It was confirmed the possibility of molding a power shell to a hull made of carbon fiber plastic, which can be used in aviation and rocket technology, for example, firing tanks of rocket engines. INVENTION ensures the advancement of the thoroughness of the design of the casing, the quality and unification of the technology for the preparation of containers from composite materials.

The practical implementation of research results was obtained in the rocket and space industry during the creation of cryogenic fuel tanks for light launch vehicles (Patent of Ukraine for a utility model No. 138264 dated November 25, 2019). The method of manufacturing light high-pressure fuel tanks from composite materials with a small pole hole can be used in the fuel systems of launch vehicles, satellites, airplanes, helicopters and motor vehicles running on gas, kerosene, liquid and gaseous oxygen as a container for storing fuel reserves under conditions of normal and cryogenic temperatures. The possibility of forming double linerless power shells using a technological layer is shown, which allows the implementation of linerless fuel tanks with a small pole.

The practical implementation of research results was obtained in the rocket and space industry during the creation of cryogenic fuel tanks for light launch vehicles (Patent of Ukraine for a utility model No. 141527 dated 04/10/2020) shell made of composite materials for fuel tanks of rocket engines and used in the creation of a collapsible mandrel. It was confirmed that the use of the proposed design of the mandrel made it possible to implement the necessary design parameters of the flange connection and ensure greater weight efficiency of the structure.

The results of the submitted studies were used at the Yuzhnoye State Design office, at the manufacture and testing of prototypes of full-composite linerless fuel tanks for cryogenic fuel components on the topic "Transport Space System (TKS-M)" and in the execution of foreign commercial contracts.

The results of dissertation research are used in the educational process when conducting lecture, practical and laboratory classes, which are taught in accordance with the curricula of the disciplines at the Department of Rocket, Space and Innovative Technologies of the Oles Gonchar National University, Dnipro.

Key words: launch vehicle, fuel tank, cryogenic temperatures, polymer composite material, carbon fiber, winding, power shell, strength, manufacturing technology, non-destructive controls methods, testing, strainometric measurements, statistical processing.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати

Статті, опубліковані в періодичних виданнях, проіндексованих у базах Scopus та/або Web of Science або включених до категорії «А» Переліку наукових фахових видань України

1. И.А. Гусарова, Т.А. Манько, О.П. Роменская, **А.В. Литот**. Исследование механизма влияния плазменной обработки на свойства низко модульных углеволокон. Космічна наука і технологія. 2020. 26, №1(122). С.90-99. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.090> (Індексована Scopus, Web of Science)

Статті у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань України:

2. Manko T.A., **Litot A.V.**, Shilin S.A.. Application of modern means of computer simulation in the development of technology manufacturing fuel tank flange of carbon fiber. Технологические системы. 4(85)/2018. С. 27-30.

3. Т.А. Манько, **А.В. Литот**. Композитные топливные баки в современном ракетостроении. Збірник матеріалів II Міжнародної конференції «Інноваційні технології в науці і освіті. Європейський досвід. 12-15 листопада 2018р. м.Гельсінкі, Фінляндія. С. 352-355.

4. Т.А. Манько, **А.В. Литот**, С.А. Шилин. Технологические особенности изготовления композитного корпуса топливного бака с фланцами из углепластика. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Том XXV. Дніпро 2018. С.91-97.

5. Т.А. Манько, **О.В. Літот**. Створення надтонких структур силових оболонок паливних баків із вуглепластику. Матеріали III Міжнародної конференції «Інноваційні технології в науці та освіті. Європейський досвід» 12-14 листопада 2019р. м. Амстердам, Нідерланди. С. 274-277.

6. Т.А. Манько, **А.В. Литот**. Применение современных программных комплексов при проектировании и изготовлении фланца топливного бака из

углепластика. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Том XXVII. Дніпро. 2019. С.90-94.

7. **А.В. Литот**, Т.А. Манько. Моделирование многослойного композиционного материала фланца топливного бака из углепластика. Системні технології. 6 (131) 2020 «System technologies». С. 3-9. DOI 10.34185/1562-9945-6-131-2020-01

8. А.В. Сидорук, Д.А. Попов, А.С. Задоя, Д.С. Калиниченко, А.В. Аксененко, И.А. Гусарова, И.И. Деревянко, В.Н. Харченко, **А.В. Литот**. Экспериментальное исследование безлейнерного топливного из полимерных композиционных материалов. Космическая техника. Ракетное вооружение. Space Technology. Missile Armament. 2020. Вып. 1(119) С.90-98

9. **О.В. Літот**, Т.А. Манько. Методи графічної побудови процесу виготовлення силової оболонки композитних паливних баків. Вісник Дніпровського університету. Серія: ракетно-космічна техніка. Випуск 23. №4 том 28 2020. С.75-81. DOI: 10.15421/452010

10. **О. Litot**. T. Manko. Modeling of mandrel for creation of thin-walled linerless fuel tanks of rocket carriers from composite materials. Математичне моделювання №2 (45) 2021. С.58-63.

11. Малайчук В.П., Манько Т.А., Астахов Д.С., **Літот О.В.** Компьютерна модель дослідження інформативності критерію Стьюдента. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Том XXX. 2022р. С.47-54. Doi: 10.15421/472205.

12. Манько Т.А., **Літот О.В.**, Седачова К.Г. Багатошарові склопластикові оболонки що виготовляються методом намотування. Збірник наукових праць ЦНДІ #3 (86). Інв. № 75891т. Київ 2022. С.183-189.

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

13. Т.А. Манько, А.В. Литот. Технологические аспекты создания криогенного топливного бака для ракетносителя из углекомполита. Материалы XIV Международной конференции «Стратегия качества в промышленности и образовании». 4-7 июня 2018г. Варна, Болгария. С.97-98.

14. **А.В. Литот.**, Т.А. Манько., С.А. Шилин. Технология изготовления композитного топливного бака с фланцами из углепластика. Материалы XXV Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції «Людина і Космос». 2019. С.230.

15. **О.В. Літот.** Герметичність фланцевого стику суцільнокомпозитного паливного бака. Материалы 9го семінару з питань авіаційних конструкцій і корпоративної стандартизації в інтересах підприємств авіаційної промисловості. 21 листопада 2019 р. С. 53.

16. Iryna Husarova, Xiao Ying Li, Olha Romenska, **Oleksandr Litot**, Yana Liang. Application of modified carbon plastics in advanced unit if aviation and aerospace structure. Booklet of Abstracts 9-th EASN International conference on innovation in aviation & space. 3-6 September 2019. Athens, Greece. P.130-131.

17. **А.В. Литот**, Т.А. Манько, А.М. Потапов. Создание цельнокомпозитных криогенных топливных баков из углепластика. Материалы 7-й Международной конференции Космические технологии: настоящее и будущее. 21-24 мая 2019г. Днепр, Украина. С. 83, 165.

18. **А.В. Литот**, Т.А. Манько. Моделирование процесса изготовления композитных топливных баков методом мокрой намотки. Збірка тез XXII Міжнародна науково-практична конференція «Людина і космос» Дніпро 2020. С.308.

19. Манько Т.А., **Літот О.В.** Вирішення задач герметичності композитних трубопроводів. Проблеми прикладної механіки, енергозбереження та механізації в гірничо-металургійному комплексі: Материалы Міжнародна науково-технічна конференція молодих вчених і студентів. Кривий ріг: КНУ, 2021. С.30-31

20. Т.А. Манько, **О.В. Літот**. Технологічні аспекти вибору оправки для створення суцільнокомполітичних паливних баків ракет носіїв. XXIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» Збірник тез, НЦАОМ, Дніпро 2021. С.136.

21. **Літот О.В.**, Манько Т.А. Декомпозиція шаруватих структур із композиційних матеріалів при формуванні поверхонь подвійної кривизни. 6-8 грудня 2021р. Університет Аалто, Гельсінкі, Фінляндія. С.211-212.

22. **О.В. Літот**, Т.А. Манько. Дослідження процесів формоутворення шаруватих структур із композиційних матеріалів що отримуються методом намотування. Збірка тез XXIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос». Дніпро 2022. С.180

23. **Літот О.В.**, Манько Т.А.. Дослідження параметрів формування структури вуглепластиків отриманих методом мокрого намотування. Матеріали III Міжнародна науково-практична конференція «Авіація, промисловість, суспільство» 12 травня 2022р. Кременчук. С.220.

24. Манько Т.А., **Літот О.В.**. Дослідження впливу шорсткості поверхні вуглепластиків на герметичність рознімних з'єднань вузлів із вуглепластику що працюють при криогенних температурах. Матеріали XXV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» 12-14 квітня 2023р. Дніпро. С. 223.

25. **Літот О.В.** Манько Т.А.. Рішення задач герметичності рознімних з'єднань вузлів із вуглепластику що працюють при криогенних температурах. Матеріали IV Міжнародна науково-практична конференція «Авіація, промисловість, суспільство» 18 травня 2023р. Кременчук С. 68.

26. Астахов Д.С., Малайчук В.П., Манько Т.А., **Літот О.В.** Дослідження інформативності порівняння середніх вибірок експериментальних досліджень. International scientific and technical conference Information Technologies in Metallurgy and Machine building – ITMM 2023. С.153-154. ISSN-online 2708-0102 153 DOI:10.34185/1991-7848.itmn/2023.01.041

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації

27. Патент України на корисну модель №138264UA МПК(2019.01), F17C 1/00, B21D 51/24(2006.01), F17C 1/06(2006.01) F17C 1/16(2006.01) «Спосіб виготовлення легких паливних баків високого тиску з композиційних матеріалів» / Потапов О.М., Сімбіркіна А.Н., Гусарова І.О., **Літот О.В.**, Шилін С.О., Деревянко І.І., Роменська О.П., Немченко Д.А., Федоренко С.В. / Заявка № u 2019 04635, дата подання 02.05.2019, дата з якої є чинними права на корисну модель 25.11.2019, дата публікації відомостей про видачу патенту та номер бюлетеня 25.11.2019 Бюл. № 22. – 4с.

28. Патент України на корисну модель №141527UA МПК(2020.01), B29C 53/82(2006.01), B29D 22/00 «Розбірна оправка для виготовлення високоміцних оболонок із композиційних матеріалів» / Потапов О.М., Шилін С.О., Манько Т.А., **Літот О.В.**, Немченко Д.А., Федоренко С.В., Гусарова І.О., Деревянко І.І., / Заявка № u 2019 10573, дата подання 24.10.2019, дата з якої є чинними права на корисну модель 10.04.2020, дата публікації відомостей про видачу патенту та номер бюлетеня 10.04.2020 Бюл. № 7. – 4с.

29. Патент України на Винахід №122542UA МПК(2020.01), F17C 1/00, F17C 1/06 (2006/01), F17C 1/16(2006.01) «Спосіб виготовлення ємності з композиційних матеріалів» / Потапов О.М., Шилін С.О., **Літот О.В.**, Немченко Д.А., Федоренко С.В., Гусарова І.О., Деревянко І.І., / Заявка № a 2019 02622, дата подання 18.03.2019, дата з якої є чинними права інтелектуальної власності 26.11.2020, дата публікації відомостей про державну реєстрацію та номер бюлетеня 25.11.2020 Бюл. № 22. – 4с.

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень	20
Вступ	21
РОЗДІЛ 1. ЗАДАЧІ СТВОРЕННЯ БАКІВ ДЛЯ КРІОГЕННИХ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА	29
1.1 Аналіз конструкцій сучасних паливних баків для кріогенних компонентів палива	29
1.2 Аналіз технології виготовлення баків із композиційних матеріалів та оправок для їх створення	37
Висновки до першого розділу	48
РОЗДІЛ 2. ДОСЛІДЖЕННЯ МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ СТВОРЕННЯ СУЦІЛЬНОКОМПОЗИТНОГО КРІОГЕННОГО ПАЛИВНОГО БАКУ	49
2.1 Матеріали	49
2.2 Методи досліджень	50
2.3 Оцінка сумісності та газопроникності матеріалів паливного бака	55
2.4 Експериментальне дослідження матеріалів суцільнокомполітного паливного бака	56
Висновки до другого розділу	70
РОЗДІЛ 3. ТЕОРЕТИЧНЕ І ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ПАЛИВНОГО БАКА	72
3.1 Постановка завдання до експериментальних досліджень матеріалів, технологій і конструкцій	72
3.2 Теоретичне дослідження силової оболонки кріогенного безлейнерного паливного баку	73
3.3 Експериментальне підтвердження працездатності силової оболонки паливного баку із вуглепластику в умовах кріогенних температур	77

3.4 Теоретичні й експериментальні дослідження елементів фланцевого з'єднання безлейнерного паливного бака з вуглепластику	91
Висновки до третього розділу	103
РОЗДІЛ 4. СТВОРЕННЯ СУЦІЛЬНОКОМПОЗИТНОГО БЕЗЛЕЙНЕРНОГО БАКА З ВУГЛЕПЛАСТИКУ ДЛЯ КРІОГЕННИХ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА	105
4.1 Теоретичне дослідження напружено-деформованого стану конструкції паливного бака.	107
4.2 Експериментальне підтвердження працездатності суцільнокомпозитного безлейнерного кріогенного паливного баку	115
Висновки до четвертого розділу	137
РОЗДІЛ 5. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ СТАНУ ПАЛИВНОГО БАКУ З ВИКОРИСТАННЯМ ТЕНЗОМЕРИЧНИХ ВИМІРІВ	139
5.1 Постановка завдання	139
5.2 Алгоритм обробки тензометричних вимірів	142
Висновки до п'ятого розділу	148
Загальні висновки	149
Список використаних джерел	153
Додаток А. Результати тензометричних вимірювань при випробуваннях паливного баку надлишковим тиском рідкого азоту	166
Додаток Б. Акт впровадження результатів дисертаційної роботи Літота Олександра Володимировича у розробки ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля»	172
Додаток В. Акт впровадження наукових і практичних результатів досліджень у ТОВ «Альфа Композіт»	173
Додаток Г. Акт впровадження наукових і практичних результатів досліджень у ТОВ «Науково-виробниче підприємство «Адаманти»	174
Додаток Д. Список публікацій здобувача за темою дисертації	175

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

ПКМ – полімерний композиційний матеріал

РКТ – ракетно-космічна техніка

ПБ – паливний бак

ТК – трубчаста конструкція

НДС – напружено-деформований стан

МКЕ – метод кінцевих елементів

КЛТР – коефіцієнт лінійного температурного розширення

ВСТУП

Актуальність теми. Основним параметром енергетичної ефективності сучасних ракет-носіїв є відносна кінцева маса, яка безпосередньо залежить від маси конструкції. До 90% стартової маси ракет на рідких компонентах палива у їхньому традиційному компонуванні становить маса палива, а отже, суттєвою є маса конструкцій. Таким чином, одним з головних факторів, що дозволить підвищити вагову досконалість ракет-носіїв на рідких компонентах палива – розробка принципово нових технологій виготовлення паливних баків та їх конструктивних елементів, які забезпечать зменшення маси конструкції ракети-носія.

Конструкція паливних баків, основним експлуатаційним навантаженням яких є внутрішній тиск, пройшла п'ять поколінь схемо-конструктивних рішень, які поступово зменшували його масу. Перше покоління – суцільнометалеві паливні баки, що широко розповсюджені, прості у виконанні, але мають велику масу. Друге покоління – металева конструкція баку з композиційним підсиленням циліндричної ділянки у кільцевому напрямку. Третє покоління – виконання тонкостінного металевго лейнеру, що цілком вкривається композиційним матеріалом, що сприймає усі експлуатаційні навантаження. Четверте покоління – виконання композитного баку з неметалевим лейнером. П'яте покоління – безлейнерний паливний бак.

Виконання паливного баку безлейнерним має суттєві переваги, а саме:

- найменшу масу силової оболонки;
- більший об'єм;
- спрощений технологічний процес виготовлення.

На сьогодні у світі відомі чотири американські компанії, які досягли суттєвих результатів у дослідженні безлейнерних суцільнокомпозитних паливних баків. Це – Composites Technology Development Inc. (CTD), Scorpion Space Launch Company (SSLC), Infinite Composites Technologies та Boeing. Відома також суцільнокомпозитна ракета-носій Electron розробки компанії Rocket Lab, яка вже виконує комерційні пуски. Проте усі конструктивні

особливості, технології та матеріали, що використовуються, для створення баків не перебувають у вільному доступі та є комерційною таємницею.

Отже, наведене вище свідчить про перспективність проведення досліджень у цьому напрямку. У свою чергу, створення суцільнокомпозитного безлейнерного баку для кріогенних компонентів палива в Україні дає можливість конкурувати ракетно-космічній сфері України в Європі та світі.

Створення виробів ракетно-космічної техніки (РКТ) із композитів вимагає знання не тільки характеристик матеріалів, але й процесів їх виготовлення. Це пов'язане з тим, що матеріали, технологія й конструкція є невід'ємною частиною один одного. Унікальний взаємозв'язок дозволяє реалізувати абсолютно нові конструктивно-технологічні рішення, що дозволяють одержати закінчені конструкції, але при цьому потрібно враховувати, що забезпечення працездатності накладає низку обмежень в умовах кріогенних температур. Це, в першу чергу, збереження міцності й забезпечення достатнього рівня твердості матеріалів та герметичності, зокрема в умовах тривалого впливу кріогенних температур.

Особлива увага у процесі створення паливних баків і забезпеченні їх герметичності повинна приділятися вирішенню питання ущільнення роз'ємних стиків і інтеграції елементів механічного кріплення до складу конструкції. На герметичність композитних паливних баків суттєво впливає висока відмінність коефіцієнтів лінійного температурного розширення елементів конструкції, які перебувають у контакті. Це обумовлено використанням композитів і дозволяє скоротити застосування металів. У таких конструкціях метали використовуються лише як елементи кріплення.

Отже актуальним є вирішення науково-практичної задачі створення суцільнокомпозитного паливного баку для кріогенних компонентів палива, з метою його впровадження в конструкції ракет-носіїв і безпілотних літальних апаратів, що значно покращить їх енергетичні та економічні можливості. Це безперечно створить поштовх для розвитку ракетно-космічної галузі України.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами

Науково дослідні роботи зі створення суцільнокомполітного паливного баку для криогенних компонентів палива виконувались при проектуванні, виготовленні та випробуваннях дослідних зразків за темою «Транспортна Космічна Система (ТКС-М)» та при виконанні іноземних комерційних контрактів на ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля». Роботи також проводилися в рамках програми «Horizont 2020», проект MODCOMP (Угода про надання гранту № 685844) при створенні суцільнокомполітного паливного баку високого тиску.

Мета дослідження – Створення раціональної конструкції суцільнокомполітного безлейнерного криогенного паливного баку на основі синтезу ефективних конструкторсько-технологічних рішень, у тому числі в комп'ютерно-інтегрованому середовищі.

Об'єкт дослідження – процеси формоутворення суцільнокомполітного криогенного паливного баку для криогенних компонентів.

Предмет дослідження – ефективні конструктивно-технологічні рішення виготовлення паливних баків із композиційних матеріалів з високими фізико-механічними та експлуатаційними характеристиками.

Методи дослідження:

Для вирішення поставлених задач в роботі застосовувалися:

- сучасний структурний аналіз матеріалів і конструкцій для оцінки їх стану, фізико-механічних і теплофізичних характеристик;
- теоретичні й експериментальні методи дослідження матеріалів та оцінки їх міцності (визначення міцнісних характеристик при розтягуванні, стисканні, трьохточковому вигині, твердості і коефіцієнтів лінійного температурного розширення), зокрема, електронно-мікроскопічний аналіз;
- метод кінцевих елементів і системи Ansys та Autodesk Fusion для теоретичних досліджень пружно-деформованого стану;
- статистичні методи для обробки масивів даних результатів експериментів.

Експериментальну частину досліджень реалізовано на сучасному науково-дослідному обладнанні ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля», м. Дніпро, та експериментальному обладнанні компанії ТОВ «Альфа Композит», м. Полтава.

Завданнями досліджень є:

1. Науково-технічний аналіз матеріалів, конструкцій і технологій створення суцільнокомпозитних безлейнерних кріогенних паливних баків із вуглепластику.
2. Вибір і дослідження матеріалів для суцільнокомпозитного безлейнерного кріогенного паливного баку та технології його виготовлення.
3. Дослідження впливу кріогенних температур на фізико-механічні та теплофізичні властивості матеріалів паливних баків.
4. Розробка, виготовлення та випробування модельних зразків і дослідних конструкцій суцільнокомпозитного безлейнерного кріогенного паливного баку.
5. Дослідження процесів напружено-деформованого стану конструкції при проведенні випробувань на міцність.

Наукова новизна отриманих результатів досліджень полягає в тому, що:

1. Вперше в Україні для створення безлейнерного баку, який буде вміщувати кріогенні компоненти ракетного палива, запропоновано використати спеціальні композиційні матеріали – конструкційні епоксидні вуглепластики на основі високоміцного вуглецевого волокна, як матеріал силової оболонки, та конструкційні епоксидні вуглепластики на основі рівноміцної вуглецевої тканини полотняного плетіння як матеріал фланцю.
2. Вперше розглянуто і оцінено вплив кріогенних компонентів палива (-196°C) на фізико-механічні і теплофізичні характеристики матеріалу

суцільнокомпозитного кріогенного паливного баку із вуглепластику в середовищі рідкого кисню та рідкого азоту.

3. Розроблено та реалізовано нову технологію на основі метода мокрого намотування із застосуванням спеціальної схеми армування, яка дозволяє отримати надтонкі багатошарові силові оболонки, що відповідають вимогам міцності і герметичності.

4. Вперше визначено фізико-механічні та теплофізичні характеристики фторопласта марки Ф4 у контакті з вуглепластиком на основі епоксидної матриці. Визначено параметри поверхневої міцності й пружності, а також коефіцієнти лінійного температурного розширення матеріалів, що перебувають у контакті, за результатами яких підтверджена можливість створення суцільнокомпозитного рознімного фланцевого з'єднання.

5. Вперше створено суцільнокомпозитне рознімне фланцеве з'єднання кріогенного паливного бака з вуглепластику. За результатами випробувань надлишковим тиском рідкого азоту та газоподібного гелію підтверджена можливість його застосування в складі конструкції паливного бака.

6. Для опису пружно-деформованого стану суцільнокомпозитного корпусу паливного баку з кріогенним компонентом палива побудовано удосконалені математичні моделі, коректність яких підтверджено випробуваннями на міцність.

7. Для обробки та оцінки стану конструкції під час проведення випробувань надлишковим тиском рідкого азоту, запропоновано та реалізовано візуально-аналітичну технологію контролю стану тонкостінних силових оболонок з вуглепластику. Оцінено процеси напружено-деформованого стану при повторних навантаженнях, що моделюють заправлення/злив, використовуючи методи тензометричних вимірів.

Практичне значення отриманих результатів є таким:

1. Розроблено та впроваджено технологію виготовлення та випробувань таких конструкцій, як суцільнокомпозитні безлейнерні баки для кріогенних компонентів палива, зокрема, розроблено технологію проведення випробувань на міцність суцільнокомпозитних паливних баків в умовах впливу кріогенних температур, яку може бути використано під час створення аналогічних виробів ракетно-космічної техніки.

2. Розроблено та виготовлено формотворне оснащення для отримання корпусу паливного бака й технологічні пристосування для поліпшення укладання прошарків. (Патент України на корисну модель «Розбірна оправка для виготовлення високоміцних оболонок з композиційних матеріалів. » номер UA 141527 U (u 2019 10573)).

3. За результатами проведених досліджень розроблено спеціальне технологічне пристосування, яке дозволяє реалізувати спірально-кільцеве укладання армуючого матеріалу для забезпечення герметичності суцільнокомпозитних конструкцій, що створюються.

4. Створено суцільнокомпозитний безлейнерний кріогенний паливний бак. (Патент України на корисну модель «Спосіб виготовлення ємності з композиційних матеріалів» номер а2019 02622, патент України на винахід «Спосіб виготовлення легких паливних баків високого тиску з композиційних матеріалів» номер патенту UA 138264 U (u 2019 04635)).

5. Результати теоретичних та експериментальних досліджень, розрахункових моделей, а також розробки методичного та технічного забезпечення з проектування, виготовлення та випробувань суцільнокомпозитного безлейнерного паливного баку для кріогенних компонентів палива знайшли практичне використання (підтверджено актами впровадження та апробування) на підприємствах ДП «КБ «Південне» (м. Дніпро), ТОВ «Науково виробниче підприємство «Адамант» м. Кривий Ріг, ТОВ «Альфа Композіт» м. Полтава.

6. Результати дисертаційних досліджень використовуються у процесі проведення лекційних, практичних і лабораторних занять відповідно до навчальних планів на кафедрі ракетно-космічних та інноваційних технологій Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Особистий внесок здобувача.

Здобувач на підставі вивчення і аналізу літературних джерел та достовірних наукових положень визначив основні сучасні уявлення про отримання конструкцій паливних баків з композиційних матеріалів [27]. У роботах [76,97,105,108,113-118], опублікованих у співавторстві, здобувачу належить: теоретичні й експериментальні дослідження матеріалів та дослідних конструкцій; розробка технології виготовлення та випробувань дослідних конструкцій та суцільно композитного паливного баку для криогенних компонентів палива; схема використання розробленого спеціального технологічного пристосування для забезпечення необхідних параметрів стрічки в процесі намотування; розробка й виготовлення формоутворюючого оснащення для створення корпусу паливного баку та технологічні пристосування для покращення укладання прошарків.

Апробація матеріалів дисертації.

Основні положення і результати дисертаційної роботи доповідалися і обговорювалися на: Восьмій технічній конференції українського відділення Sampe (м. Київ, 2018р.); II Міжнародній конференції «Інноваційні технології в науці та освіті. Європейський досвід» (м. Хельсінкі, Фінляндія, 2018р.); XXI-XXV Міжнародній молодіжній науково-практичній конференції «Людина і Космос» (м. Дніпро, 2019-2023р.); 9й семінар з питань авіаційних конструкцій і корпоративної стандартизації в інтересах підприємства авіаційної промисловості (м. Київ, 2019р.); III Міжнародній конференції «Інноваційні технології в науці та освіті. Європейський досвід» (м. Амстердам, Нідерланди, 2018р.); 9th EASN International Conference. European Aeronautic

Science Network (м. Афіни, Греція, 2019р.); 7th International Conference. Space technologies: present and future / Космічні технології: Теперішнє й майбутнє (м. Дніпро, 2019р.); XIV Міжнародній конференції «Стратегія якості в промисловості й освіті» (м. Варна, Болгарія, 2018р.); Міжнародній науково-технічній конференції молодих вчених та студентів «Проблеми прикладної механіки, енергозбереження та механізації в гірничо-металургійному комплексі» (м. Кривий Ріг, 2021р.); Hightmattech-2021 (м. Київ, 2021р.); IV Міжнародній конференції «Інноваційні технології в науці та освіті. Європейський досвід» (м. Гельсінкі, Фінляндія, 2021р.); International scientific and technical conference Informational Technologies in Metallurgy and Machine bulding- ITMM (м. Дніпро, 2023р.) III-IV Міжнародній науково-практичній конференції «Авіація, промисловість, суспільство» (м. Кременчук, 2022-2023р.);

За матеріалами дисертаційної роботи опубліковано 29 робіт, зокрема 12 статей у фахових наукових виданнях України й наукометричних базах даних, затверджених для захисту дисертаційних робіт, які внесені до міжнародних наукометричних баз даних (1 стаття у фаховому збірнику категорії А, що включень до міжнародної наукометричної бази даних Web of Science Core Collection та внесених до міжнародної наукової наукометричної бази даних Scopus); 2 патенти України на корисну модель та 1 патент України на винахід; 14 тез доповідей на конференціях.

Структура та обсяг дисертації.

Дисертаційна робота складається із вступу, п'яти розділів, загальних висновків та списку використаних джерел з 123 найменувань і 5 додатків. Загальний обсяг роботи становить 180 сторінок, у тому числі 101 рисунок та 21 таблиці.

РОЗДІЛ 1. ЗАДАЧІ СТВОРЕННЯ БАКІВ ДЛЯ КРІОГЕННИХ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА

1.1 Аналіз конструкцій сучасних паливних баків для криогенних компонентів палива

Паливні баки використовуються в авіаційній і ракетно-космічній техніці та розміщаються усередині фюзеляжів і відсіків, у гібридній руховій установці, а також можуть бути складовою частиною корпусів ракет-носіїв.

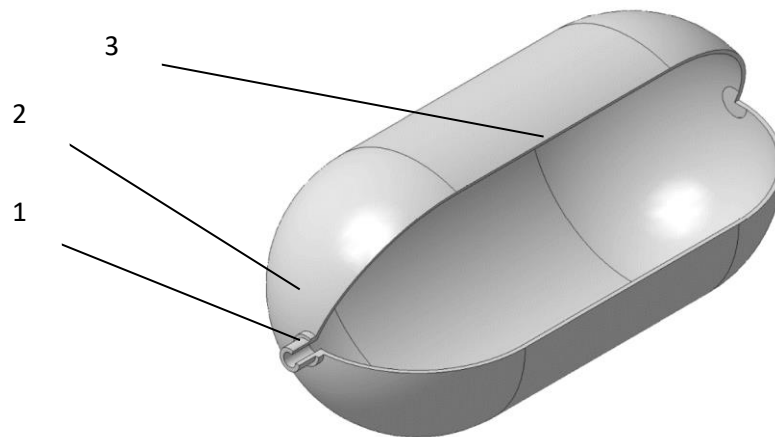
Паливні баки виконують функцію несучих, якщо вони є частиною корпусу ракети-носія та сприймають загальний комплекс навантажень [1]. Не несучі (підвісні) паливні баки сприймають виключно внутрішній надлишковий тиск і слугують ємностями для зберігання рідини або газу [2].

Під час проектування верхніх та орбітальних відсіків ракет-носіїв і космічних апаратів особливо гостро постає питання не тільки ваги, а й компонування паливних баків. Їх невеликий об'єм, у порівнянні із баками нижніх ступенів, а також конструктивні особливості, вимагають розташовувати у відсіку не тільки баки окиснювача і пального, а й допоміжні баки, що забезпечують роботу системи орієнтації й стабілізації, а також баки пневмогідролічної системи, які забезпечують багаторазовий запуск двигунів. Враховуючи, що об'єм допоміжних баків порівняно невеликий, розташовувати їх усередині основних баків є недоцільним. Такі баки поєднують у кластери із загальним баком високого тиску для надування. [3-5]. У цей час у складі таких систем використовують кулеподібні балони виготовлені з металу, що володіють високою питомою вагою [6-7].

Згідно з літературними даними [8-22] у всіх двигунних установках, рідинні ракетні двигуни малих тяг або двигуни орієнтації й стабілізації, використовують балони високого тиску.

Розрізняють п'ять основних конструктивних відмінностей (п'ять типів) паливних баків і балонів, що застосовуються у виробі ракета-космічної техніки [23-30].

До першого типу відносять суцільнометалеві конструкції паливних баків (рисунок 1.1). Такі баки виготовляють із високоміцних сталей, титанових або алюмінієвих сплавів методом кування, протягуванням або витягуванням з наступним зварюванням. Вони можуть мати різноманітні форми й різну конструктивно-силову схему. За більш ніж півстоліття розвитку ракетобудування баки даного типу одержали найбільше поширення й найбільш вивчені, тому досконально визначені основні принципи їх побудови й створення [31-33]. Усі суцільнометалеві паливні баки мають високу питому вагу, а у порівнянні з іншими типами баків конструктивно не перспективні. Через свою дешевизну такі баки знайшли широке застосування в загальному машинобудуванні та інших галузях промисловості.



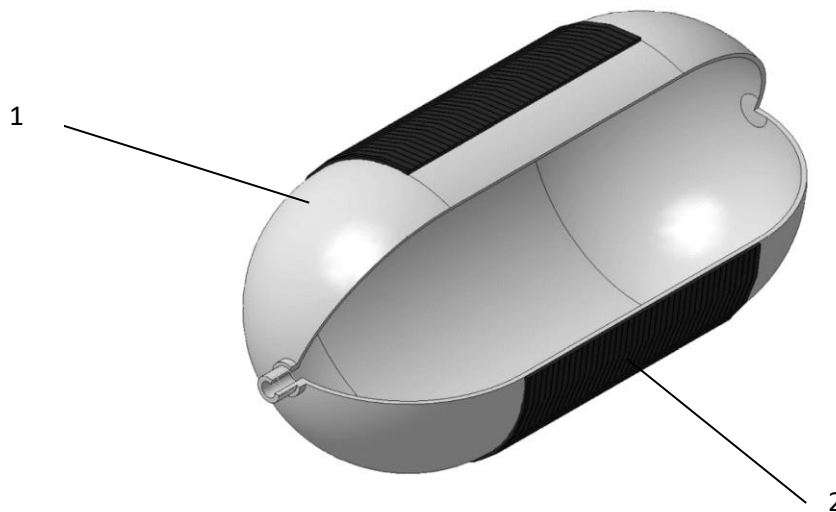
1 – штуцер; 2 – днище баку; 3 – циліндрична частина баку

Рисунок 1.1. Бак 1-го типу

Окрім значної маси баки даного типу зі збільшенням розміру мають усе більше конструктивних обмежень. Це, насамперед, викликало необхідність підкріплення циліндричної оболонки, щоб уникнути втрати стійкості, і як наслідок, збільшення полюсних отворів, ускладнення вузлів кріплення та інш.

Незважаючи на те, що баки даного типу мають значне поширення, вони конструктивно себе вичерпали. Їм на заміну поступово приходять паливні баки із застосуванням композиційних матеріалів, витісняючи суцільнометалеві баки з конструкцій космічних апаратів і верхніх ступенів ракет-носіїв.

Використання композиційних матеріалів у конструкції паливних баків призвело до створення металевих баків з кільцевим намотуванням силової оболонки на циліндричну частину (рисунок 1.2). Металева ємність і силова оболонка приймають приблизно однакове навантаження. Такі баки відзначають як окремий тип конструкції (2 тип), але є лише різновидом баків третього типу, у якій силова оболонка цілком перекриває поверхню бака. Вони практично мали обмежене застосування через специфіку циліндричної форми й були замінені іншими типами баків. Через конструктивні особливості ці баки виконуються лише у вигляді циліндричних ємностей і служать як базовий варіант впровадження композитів у конструкцію паливних баків. [34-36]



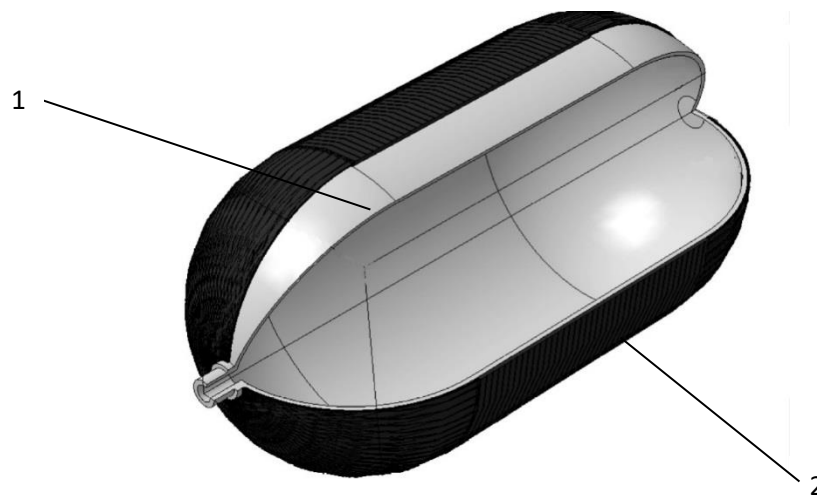
1 – несуча металева оболонка; 2 – силова підмотка із композита

Рисунок 1.2. Бак 2-го типу

Застосування баків 2-го й 3-го типів обмежене з погляду конструктивних та технологічних особливостей. Наприклад, їх неможливо виконати у формі,

відмінної від циліндричної. Застосування композитної силової оболонки на циліндричній частині дозволило знизити вагу баку на 30-40%, але під час збільшення розмірів ємності гостро постає питання спільної роботи метал - композит. [37-40]

Наступним типом баків є металокомпозитні з цілковитою обмоткою поверхні силовою оболонкою з композитних матеріалів. У даному типі баків композит сприймає всі навантаження, а метал виступає виключно в ролі лейнера (внутрішня герметизуюча оболонка балона, яка може сприймати частину навантаження), що забезпечує герметичність, і формотворну поверхню (оправку) [41-42]. Ці баки характеризуються меншою вагою (у порівнянні із другим типом), більш високою безпекою, високою енергоефективністю та здатністю витримувати значні навантаження. Конструктивно виконуються у вигляді кулебалонів, торів та циліндричних ємностей [43-46]. Типову конструкцію металокомпозитного паливного бака 3-го типу проказано на рисунку 1.3.



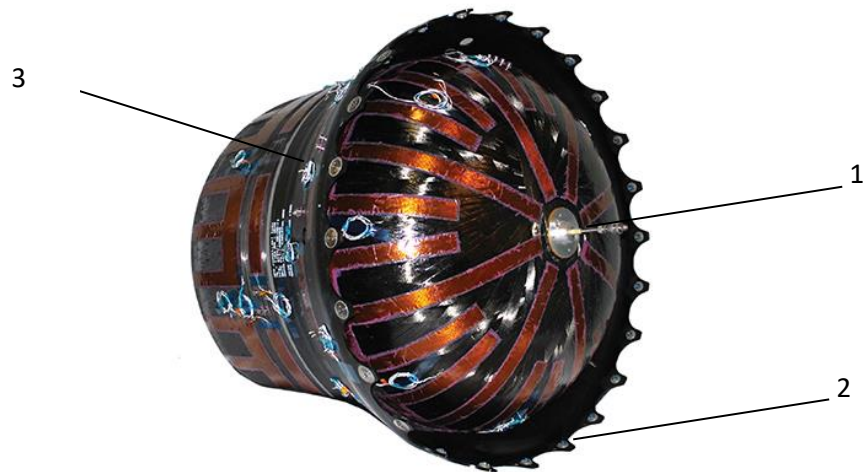
1 – не несуча металева оболонка; 2 – несуча силова оболонка з композиту

Рисунок 1.3. Бак 3-го типу

Повне перекриття поверхні бака силовою оболонкою із композиту, що перевершує по питомій міцності метали, дозволило зменшити підсумкову вагу

конструкції. У ній, як і в конструкціях попереднього типу, у ролі оправки для намотування виступає металевий лейнер. Масова ефективність під час збільшення розмірів бака – знижується. Баки даного типу застосовуються в конструкціях космічних апаратів і систем орієнтації та стабілізації верхніх ступенів, де робоче тіло перебуває під високим тиском.

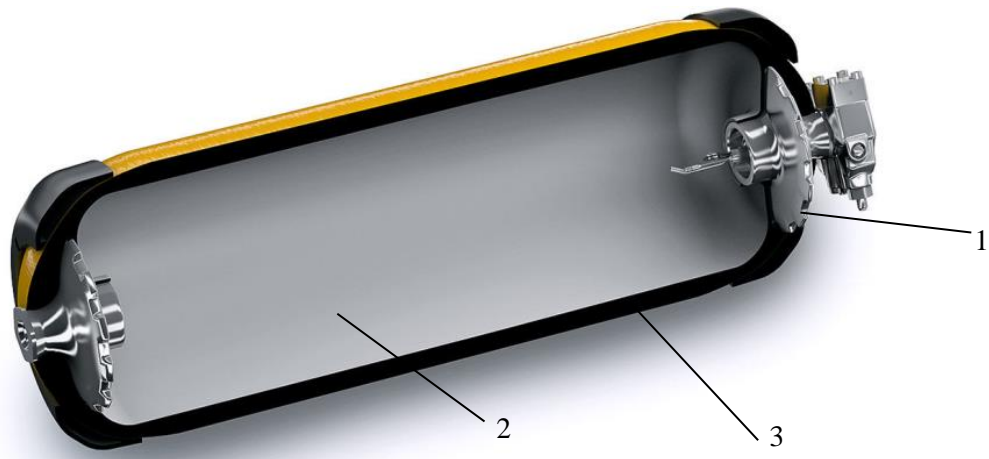
Як приклад такої конструкції можна навести паливний бак Sobham (рисунок 1.4), який був створений у рамках спільної місії NASA (США) і JAXA (Японія) [47]. Його конструкція являє собою алюмінієвий лейнер, з товщиною стінки 1.27 мм, зміцнений силовою оболонкою з високоміцного вуглецевого джгута та епоксидної смоли товщиною 2.81 мм. [48-49]. Більшу частину ваги конструкції складає металевий лейнер, що виступає в ролі герметизуючої оболонки.



1 – штуцер; 2 – елементи кріплення; 3 – композитна оболонка.

Рисунок 1.4. Композитний паливний бак Sobham з металевим лейнером.

Прагнення до зниження ваги призвело до створення паливного бака із композитних матеріалів з неметалевим лейнером (рисунок 1.5), де всі навантаження сприймаються силовою оболонкою, що виконана з композиційних матеріалів, а доступ у порожнину забезпечується через металеве фланцеве з'єднання [50-51].



1 – фланець; 2 – лейнер; 3 – композитна оболонка

Рисунок 1.5. Конструкція паливного бака з неметалевим лейнером

Крім очевидних переваг у зниженні ваги, виробництво паливних баків даної конструкції є більш складним. У випадку використання лейнера, як оправки для намотування силової оболонки, падає масова ефективність конструкції зі збільшенням її розмірів, якщо ж використовувати оправку, що руйнуються – ускладнюється технологічність. Також, проблемою в таких конструкціях є забезпечення спільної роботи заформованих металевих фланців, полімерного лейнера та вуглепластикової силової оболонки.

Частково цю проблему вирішили фахівці компанії Microcosm (США) [52]. Використання складних оправок, що руйнуються, дозволило створити лінійку паливних баків для ракети-носія легкого класу «Sprite» (рисунок 1.6). Підкріплення й наддування лейнера дозволило виконати намотування силової оболонки паливного бака діаметром не більш 1,5 метра [53].



Рисунок 1.6. Криогенні паливні баки з неметалічним лейнером створені на замовлення Scorpius Space Launch Company компанією Microcosm.

Найбільш перспективною є конструкція безлейнерного паливного бака, що цілком виконана із композитного матеріалу, в якому всі силові навантаження сприймає оболонка, а лейнер, як окрема складова відсутня. Ідеологія створення таких конструкцій була пов'язана з необхідністю створення саме великогабаритних паливних баків. Одними з перших, і, мабуть, такими, що найбільш розвинули цю ідею, був ряд досліджень проведених у рамках проектів DC-XA, X-33, X-34 і X-37 [54].

Забезпечення герметичності в цьому випадку досягається шляхом розробки та використання спеціальних типів матриць (сполучних) у складі вуглепластикової силової оболонки. Проте, такий тип баків має низку обмежень. Це, в першу чергу, пов'язано зі структурою матеріалу бака під час багаторазового навантаження (циклів заправка/злив). Матриця, застосування якої описано в конструкції [55-58] навіть в наднизьких температурах незворотно розтріскується, що погіршує характеристики газопроникності. Баки таких типів здатні працювати лише на невеликі тиски наддування (порядку 2 МПа), що не завжди відповідає вимогам до тиску газів у подібних баках ракетно - космічної техніки.

Варто відзначити, що у світовій практиці зустрічаються різні підходи до вибору конструкції та технології виготовлення паливних баків з композитних матеріалів. Для порівняння різних типів конструкцій баків (таблиця 1.1) можна скористатися наступним критерієм ефективності [59]:

$$\eta = \frac{p \cdot V}{m \cdot g} \quad (1.1)$$

де p – робочий тиск баку, V – об’єм бака, m – маса бака; g – прискорення вільного падіння.

Таблиця 1.1 – Порівняння конструкцій паливних баків різного типу

№ п/п	Конструкція паливного бака	Зовнішній діаметр, мм / довжина, мм	Робочий тиск, МПа (коефіцієнт безпеки)	Матеріал фланців	Маса, кг	Об’єм, л	η
1.	Повністю сталевий	581/ 1350	10,0 (2)	Сталь	177,4	264	1,5
2.	Повністю алюмінієвий	581/ 1350	10,0 (2)	Алюміній	93,1	264	2,85
3.	З металевим лейнером	581/ 1350	10,0 (2)	Сталь	50,3	264	5,25
4.	З неметалічним лейнером	578,4/ 1292	10,0 (2)	Сталь	41,85	264	6,31
5.	Повністю композиційний STD	152/ 203	1,4 (5)	Сталь	0,2	1,9	1,34
6.	Повністю композиційний Infinitecomposites [57]	597/ 1595	31,6	Сталь	81,7	310	12
7.	Повністю композиційний Pressurmaxx®[56]	635/ 1500	21,1 (2)	ВП	41	405	20,8
8.	Композитний паливний бак Cobham	1180/1170	2,75	Алюміній	45.1	772	44,92

Згідно із цим критерієм ефективності, значення для цілком композитного паливного бака з вуглепластику п'ятого типу (таблиця 1.1. п. 5) можна пояснити невеликими розмірами бака, а також більшим коефіцієнтом безпеки. Невелика відмінність за критерієм ефективності для баків з металевим лейнером і

неметалевим обумовлене використанням конструкції лейнера, що не вилучається.

У цілому, виходячи зі світового й вітчизняного досвіду проектування й виготовлення паливних баків з вуглепластику можна зробити висновок, що композитні паливні баки значно перевершують аналогічні, виконані з використовуваних раніше традиційних матеріалів. Крім того, використання композитних фланців і кришок у конструкції паливного бака знижує частку металевих елементів до 5% і суттєво підвищує вагову ефективність усієї конструкції. Також, варто акцентувати увагу на тому, що для кріогенних паливних баків самими перспективними є конструкції з неметалевим лейнером (тонкостінним) і безлейнерні баки з композитних матеріалів.

Для створення баків 2-5 типу з композиційних матеріалів застосовують спеціальні оправки. Вони служать спеціальним технологічним оснащенням, що виступає у ролі формотворної поверхні, в процесі намотуванні та для взаємного позиціонування деталей і вузлів конструкції в процесі виготовлення. Створення паливного бака, як і вибір матеріалу, пов'язане з типом оправки, що використовується, тому при використанні композитів, конструкція, матеріал і технологія є невід'ємною частиною один одного [60-61].

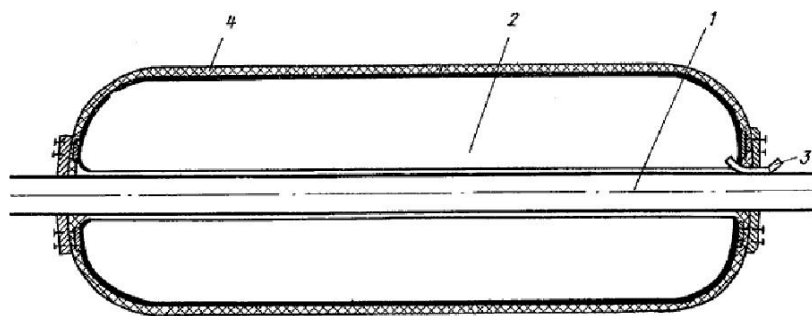
1.2 Аналіз технології виготовлення баків із композиційних матеріалів та оправок для їх створення

Важливою частиною виготовлення паливних баків з композитних матеріалів є вибір і створення формотворної оправки, що забезпечує виконання всіх вимог до конструкції, що розробляється.

У цілому оправки можна розділити відповідно наступним конструктивним принципам.

Надувні оправки та оправки, що використовують роботу стиснених газів для підкріплення несучих оболонок.

Оправки даного типу можуть мати різноманітну форму та конструктивне виконання [62]. Елементом підкріплення може служити, як вся поверхня надувної оправки, так і окремі її елементи, що призначені для підтримки довгорозмірних циліндрів. Конструктивно надувні оправки (рисунок 1.7) складаються з вала і встановленого на ньому надувної оболонки [63].



- | | |
|-----------------------|---------------------|
| 1 – суцільний вал; | 3 – штуцер; |
| 2 – надувна оболонка; | 4 – несуча оболонка |

Рисунок 1.7. Конструктивна схема надувної оправки

Надувна оболонка виконується з еластичного газонепроникного матеріалу, і забезпечує при розрахунковому тиску наддування необхідну геометрію бака. Після полімеризації намотаної силової оболонки тиск наддування вирівнюється з атмосферним, і оправка вилучається через полюсний отвір корпусу. Але, конструкція оправок такого типу має певні недоліки, серед яких низька точність виконання геометричних параметрів корпусу, а також недостатня надійність такої конструкції. Ці недоліки проявляються на великогабаритних паливних баках, де оправка суттєво деформується під власною вагою та вагою намотаних прошарків армуючого матеріалу, а також у процесі намотування. Збільшення тиску наддування для підтримки форми не завжди можливе через високу небезпеку руйнування такого типу оправок. Крім того, відзначають недостатню надійність такої конструкції через складність підтримки тиску наддування в

процесі полімеризації силової оболонки, у тому числі за умови підвищених температурах. Під час підвищення температури тиск в оправці зростає, і контролювати його величину складно через необхідність обертання оправки [64]. Представлений тип конструкції оправок використовується лише для виготовлення невеликих паливних баків, підкріплених зовні стримуючими елементами.

Для збільшення твердості конструкції надувної оправки, внутрішній обсяг робочої камери заповнюють спіненим газопроникним матеріалом, що володіє достатньою твердістю за умови кімнатної температури і дозволяє реалізувати намотування силової оболонки. Після завершення намотування і полімеризації силової оболонки, обсяг спіненого матеріалу зменшують із використанням вакууму й витягають оправку з бака (рисунок 1.8).

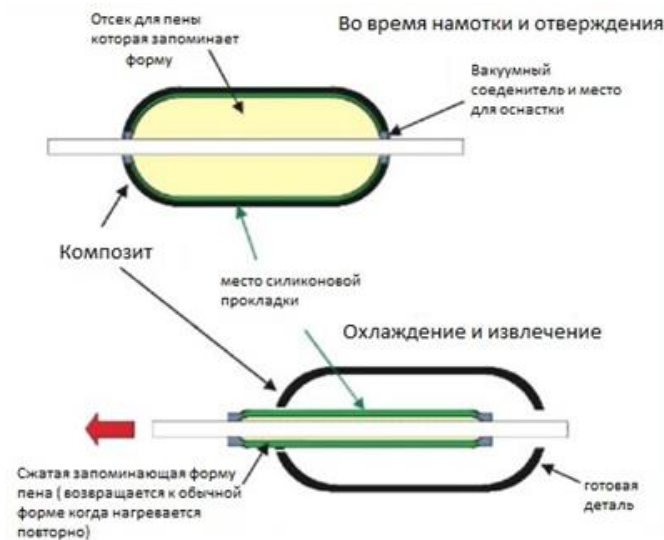
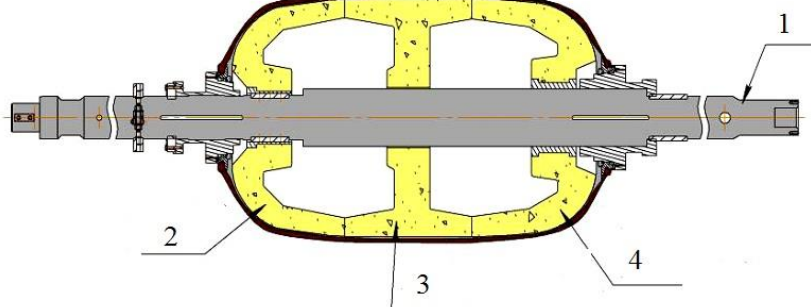


Рисунок 1.8. Надувна оправка із заповненою робочою камерою

Такий тип оправок одержав назву MUPET (Multiple Use Precision Extractable Tooling - Багатоцільове прецизійне екстрагуєме устаткування) і дозволяє забезпечити точність виконання геометричної форми бака [65]. Заповнення робочої зони камери спіненим газопроникним матеріалом дає можливість зменшити тиск наддування в кілька разів, але призводить до обмеження температури полімеризації силової оболонки.

Оправки даного типу застосовуються для виготовлення як дослідних, так і серійних виробів, але мають обмеження щодо отримання великогабаритних паливних баків. Такий тип оправок також не здатний отримувати точні геометричні параметри внутрішньої поверхні корпусу паливного бака в процесі полімеризації, особливо під час виготовлення великогабаритних корпусів.

Тип оправок, що руйнується, являє собою виготовлену форму з матеріалів, що забезпечують збереження внутрішніх геометричних розмірів готового виробу з її наступним видаленням після процесу полімеризації силової оболонки корпусу (рисунок 1.9). Характеризується такий тип оправок тривалим циклом підготовки та їх одноразовістю. У якості матеріалів для виготовлення оправок, що руйнуються, використовується гіпс і піщано-полімерні суміші [66].



1 – вал; 2 – піщаний елемент переднього днища; 3 – циліндричний піщаний елемент; 4 – піщаний елемент заднього днища

Рисунок 1.9. Конструктивна схема оправок, що руйнуються

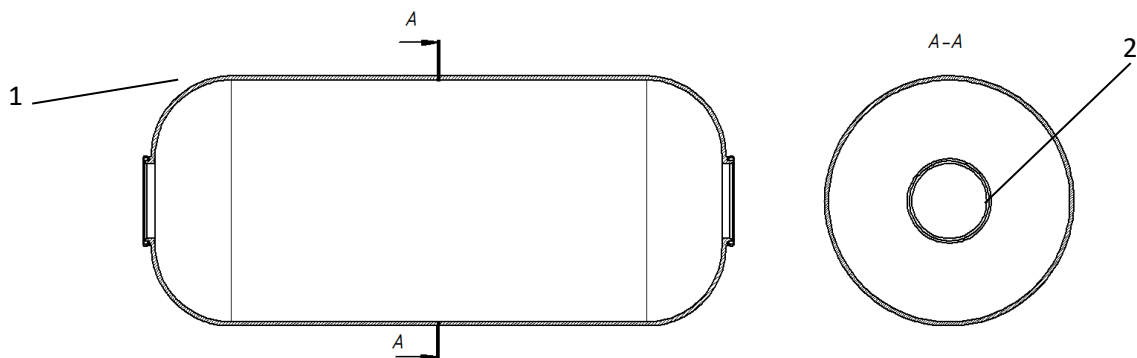
Даний тип оправок формується навколо металевого вала, що забезпечує закріплення й розташування навісних елементів, і залежно від їх розмірів може виконуватися як з окремих елементів, що руйнуються, так і бути монолітною.

Застосування оправок даного типу широко демонструє Infinite Composites Technologies (США) [67] з перспективними розробками паливних баків п'ятого покоління. Оправки, що руйнуються, дозволяють виготовляти паливні баки різних розмірів і форм, виконуючи полюсні отвори й фланці без конструктивних обмежень з боку оправки.

Однак оправки, що руйнуються, є одноразовими і час їх виготовлення, підготовки та доводки істотно зтягує цикл виготовлення. Це вимагає високих витрат на устаткування (прес і форми для відливання, механічна обробка і доведення оправок), що суттєво впливає на кінцеву вартість виробу. Наявність більших усадок і можливе утворення тріщин на оправці в процесі термічної обробки виробу вимагає відпрацювання технології виготовлення й проведення повноцінного відпрацювання, що займає тривалий час.

Процес виготовлення паливних баків з використанням оправок, що руйнуються, є більш обмежений, тому що в основі лежить використання одноразової оправки, яку видаляють. Такий тип оправок може бути ефективний і придатний у разі виготовлення дослідної конструкції і дозволяє розміщати пристрої та елементи конструкції усередині одноразової оправки. Даний тип оправок застосовується тільки для конструкцій паливних баків 4-го і 5-го типів[68].

До окремого класу формотворних оправок для виготовлення паливних баків з композитних матеріалів варто віднести оправки, що не вилучаються. До таких відносяться суцільнометалеві оправки, що представляють собою тонкостінну металеву оболонку (рисунок 1.10) зміцнену силовою оболонкою з композитних матеріалів [70].

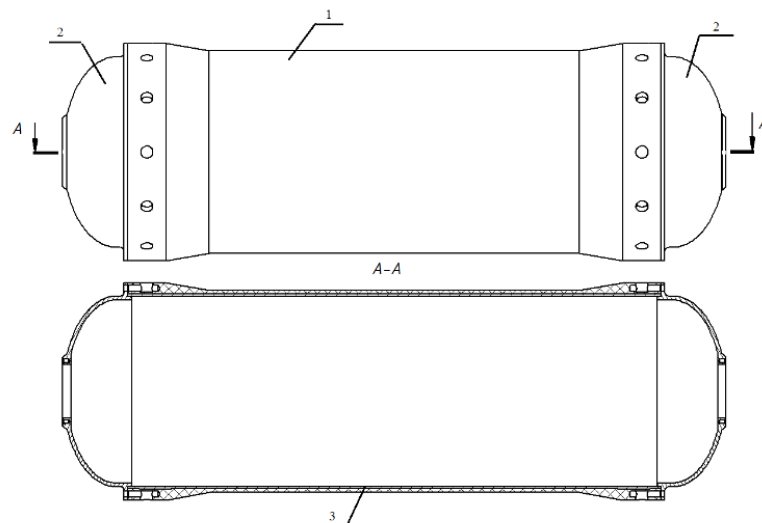


1 – Оболонка; 2 – полюсний отвір

Рисунок 1.10. Конструктивна схема суцільнометалевої оправки

Застосування таких оправок використовується для конструкції паливного бака 2-го і 3-го типу. Вони одноразові (не вилучаються) і є невід'ємною частиною конструкції паливного бака [71]. Забезпечують точність геометричної форми бака, але у разі збільшення розмірів паливного бака її використання не завжди доцільне.

До суцільнометалевих оправок також відноситься суцільнометалевий лейнер – труба (рисунок 1.11), який у процесі виготовлення виробу зміцнюють оболонкою з композиційних матеріалів. Поділ металеві оболонки на такі складові, як циліндр і днища дозволяє виготовляти великогабаритні паливні баки з металевим лейнером мінімальної товщини.



1 – силова оболонка корпусу; 3 – металевий лейнер; 2 – металеві переднє й заднє днища;

Рисунок 1.11. Конструктивна схема суцільнометалевої оправки, що складається

Можливим варіантом використання лейнера як несучої оправки є застосування товстостінного лейнер-оправки (рисунок 1.12) з термопластичного матеріалу [72-75]. Для умови роботи в криогенному середовищі в якості матеріалу лейнера застосовуються поліетилентерефталат, складні поліолефіни та інші. Фланці для баків з використанням даного типу оправки металеві, заформовані в тіло лейнера в процесі виготовлення.

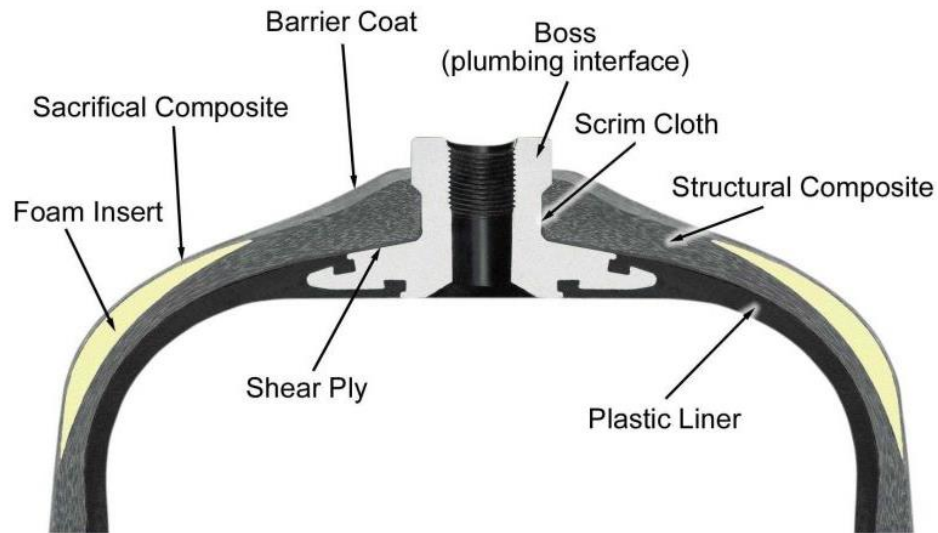


Рисунок 1.12. Конструкція паливного бака з неметалевим лейнером і заформованими металевими фланцями.

Такі оправки використовують під час створення невеликих баків для газів і рідин, що володіють високим ступенем опору проникності. Їхнє створення дорога процедура, необхідна застосування спеціальних складних форм (рисунок 1.13).



Рисунок 1.13. Розбірна форма для виготовлення полімерного лейнера.

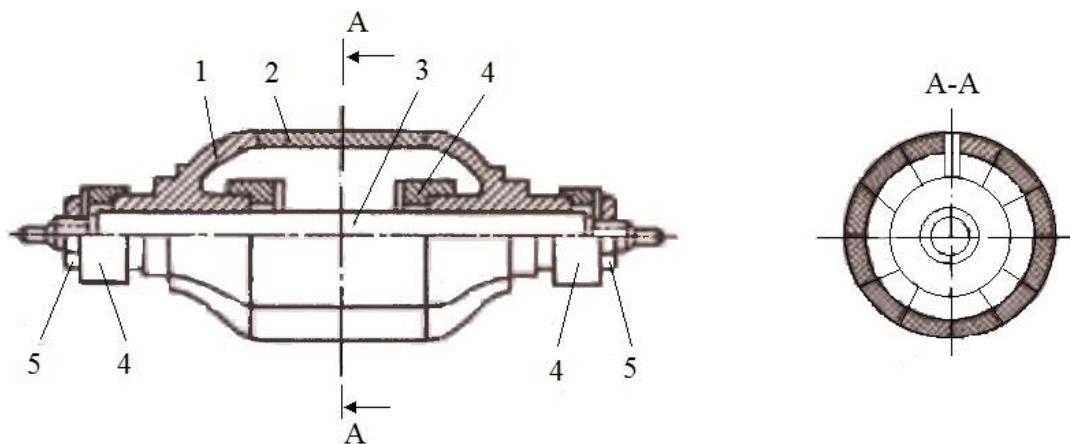
Матеріали для такої оправки, що застосовуються за умови криогенних температур, мають високу температуру плавлення що також значно ускладнює процес виготовлення й підготовки. [76]

Застосування даного типу оправок є доцільним лише у разі виготовлення невеликих ємностей. Такі оправки також є одноразовими, тому що входять до складу конструкції корпусу паливного бака.

Також варто відзначити істотне збільшення маси зі збільшенням розмірів паливного бака (більша товщина лейнера для забезпечення жорсткості оболонки у процесі намотування й у процесі полімеризації), що накладає істотні обмеження на конструкцію і неможливість її виконання для повнорозмірних баків верхніх ступенів РН, у тому числі несучих.

Розбірні оправки

Для паливних баків, що мають форму циліндра або сфери, також застосовують розбірні оправки. Вони являють собою багатосекційну конструкцію (рисунок 1.14), найчастіше симетричну, де кожна формотворна секція кріпиться безпосередньо до несучого валу або через приставні елементи [77-78].



1 – розбірні частини оправки, формуючі днища; 2 – циліндрична частина оправки; 3 – вал; 4 – гайки для складання частин днищ; 5 – гайки кріплення оправки на валу

Рисунок 1.14. Конструктивна схема металевого розбірної оправки

Така конструктивна схема оправки дозволяє виготовляти як невеликі, так і великогабаритні паливні баки із днищами складної форми [79]. Даний тип оправок відноситься до багаторазових, і забезпечує високу стабільність геометричних параметрів.

Наведені типи оправок є прийнятним технічним вибором у разі виготовлення невеликих паливних баків під час відпрацьовування, так і під час масового виготовлення, їх використання доцільне на етапі створення досвідченої конструкції.

До істотних недоліків такої конструкції можна віднести лише наявність достатня великого полюсного отвору на одному або обох днищах, що обумовлене необхідністю вилучення карт і сегментів.

Другим типом розбірної оправки можна відзначити розробку компанії JANICKI Industrial (США) [80] для криогенних паливних баків. Така оправка складається з таких же сегментів, але підкріплених каркасом. Виконання овального полюсного отвору дозволяє вилучати сегменти оправки менших розмірів, а такий тип отвору є конструктивно доцільним (рисунок 1.15).

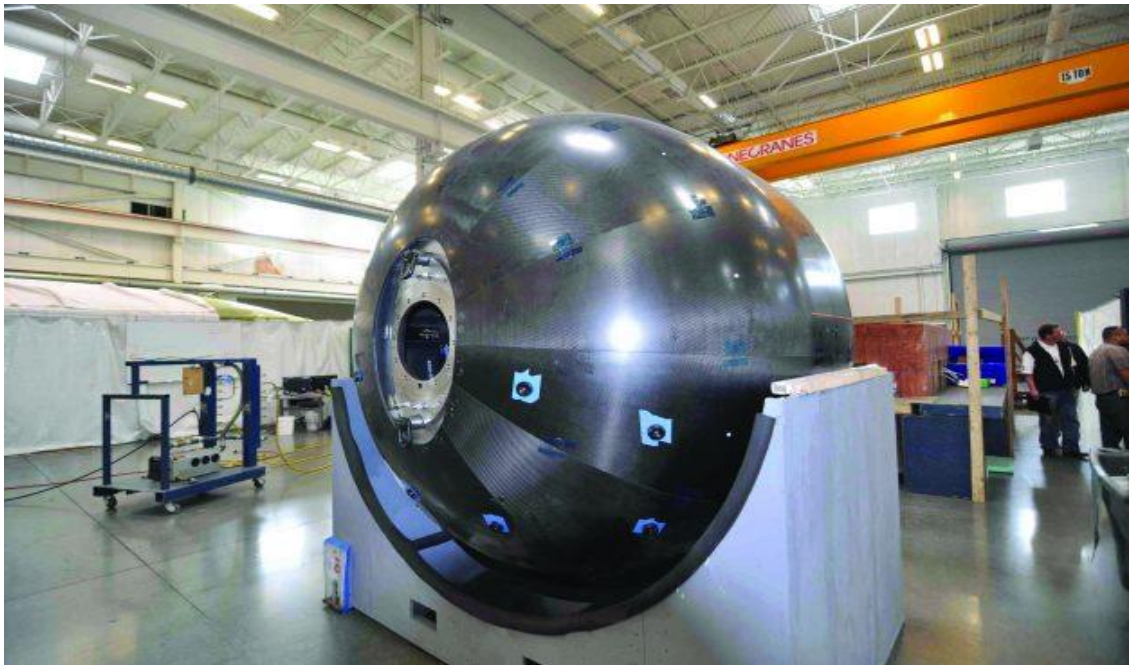


Рисунок 1.15. Розбірна каркасна оправка компанії Janicki Industries

Даний тип оправки має меншу вагу, але набагато складніший у виробництві, складанні та підготовці [81]. Він дозволяє виготовляти паливні баки більших розмірів. Також варто відзначити меншу жорсткість (у порівнянні з попередньою схемою).

Обидва типи розбірних оправок дозволяють виготовляти тонкостінні паливні баки використовуючи безавтоклавну технологію [82].

Проведено огляд конструкцій паливних баків з композиційних матеріалів та оправок для їх отримання. Їх аналіз, а також обмеження інформації щодо їх створення, свідчить про необхідність вирішення ряду принципів задач:

- дослідити перспективні композиційні матеріали в умовах впливу кріогенних температур, а саме конструкційні вуглепластики на основі високоміцних вуглецевих волокон і епоксидних сполучних;
- дослідити елементи паливного баку на дослідних конструкціях з метою визначення їх граничної міцності і герметичності;
- визначити вихідні дані та вимоги до конструкції суцільнокомпозитного безлейнерного кріогенного паливного баку;
- побудувати математичні моделі пружно-деформованого стану конструкцій суцільнокомпозитного безлейнерного кріогенного паливного баку та підтвердити отримані за ними результати, випробуваннями;
- розробити технологію отримання суцільнокомпозитного безлейнерного паливного баку для кріогенних компонентів палива.

Структурну схему досліджень створення суцільнокомпозитного безлейнерного кріогенного паливного баку показано на рисунку 1.16.

Об'єкт дослідження

Суцільнокомпозитний безлейнерний кріогенний паливний бак

Вимоги

Сумісність з середовищем експлуатації

Температура експлуатації

Робочий тиск

Циклічність заправки/слив

Час експлуатації в заправленому стані

Матеріали

Сполучне для намотування силової оболонки

Сполучне для просочення препрегів

Вуглецева тканина для формування фланців та кришок

Вуглецеве волокно як матеріал силової оболонки

Фторопласт марки Ф4 як матеріал ущільнень

Обмеження

Габаритні

Конструктивні

Технологічні

Рисунок 1.16. Структурна схема проведення досліджень

Висновки до першого розділу

Розглянуті джерела інформації про паливні баки з вуглепластиків не містять даних про технології їх розробки, вимог міцності, герметичності, фізико-механічних і теплофізичних характеристик матеріалів.

Створення дослідного зразка суцільнокомпозитного бака для криогенних компонентів палива ракет носіїв – нове науково-технічне завдання. Для його рішення необхідно виконати наступні дослідження:

1. провести науково-технічний аналіз матеріалів і конструкцій паливних баків і технології їх розробки;
2. дослідити теоретично і експериментально елементи конструкції паливного бака;
3. розробити і реалізувати технологію створення суцільнокомпозитного безлейнерного бака із вуглепластику для зберігання криогенних компонентів палива;
4. виконати випробування конструкцій і дослідного суцільнокомпозитного криогенного бака з вуглепластику.

РОЗДІЛ 2. ДОСЛІДЖЕННЯ МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ СТВОРЕННЯ СУЦІЛЬНОКОМПОЗИТНОГО КРІОГЕННОГО ПАЛИВНОГО БАКУ

Аналіз, який було проведено у першому розділі, показав, що найбільш перспективними для створення безлейнерного суцільнокомпозитного паливного бака є конструкційні вуглепластики.

2.1 Матеріали

Для створення дослідної конструкції паливного бака було використано наступні матеріали:

– Високоміцне вуглецеве волокно Tenax®-E IMS65 E23 24K 830tex (далі скорочено IMS65) безперервні волокна, що сформовані із тонких ниток діаметром 5 мкм, які утворені атомами вуглецю [83]. Атоми вуглецю об'єднані в мікроскопічні кристали, вирівняні паралельно один одному. Для поліпшення адгезії волокна з матрицею на його поверхню нанесений апрет для епоксидних смол. Застосовували як армуючий матеріал силової оболонки.

– Вуглецева тканина 3752 – тканина полотняного плетіння з рівномірною структурою, що сформована з вуглецевих волокон високої міцності з кількістю філаментів рівної 3К [84]. Тканина, як і вуглецеве волокно, стійка до впливу більшості хімічних агресивних середовищ і має високі показники питомої міцності в складі пластику. Застосовували як армуючий матеріал фланця.

– Сполучне HUNTSMAN – система з епоксидною основою Araldite LY 1135-1A, затверджувачем Aradur 917CH і прискорювачем Accelerator 960-1 [85]. Дане сполучне має досить низьку в'язкість для реалізації процесу мокрого намотування. Її комплексні характеристики дозволяють повністю використовувати потенціал вуглецевих волокон у складі вуглепластику. Застосовували як матрицю силової оболонки.

– Сполучне ЭДТ-10 – двокомпонентна система, що складається з основи КДА-2 (епоксидної смоли ЭД-20 і пластифікатора ДБФ-1 (дибутилфталат)) та затверджувача ТЭАТ (триетаноламінітитанат). Має достатню

в'язкість для намотування і з додаванням ацетону використовується як смола для просочувальних машин. Має тривалий термін зберігання. Використовували як сполучне при виготовленні препрегів і як матрицю матеріалу фланця.

– Фторопласт марки Ф4 – фторвмісні полімери, має високу стійкістю до тертя та агресивного хімічного впливу. Зберігає свої властивості, зокрема пластичність, у тому числі при впливі криогенних температур [86-90]. Використовується, даний матеріал, у якості елементів герметизації паливного бака, що зберігають працездатність при криогенних температурах. Використовували як матеріал елементів ущільнення

2.2 Методи дослідження

Для вивчення властивостей матеріалів, а також їх дослідження, використовували методи [91-97], засновані на визначенні фізико-механічних і теплофізичних характеристик (таблиця 2.1).

Таблиця 2.1 Перелік нормативних документів для проведення випробувань зразків.

Характеристика, що визначається	Нормативний документ на якому заснована методика
Руйнівне напруження при розтяганні	Пластмаси. Метод випробувань на розтягання
Руйнівне напруження при розтяганні	Розрахунки та випробування на міцність. Методи механічних випробування композитних матеріалів з полімерною матрицею (композитів). Метод випробування плоских зразків на розтягання при нормальній, підвищеній і зниженій температурі)
Руйнівне напруження при трьохточковому вигині	Розрахунки й випробування на міцність. Методи механічних випробування композитних матеріалів з полімерною матрицею (композитів). Метод

Характеристика, що визначається	Нормативний документ на якому заснована методика
	випробування на вигин при нормальній, підвищеній і зниженій температурі)
Руйнівне напруження при стиску	«Пластмаси теплозахисного й конструкційного призначення. Метод випробування на стиск»
Модуль пружності при стику та розтяганні	«Пластмаси теплозахисного й конструкційного призначення. Метод визначення пружних характеристик при розтяганні й стиску.».
Коефіцієнт лінійного температурного розширення	Стандартний метод випробування лінійного теплового розширення твердих матеріалів за допомогою дилатометра зі склоподібного кремнезему
Коефіцієнт лінійного температурного розширення	Пластмаси. Метод визначення середнього коефіцієнта лінійного теплового розширення
Поверхнева твердіть	Пластмаси. Визначення твердості. Метод вдавнення кульки

Випробування зразків, при розтяганні й зрушенні, відбувалися на універсальній випробувальній машині Instron 1126, за нормальних умов (температура $T = (20 \pm 5) ^\circ\text{C}$, відносна вологість не більш 80 %), у суміші етилового спирту й рідкого азоту (температура мінус 40°C), а також у середовищі рідкого азоту (температура мінус 196°C). Для досягнення зазначених криогенних температур, зразок поміщали в криокамеру з відповідним холодоагентом (рисунок 2.1).

Випробування зразків при трьохточковому вигині проводили за нормальних умов (температура $T = (20 \pm 5) ^\circ\text{C}$, відносна вологість не більш 80 %), у суміші етилового спирту й рідкого азоту (температура мінус 40°C), а також в середовищі рідкого азоту (температура мінус 196°C). Для досягнення зазначених криогенних температур зразок поміщали в криокамеру з відповідним холодоагентом (рисунок 2.2). Принципова схема випробувань на



Рисунок 2.1. Універсальна випробувальна машина Instron 1126 трьохточковий вигин дозволила проводити навантаження зразків, безпосередньо занурених у середовище рідкого азоту.

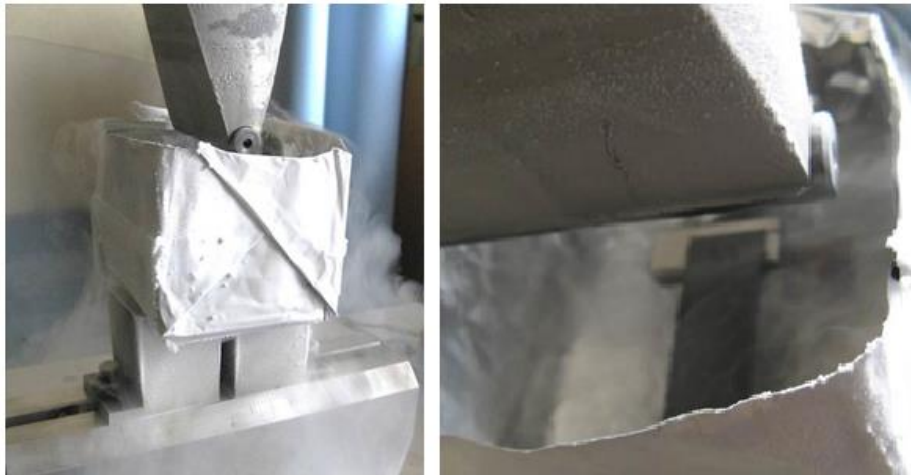


Рисунок 2.2. Кріокамера для випробувань зразків на трьохточковий вигин з відповідним холодоагентом

Випробування зразків на стискання проводили за нормальних умов (температура $T = (20 \pm 5) ^\circ\text{C}$, відносна вологість не більш 80 %), а також у суміші етилового спирту й рідкого азоту (температура мінус 40°C) і в середовищі рідкого азоту (температура мінус 196°C). Перед проведенням випробувань, підготовлені зразки витримували в холодоагенті до досягнення заданої температури.

Коефіцієнт лінійного температурного розширення (КЛТР) визначали за допомогою автоматичного кварцового дилатометра ДКВ-5А, призначеного для отримання дилатометричних кривих різних твердих тіл при температурі від 20

до 900 °С, разом з вимірювальною системою НТТМ-2 (рисунок 2.3). Основними елементами дилатометра ДКВ-5А є кварцовий тримач випробуваного зразка й штовхач для передачі зміни його довжини. Штовхач, підвішений на плоских пружинах, рухається без тертя, що суттєво підвищує чутливість і точність виміру. Для виміру довжини в дилатометрі встановлений механотрон – керована механічно електронна лампа, що володіє високою чутливістю й лінійністю.



Рисунок 2.3. Зовнішній вигляд дилатометра та зразок зі штовхачем у кварцовому тримачі дилатометра

Для визначення КЛТР в інтервалі температур від мінус 40 до 20 °С і від мінус 196 до 20 °С використовували методику [98]. Висока точність виміру зміни робочої довжини зразка досягається за рахунок використання встановлення безпосередньо на ньому високочутливого тензометра, жорсткість якого оцінювали експериментально (рисунок 2.4).

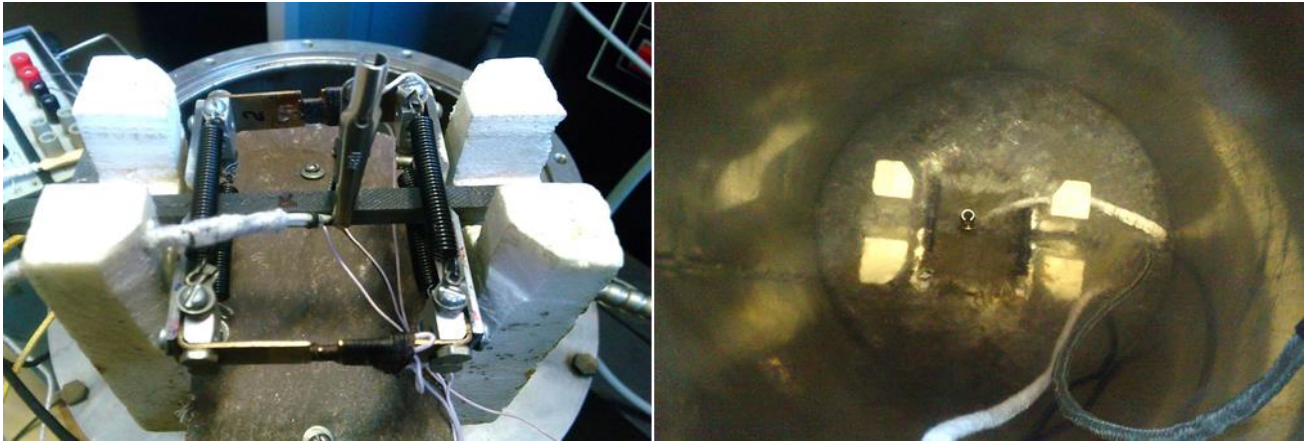


Рисунок 2.4. Пристрій для виміру КЛТР при криогенних температурах

Поверхневу твердість матеріалів визначали в нормальних умовах, а також при температурах мінус 40 °С (у суміші рідкого азоту й етилового спирту) і мінус 196 °С (у середовищі рідкого азоту). Випробування проводили на універсальній випробувальній машині Instron 1126, кульковим індентором діаметром 5 мм. Глибина вимірялася за допомогою катетометра КМ-8. (рисунок 2.5).



Рисунок 2.5. Катетометр КМ-8 і зразок фторопласта в контейнері з холодоагентом

2.3 Оцінка сумісності й газопроникності матеріалів паливного бака

Експериментальні дослідження працездатності матеріалів проводили за наступними методиками:

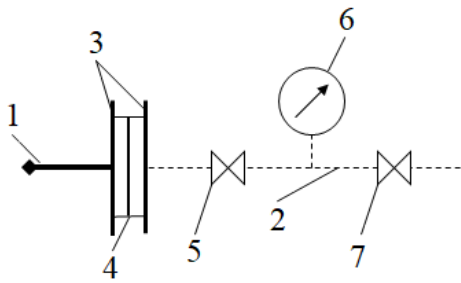
- оцінки сумісності матеріалів паливного бака з компонентами палива;
- оцінки газопроникності матеріалу силової оболонки;
- контролю суцільності матеріалу силової оболонки неруйнуючими методами контролю.

Дослідження зміни структури матеріалів і фізико-механічних характеристик проводили на зразках, які поринали у такі середовища як керосин, рідкий кисень, а також у компонент робочого середовища для проведення випробувань, рідкий азот. При виконанні витримки, через установлені проміжки, досліджували зміну зовнішнього вигляду, маси й геометричних параметрів зразків.



Рисунок 2.6. Установка для випробувань на сумісність матеріалів з компонентами палива

Дослідження матеріалів і композитних структур на газопроникність проводили на плоских зразках за допомогою надлишкового тиску контрольним газовим середовищем при тривалій витримці. Загальний вид установки та схема проведених випробувань представлено на рисунку 2.7.



1 – штуцер вихідного тиску; 2 – трубопроводи; 3 – пристосування 09-59-004;
4 – зразок; 5,7 – вентиля; 6 – манометр вхідного тиску

Рисунок 2.7. Схема випробувань на проникність матеріалів

Контроль газопроникності матеріалу й тонкостінних структур виконували при температурі 20°C надлишковим тиском гелію 0.6 МПа. Не герметичність по гелію – методом спаду тиску та візуального спостереження виходу газу зі зразка в наповнену лабораторну склянку.

В результаті виконаних досліджень, експериментально підтверджено сумісність конструкційних епоксидних вуглепластиків з середовищем експлуатації та випробувань: керосин, рідкий кисень та азот, а також визначено відсутність газопроникання матеріалу.

2.4 Експериментальне дослідження матеріалів суцільнокомпозитного паливного бака

Досліджували **конструкційні вуглепластики**, як матеріал силової оболонки, з якого виготовляли зразки прямокутної форми із пластин односпрямованої структури, що отримані укладанням пакета препрегу на основі вуглецевого волокна IMS-65 + Huntsman, для випробувань на розтягання, стиск, вигин і для визначення КЛТР.

Для оцінки фізико-механічних характеристик використовувалося не менше 5 зразків у двох взаємно перпендикулярних напрямках зі схемою

армування: поздовжньому (0°) та поперечному (90°). В процесі випробувань використовували середні значення отриманих характеристик.

Зразки до та після випробувань на **розтягання** в поздовжньому й поперечному напрямках за різних температур наведено на рисунку 2.8 і 2.9.



Рисунок 2.8. Зразки вуглепластику до та після випробувань на розтягання в поздовжньому напрямку при різних температурах



Рисунок 2.9. Зразки вуглепластику до та після випробувань на розтягання в поперечному напрямку при різних температурах

У результаті випробувань виявлено (рисунок 2.8), що при деформуванні відбувається руйнування одиничних волокон і спостерігаються спади навантажень внаслідок локальних розривів. Руйнування матеріалу в процесі навантаження відбувається поступово – розрив волокон, розшарування й розтріскування матриці. При цьому матриця повністю розсипається, як і частина вуглецевих волокон. Такий характер руйнування зберігається для всіх температур випробувань у діапазоні, що досліджувався. При випробуваннях

зразків у поперечному напрямку, видимих змін у характері руйнування не виявлено (рисунок 2.9.).

У таблиці 2.2 представлено отримані значення руйнівних напружень для зразків з поздовжнім і поперечним армуванням.

Таблиця 2.2. Руйнівне напруження при розтяганні для зразків з поздовжнім і поперечним армуванням у досліджуваному діапазоні температур

Напрямок додатка навантаження	Температура, °С	Модуль пружності, E , ГПа	Руйнівне напруження σ_p , МПа	Напруж. першого стрибка, σ_c , МПа	Відносне подовження δ , %
Розтягання поздовжнє	20	157,7	1370,3	894	1,13
	-40	180,7	1551,7	1186,3	1,17
	-196	162,3	1901	1199,7	1,23
Розтягання поперечне	20	8,2	32,2	–	0,43
	-40	8,7	24,7	–	0,29
	-196	9,97	24,4	–	0,24

Модуль пружності вуглепластику при розтяганні з поздовжнім армуванням у заданому температурному інтервалі перебуває в межах від 158 до 181 ГПа з локальним максимумом при мінус 40 °С. Низькотемпературне зміцнення досягає 39 %. Температурна залежність цієї характеристики близька до лінійної. Напряга першого стрибка навантаження в кімнатних умовах становить 894 МПа, і зростає зі зниженням температури на 34 %. Основний приріст відбувається при охолодженні до мінус 40° С. Відносне подовження вуглепластику в нормальних умовах становить 1,13 % і несуттєво збільшується при охолодженні до мінус 196 °С. Процес руйнування матеріалу при навантаженні відбувається шляхом розривів окремих вуглецевих волокон. Початок процесу визначається напругою першого спаду навантаження, яке становить від 64 до 67 % від руйнівного напруження. Для випробувань при нормальній температурі, напруга спаду й руйнування склали 894 і 1370,3 МПа відповідно, а для температури мінус 196 ° С 1199,7 і 1901 МПа відповідно.

Межу міцності **при зрушенні** вуглепластику визначали на зразках із пластин зі схемою укладання прошарків $\pm 45^\circ$, полімеризованих у прескамері за розробленими режимами полімеризації. Зразки до й після випробувань на зрушення при різних температурах наведено на Рисунку 2.10.



Рисунок 2.10. Зразки вуглепластику до та після випробувань на зрушення при різних температурах

Для матеріалу при деформуванні візуально відзначені численні спади навантаження та повне руйнування зразків при всіх температурах випробувань, що відбувається шляхом зрушення під кутом 45° у результаті розшарування матеріалу. Результати випробувань зразків на зрушення представлено в таблиці 2.3.

Таблиця 2.3 Результати випробувань вуглепластику на зрушення

Напрямок навантаження	Температура, °C	Модуль пружності, E , ГПа	Руйнівне напруження σ_p , МПа	Напряж. першого стрибка, σ_c , МПа	Відносне подовження δ , %
Зрушення $\pm 45^\circ$	20	19,1	131,5	74,1	1,53
	-40	22,7	151,9	71,4	1,33
	-196	29,6	183,8	68,2	1,05

Встановлено, що для вуглепластику зі схемою армування $\pm 45^\circ$ при випробуваннях на зрушення і охолодженні до температури -196°C модуль пружності збільшується на 55 %, а низькотемпературне зміцнення матеріалу по руйнівному напруженню становить 40 %.

Також результати випробувань показують, що модуль пружності даного матеріалу в 6-8 раз менше, а руйнівне напруження в 10 раз менше, ніж у вуглепластику з поперечним армуванням.

Для випробувань на **трьохточковий вигин** об'єктами служили зразки прямокутної форми зі схемами армування стосовно головної осі – поздовжньо (0°) і поперечно (90°). Зразки до та після випробувань на трьохточковий вигин при різних температурах наведено на рисунку 2.11.

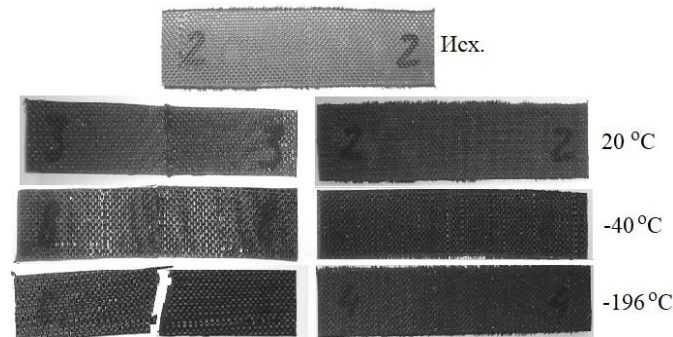


Рисунок 2.11. Зразки вуглепластику до та після випробувань на трьохточковий вигин при різних температурах

Характер руйнування зразків для обох схем армування – крихкий. Зразки при температурі мінус 196°C руйнуються з поділом на дві частини внаслідок виділення підвищеного запасу пружної енергії. У всіх інших випадках відбувається неповний поділ зразків, тому, що крайній стислий прошарок частково зберігається. Результати випробувань вуглепластику на трьохточковий вигин при різних температурах представлено в таблиці 2.4.

Таблиця 2.4 Результати випробувань на трьохточковий вигин вуглепластику при різних температурах

Напрямок навантаження	Температура, $^\circ\text{C}$	Руйнівне напруження σ_p , МПа
Вигин поздовжній	20	1329
	-40	1590
	-196	1964
Вигин поперечний	20	50,4
	-40	61,3
	-196	76,2

Результати фрактографічних досліджень отримували на електронному мікроскопі Phenom Pro. Встановлено, що руйнування зразків і поверхня зламу, після проведення випробувань у кріогенному середовищі більш упорядкована в порівнянні з місцем руйнування зразків, які випробовувалися при нормальній температурі (рисунок 2.12). Це пов'язане з підвищенням жорсткості сполучного, яке при охолодженні збільшує модуль пружності і структурну міцність матеріалу. Руйнування зразків поперек волокон характеризується тільки міцністю сполучного, і пояснюється узагальненою характеристикою під впливом кріогенних температур.

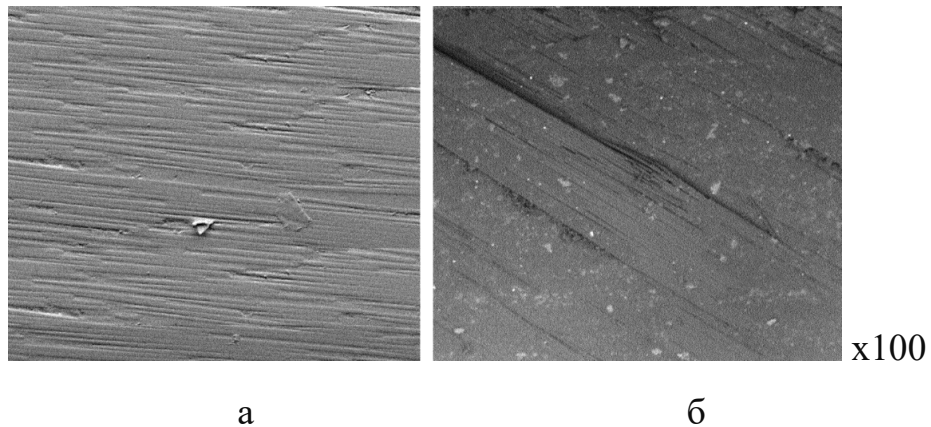


Рисунок 2.12. Результати фрактографічних досліджень зразків на трьохточковий вигин при нормальній (а) і кріогенної (б) температурі

Низькотемпературне зміцнення при трьохточковому вигині в інтервалі температур від 20°C до мінус 196°C для зразків у поперечному й поздовжньому напрямку становить близько 50 %. Згідно даним таблиці 2.4 руйнівне напруження при трьохточковому вигині у зразків з поздовжньою схемою армування в 26 раз більше й склало 1329 МПа в поздовжньому і 50,4 МПа в поперечному напрямку.

Розкид експериментальних значень характеристик шаруватих односпрямованих високоміцних вуглепластиків значно зменшує розрахункову середню величину при зниженні температури випробувань. При уточненні

властивостей вуглепластиків приймали максимальні значення характеристик матеріалу, отриманих у процесі випробувань (таблиця 2.5).

Таблиця 2.5. Базові властивості вуглепластику на основі вуглецевих волокон IMS65 і епоксидного сполучного Huntsman за результатами випробувань

Характеристика	Температура, °C	Значення
Руйнівне напруження при стиску (X/Y/Z), МПа	-196	770/170/170
	-40	680/150/150
	20	590/130/130
Руйнівне напруження при вигині (X/Y), МПа	-196	1180/145
	-40	1040/125
	20	900/110
Руйнівне напруження при зрушенні (XY/XZ/YZ), МПа	-196	40/40/370
	-40	35/35/350
	20	32/32/320
Руйнівне напруження при зрізі (поперек волокон, YZ), МПа	-196	205
	-40	181
	20	155
Руйнівне напруження при розтяганні (X/Y/Z), МПа	-196	2940/21,5/21,5
	-40	2570/22/22
	20	2300/32/32
Коефіцієнт Пуассона (XY/YZ/XZ)	-196	0,30/0,01/0,3
	-40	0,30/0,01/0,3
	20	0,32/0,01/0,32
Модуль пружності при розтяганні (X/Y/Z), ГПа	-196	165/8,0/8,0
	-40	180/7,2/7,2
	20	160/6,8/6,8
Модуль пружності при стиску (X/Y/Z), ГПа	-196	190/10,5/10,5
	-40	170/9,5/9,5
	20	150/8,0/8,0
Модуль зрушення (XY/YZ/XZ), ГПа	-196	5,2/1050/5,2
	-40	4,6/940/4,6
	20	4,0/800/4,0
Відносне подовження при розриві (X/Y/Z), %	-196	1,2/0,24/0,24
	-40	1,2/0,29/0,29
	20	1,1/0,45/0,43
Коефіцієнт лінійного термічного розширення, $1 \cdot 10^{-6}, K^{-1}$	-196	0/10,0/10,0
	-40	0/10,0/10,0
	22–150	0,02/25,0/25,0
Примітка – Через дріб наведені значення характеристик уздовж напрямку армування (X)/ поперек армування (Y)/ перпендикулярно площини армування (Z). Для пружних характеристик зазначені значення в три взаємно перпендикулярних площинах. Залежність між температурними крапками лінійна.		

Проведені експериментальні дослідження та аналіз отриманих результатів фізико-механічних характеристик дають можливість використовувати конструкційні вуглепластики отриманих з високоміцного вуглецевого волокна IMS-65 і епоксидного сполучного Huntsman, у складі суцільнокомпозитних паливних баків, що працюють у криогенному середовищі, у тому числі безлейнерних.

Експериментальні дослідження матеріалу елементів ущільнення

У якості матеріалу елементів ущільнення досліджували фторопласт марки Ф4, з метою вивчення його властивостей у нормальних умовах і при впливі криогенних температур. Зразки, не менш 5 штук на одне випробування, піддавали на статичне розтягання, стиск, трьохточковий вигин і визначали твердість, при температурах 20, мінус 40 і мінус 196 °С на сервогідравлічній універсальній машині Instron 1126 з номінальною швидкістю деформування $V_n = 1$ мм/хв.

Встановлено, що при **розтяганні**, руйнування відбувається по механізму нормального відриву, а при температурі мінус 196 °С спостерігається квазікрихке руйнування, за рахунок макроскопічних деформацій, що не перевищують 3,70 % (таблиця 2.6). Зразки фторопласта марки Ф4 на розтягання в процесі проведення випробувань при різних температурах представлено на рисунку 2.13.



Рисунку 2.13. Зразки фторопласта марки Ф4 у процесі випробувань на розтягання при зазначених температурах

Таблиця 2.6. Характеристики фторопласта марки Ф4 при випробуваннях на розтяганні при різних температурах

Напрямок навантаження	Температура, °С	Модуль пружності, E , ГПа	Руйнівне напруження σ_p , МПа	Відносне подовження δ , %
Розтягання	20	0,45	24,2	131,80
	-40	0,56	27,5	13,20
	-196	3,50	95,1	3,70

Аналіз представлених у таблиці 2.6 результатів показав, що фторопласт марки Ф4 при розтяганні при криогенних температурах має властивість низькотемпературного зміцнення. Величина руйнівного напруження в матеріалі зростає від 24 МПа до 95 МПа в середовищі рідкого азоту при температурі мінус 196 °С. Значно збільшується твердість матеріалу – модуль пружності при охолодженні до температури -196 °С зростає в 7, 8 рази до 3,5 ГПа. При охолодженні фторопласт Ф4 стає крихким – його відносне подовження знижується від 132% до 3,7 %.

Результати випробувань на трьохточковий вигин представлені на діаграмі на рисунку 2.14-2.15. Встановлено наявність характерної протяжної ділянки зниження навантаження, при цьому зразки залишаються неушкодженими. У середовищі рідкого азоту при температурі мінус 196 °С спостерігається незначний прогин, неспадаюча ділянка практично відсутня, і в подальшому відбувається квазікрихке руйнування зразків. Відзначені діаграми деформування при температурах 20 і мінус 40°С, що обумовлене особливостями проведення і фіксації результатів випробувань.

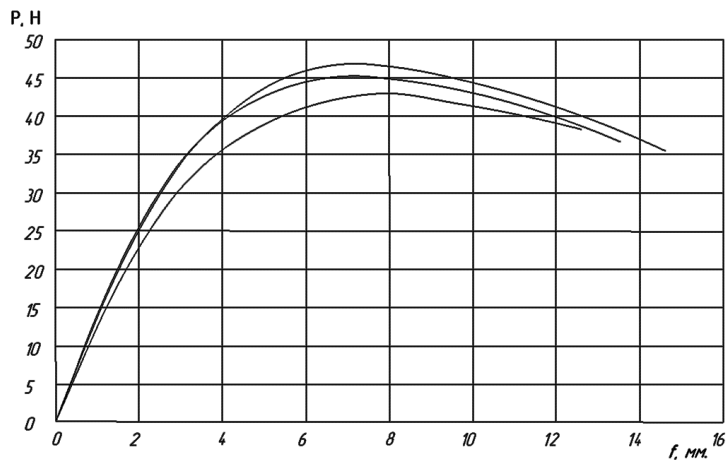


Рисунок 2.14. Діаграма деформування зразків фторопласта марки Ф4 при трьохточковому вигині при нормальній температурі.

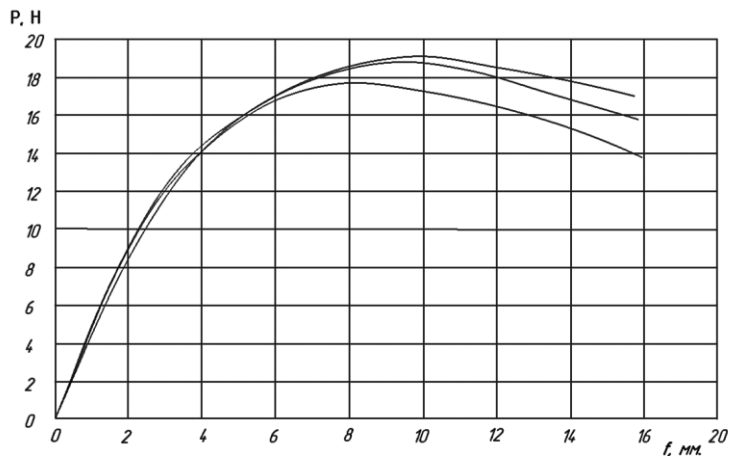


Рисунок 2.15. Діаграма деформування зразків фторопласта марки Ф4 при трьохточковому вигині при температурі мінус 40 °С.

При проведенні випробувань спостерігається, що при трьохточковому вигині в момент охолодження до температури мінус 196 °С руйнівне напруження зростає в 11.3 рази та суттєво перевищує дану характеристику, отриману при розтяганні (таблиця 2.6). При нормальних умовах і при температурі мінус 40 °С при трьохточковому вигині зразки не руйнуються, а при температурі мінус 196 °С також відбувається квазікрихке руйнування. На рисунку 2.16 представлені зразки фторопласта марки Ф4 до та після проведення випробувань на трьохточковий вигин при різних температурах.

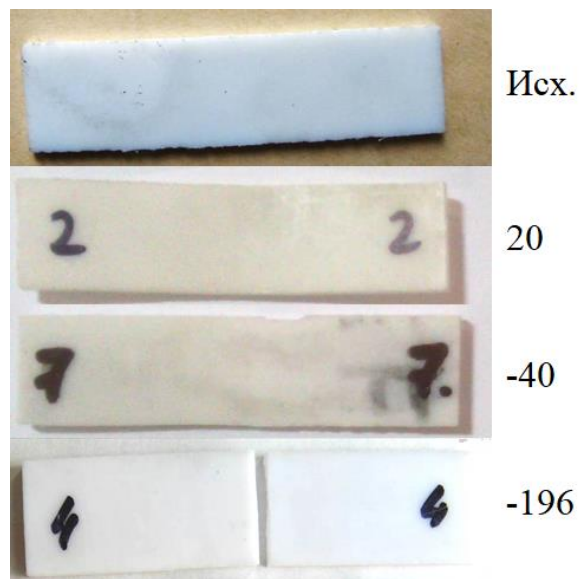


Рисунок 2.16. Зразки фторопласта марки Ф4 до та після випробувань на трьохточковий вигин при різних температурах випробувань

Таблиця 2.7. Характеристики фторопласта марки Ф4 при трьохточковому вигині при різних температурах

Напрямок навантаження	Температура, °С	Модуль пружності, E , ГПа	Руйнівне напруження σ_p , МПа	Відносне подовження δ , %
Вигин	20	–	14,6	–
	-40	–	35,4	–
	-196	–	165,0	–

Виконані випробування на **стиск** при температурі 20°C показали, що руйнування зразків фторопласта марки Ф4 не настає, а неповне зміцнення й подальший спад навантаження при випробуваннях відбувається в результаті втрати стійкості зразків (рисунок 2.17). При цьому спостерігається відхилення від первісної прямокутної форми. При температурі мінус 40°C відбувається крихке руйнування фторопласта марки Ф4, а при температурі мінус 196°C розпад на більш дрібні фрагменти.

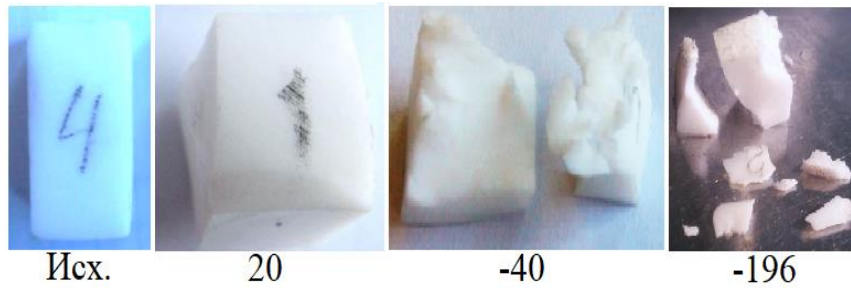


Рисунок 2.17. Зразки фторопласта марки Ф4 до та після випробувань на стиск при різних температурах випробувань

Визначення **твердості** фторопласта марки Ф4 проводили на плоских зразках прямокутної форми. Після випробувань сліди вдавнення індентора практично нерозрізнені. На рисунку 2.18 представлено вид зразка після визначення твердості.

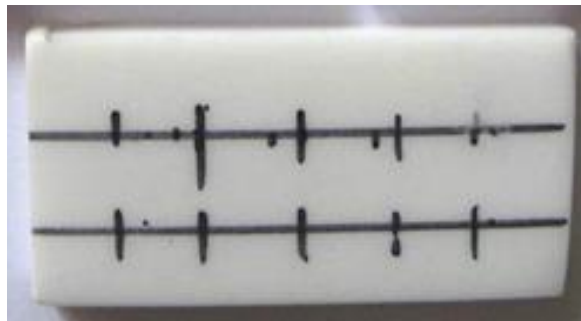


Рисунок 2.18. Вигляд зразка фторопласта марки Ф4 після визначення твердості

Результати випробувань фторопласта марки Ф4 на стиск і визначення твердості наведено в таблиці 2.7.

Таблиця 2.7. Результати випробувань фторопласта марки Ф4 на стиск і визначення твердості

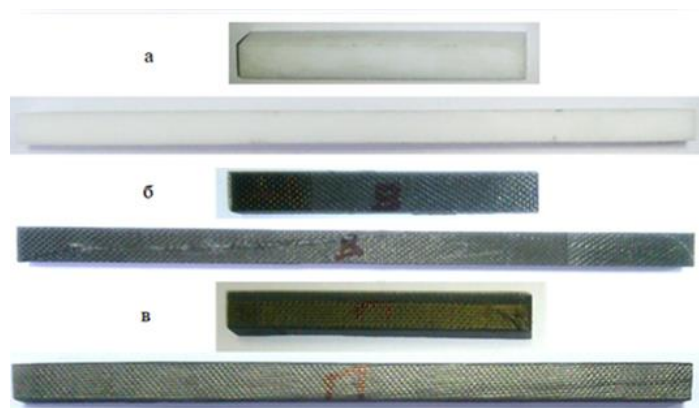
Характеристика	Температура, °С	Руйнівне напруження σ_p , МПа
Стиск	20	29,0
	-40	79,5
	-196	152,0
Твердість	20	35,02
	-40	38,6
	-196	80,8

Аналіз наданих результатів показав, що руйнівне напруження фторопласта марки Ф4 при стиску зростає в 5 разів, досягаючи 152 МПа. При нормальних умовах руйнування матеріалу при стиску не настає, а при температурах мінус 40 °С и мінус 196 °С відбувається крихке руйнування на окремі фрагменти.

Отримані результати експериментальних досліджень по визначенню характеристик дають можливість встановити, що використання фторопласта марки Ф4 у якості матеріалу елементів ущільнення, беручи до уваги збереження задовільних властивостей, доцільно при створенні суцільнокомпозитного бака для кріогенних компонентів палива, у тому числі безлейнерного.

Експериментальне дослідження температурних деформацій матеріалів конструкції суцільнокомпозитного паливного бака.

Для оцінки взаємної роботи в контактi фторопласта марки Ф4 і вуглепластику односпрямованої структури IMS-65 + Huntsman, визначали коефіцієнти лінійного температурного розширення (КЛТР) при впливі кріогенного середовища. Зразки вирізали із пластин, отриманих укладанням пакета препрега з наступним пресуванням пластичною діафрагмою в поздовжньому й поперечному напрямку для кожного типу проведених випробувань, з номінальними розмірами робочої частини 6×6×50 мм (діапазон від 20 до 150 °С), і 6×6×120 мм (діапазон від мінус 40 до 20 °С и від мінус 196 до 20 °С). Зразки фторопласта марки Ф4 і вуглепластику мали однакові розміри. На рисунку 2.19 представлений їх вигляд.



а – фторопласт марки Ф4; б – вуглепластик з поздовжнім армуванням;
в – вуглепластик з поперечним армуванням

Рисунок. 2.19. Зразки матеріалів для визначення КЛТР

Результати визначення КЛТР фторопласта марки Ф4 і вуглепластику наведено в таблиці 2.9. Встановлено, що для вуглепластиків при температурному впливі характерні близькі до нуля значення КЛТР для поздовжнього армування й позитивні значення з істотним розкидом при криогенних температурах для поперечного армування. Для фторопласта марки Ф4 відмінності КЛТР у значеннях при нормальних умовах ($T=20^{\circ}\text{C}$) і при криогенних температурах ($T=-196^{\circ}\text{C}$) – незначні, і перебувають у діапазоні від 80,8 до $105,2 \cdot 10^{-6} 10^{\circ}\text{C}$ (таблиця 2.9).

Таблиця 2.9. Коефіцієнт лінійного температурного розширення матеріалів

Матеріал	15КЛТР $\alpha \cdot 10^6, 1/^{\circ}\text{C}$		
	20...150 $^{\circ}\text{C}$	-40...20 $^{\circ}\text{C}$	-196...20 $^{\circ}\text{C}$
Вуглепластик з поздовжнім армуванням (IMS65+Huntsman)	-0,24	-0,60	-0,65
Вуглепластик з поперечним армуванням, (IMS65+Huntsman)	35,0	16,5	13,4
Фторопласт марки Ф4 (PTFE-4)	130,0	105,2	80,8

Однак, зі зниженням температури, значення КЛТР вуглепластиків і фторопласта марки Ф4 суттєво знижуються (у діапазоні від мінус 196 до 20 $^{\circ}\text{C}$). Наведені результати підтверджують високу здатність матеріалу чинити опір температурним деформаціям уздовж схеми армування, компенсуючи подовженням поперек схеми армування та між прошарками.

Висновки до другого розділу

1 Встановлено, що для створення суцільнокомпозитного криогенного паливного бака необхідні такі матеріали:

- високоміцне вуглецеве волокно Tenax®-E IMS65 E23 24K 830tex (далі скорочено IMS65), як армуючий матеріал силової оболонки;
- вуглецева тканина 3752, як армуючий матеріал фланця;
- сполучне HUNTSMAN – система з епоксидною основою Araldite LY 1135-1A, затверджувачем Aradur 917CH і прискорювачем Accelerator 960-1, як матриця матеріалу силової оболонки;
- Сполучне ЭДТ-10, як матриця матеріалу фланця;
- Фторопласт марки Ф4, як матеріал елементів ущільнення.

2. Вперше, при дослідженні фізико-механічних характеристик вуглепластику композитного фланця й силової оболонки корпусу паливного бака, встановлено значне низькотемпературне зміцнення матеріалу (до 50%).

Модуль пружності в діапазоні температур, що досліджується (+20...-196°), визначений від 158 ГПа до 181 ГПа. При цьому низькотемпературне збільшення твердості становить 39%. При зрушенні, при температурі мінус 196°С модуль зрушення збільшився на 55%.

3. Вперше оцінено теплофізичні та фізико-механічні характеристики фторопласта марки Ф4, як матеріалу елементів ущільнення. Встановлено, що при зниженні до температури $T=-196^{\circ}\text{C}$ при стиску значно підвищується його міцність до 152 МПа, що не викликає руйнування вуглепластику.

Визначено коефіцієнти лінійного температурного розширення при нормальних ($T=20^{\circ}\text{C}$) і криогенних ($T=-196^{\circ}\text{C}$) температурах. Спостерігається незначна відмінність у діапазоні від 80.8 до $105.2 \times 10^{-6} 1/^{\circ}\text{C}$.

Підтверджена ефективність застосування фторопласта марки Ф4 у конструкції суцільнокомпозитного криогенного паливного бака.

4. Методом електронної мікроскопії оцінено характер поверхні зламу зразків вуглепластику. Показано, що після проведення випробувань у кріогенному середовищі, поверхня місця руйнування більш упорядкована, а характер руйнування квазікрихкий. Це пов'язано зі збільшенням твердості матриці при охолодженні.

5. Розроблено методики експериментальних досліджень матеріалів, що дозволяють визначити характеристики, та які підтверджують їхню працездатність в умовах експлуатації та кріогенних температурах ($T=-196^{\circ}\text{C}$).

Застосовані методики досліджень, які дозволяють спрогнозувати властивості матеріалу, що будуть отримані в процесі виготовлення паливного баку, та контролювати його якість.

3. ТЕОРЕТИЧНЕ І ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ПАЛИВНОГО БАКА

3.1 Постановка завдання до теоретичних та експериментальних досліджень складових конструкцій паливного бака

Створення виробів ракетно-космічної техніки (РКТ) із композитів вимагає розуміння не тільки характеристик матеріалів, а й процесу їх виготовлення. Це пов'язане з тим, що матеріали, технологія й конструкція є невід'ємною частиною один одного [99]. Їх унікальний взаємозв'язок дозволяє реалізувати абсолютно нові конструктивно-технологічні рішення, що дозволяють отримати досконалі конструкції, але забезпечення працездатності накладає низку обмежень в умовах кріогенних температур. Це збереження міцності, забезпечення достатнього рівня твердості матеріалу та герметичності, зокрема, і в умовах тривалого впливу кріогенних температур.

Сучасні вимоги до виробів РКТ, таким як паливні баки, що працюють у складних умовах експлуатації і кріогенних середовищах, пов'язані з визначенням проектних параметрів конструкції. Ці параметри повинні корелювати з результатами випробувань, проведених на модельних зразках, що характеризують рівень властивостей і поведінку матеріалу в умовах експлуатації.

Особлива увага, при створенні паливних баків і забезпеченні їх герметичності, приділяється рішенню питання ущільнення рознімних стиків і інтеграції елементів механічного кріплення до складу конструкції. На герметичність паливних баків суттєво впливає висока відмінність коефіцієнтів лінійного температурного розширення елементів конструкції, що перебувають у контакті, що обумовлене використанням композитів і дозволяє скоротити застосування металів. У таких конструкціях метали використовуються тільки в якості елементів кріплення [100].

3.2 Теоретичне дослідження силової оболонки кріогенного безлейнерного паливного баку

Силова оболонка являє собою трубчасту конструкцію, що формується пошаровим укладанням наповнювача у відповідності зі схемою армування, і сприймає надлишковий тиск при наддуванні компонентів палива. При розробці конструкції паливного баку проведено теоретичне дослідження напружено-деформованого стану матеріалу силової оболонки в процесі експлуатації та випробувань.

Теоретичні дослідження впливу на силову оболонку температурного й механічного навантаження, з метою оцінки її міцності та жорсткості, проводили шляхом моделювання напружено-деформованого стану використовуючи програму Ansys.

Програмна система Ansys являє собою універсальний інструмент кінцево-елементного (МКЕ) аналізу, який забезпечує всю необхідну послідовність створення розрахункової моделі прошаркових композитних структур з високим ступенем візуалізації.

Для аналізу напружено-деформованого стану силової оболонки трубчастої конструкції використовували візуально-аналітичний метод. Аналіз виконували по отриманих графічних зображеннях кінцево-елементної моделі під впливом надлишкового тиску при нормальних і кріогенних температурах. Величину напруження і деформацій конструкції визначали візуально-графічними позначеннями на кінцево-елементних моделях.

Для теоретичних досліджень напружено-деформованого стану силової оболонки з експериментальним підтвердженням досліджували трубчасту конструкцію діаметром 146 мм із фланцевим потовщенням, з розрахунку на використання наявного технологічного та випробувального оснащення (рисунок 3.1).

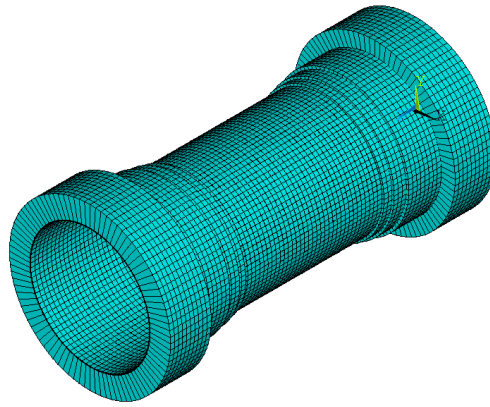
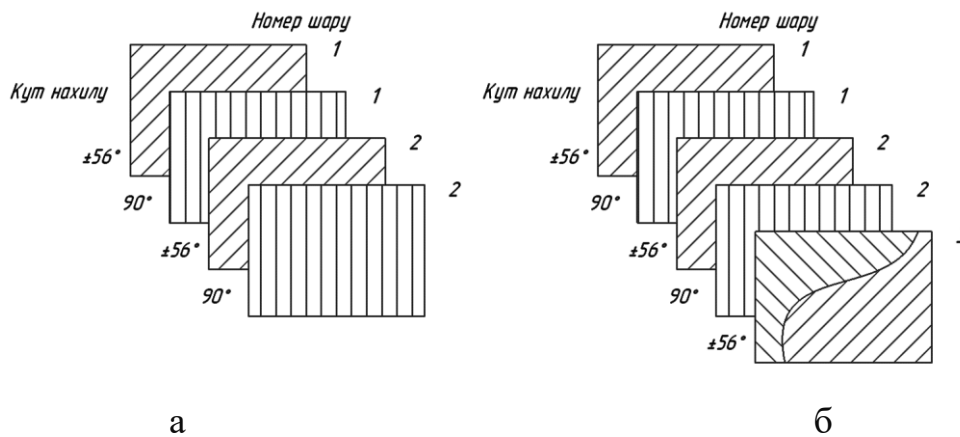


Рисунок 3.1. Кінцево-елементна модель трубчастої конструкції

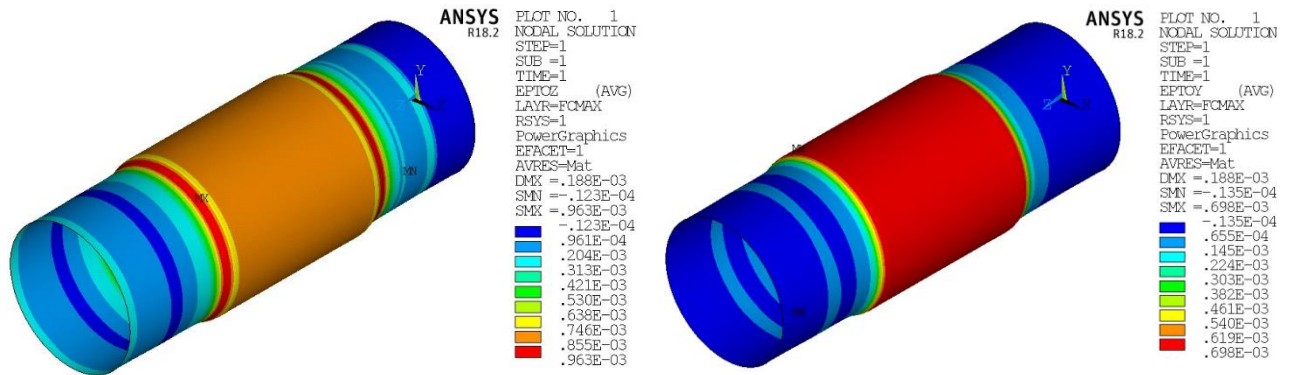
При моделюванні механічних навантажень, які діють на силову оболонку трубчастої конструкції, розглядали навантаження максимальним експлуатаційним внутрішнім надлишковим тиском 1,5 МПа (коефіцієнт безпеки 2). При цьому, враховували, як технологічні обмеження, так і параметри устаткування для випробувань. Аналіз напружено-деформованого стану проводили для двох схем армування товщиною 1 мм і 1,5 мм (рисунок 3.2). Кути нахилу для шарів визначалися у відповідності до технологічності процесу виготовлення. Побудову геометричної моделі та внесення фізико-механічних властивостей виконували з урахуванням особливостей формування подвійного спірального шару, обумовленого технологією намотування.



а – для забезпечення товщини 1 мм.; б – для забезпечення товщини 1,5 мм.

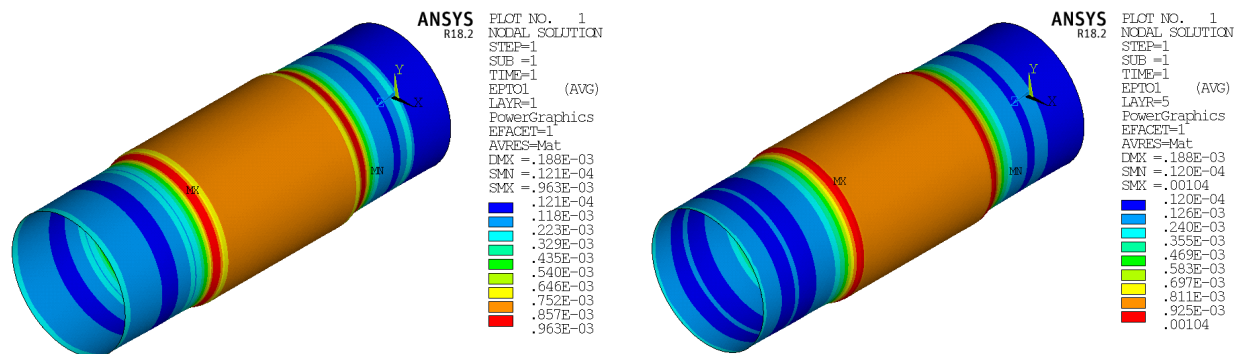
Рисунок 3.2. Схема армування силової оболонки трубчастої конструкції

На підставі проведеного візуально-графічного аналізу моделі силової оболонки трубчастої конструкції при навантаженні внутрішнім надлишковим тиском 1,5 МПа встановлено, що максимальні параметри напружено-деформованого стану реалізуються в крайній зоні (зоні переходу робочої частини оболонки у фланці та позначено червоними кільцевими зонами на рисунку 3.3а). Максимальні головні та відносні кільцеві напруги зосереджені в регулярній зоні в центральній частині моделі (червоний колір позначення зони на рисунках 3.3б, 3.4а, 3.4б, 3.5а, 3.5б) і не перевищують межу міцності матеріалу уздовж схеми армування, який становить 2500 МПа (таблиця 3.1).



а – Відносні осьові деформації; б – Відносні кільцеві деформації

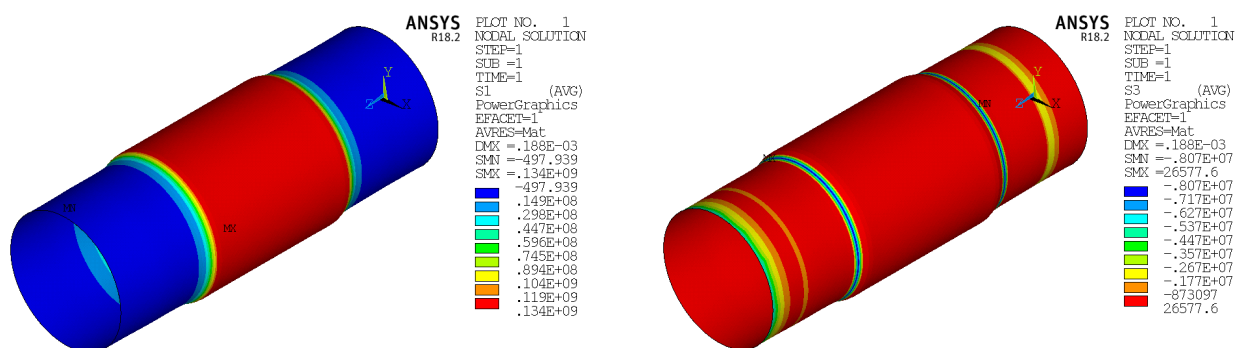
Рисунок 3.3. Відносні деформації трубчастої конструкції



а – Відносні деформації уздовж намотування в прошарку №1 (спіральному);

б – Відносні деформації уздовж намотування в прошарку №5 (спіральному)

Рисунок 3.4. Відносні деформації уздовж намотування в першому й п'ятому спіральному прошарку



а – Максимальні головні напруги; б – Мінімальні головні напруги

Рисунок 3.5. Головні напруги, Па

Встановлено, що максимальні деформації як в окремих прошарках, так і в конструкції в цілому, не перевищують граничні деформації при руйнуванні 0.8%, що забезпечує мінімальний запас міцності за деформаціями $\eta_\epsilon = 3,54$ (таблиця 3.1).

Таблиця 3.1. Результати оцінки міцності трубчастих конструкцій

Параметр	Значення для товщини	
	1 мм	1,5 мм
Переміщення експлуатаційні, мм		
радіальні	0,0051	0,0034
осьові	0,188	0,13
Відносні деформації експлуатаційні, %		
осьові	0,0963	0,0642
кільцеві	0,0698	0,0465
уздовж стрічки в прошарку № 1	0,0963	0,0642
уздовж стрічки в прошарку № 5	0,104	0,069
уздовж стрічки в прошарку № 6	0,113	0,075
Гранична деформація на розрив, %	0,8	
Мінімальний запас міцності по деформаціях, η_ϵ	3,54	5,31
Напруги експлуатаційні, МПа		
радіальні	0,027	0,018
осьові	64,5	43
кільцеві	128	85,3
максимальні головні	134	89,3
уздовж стрічки в прошарку № 1	134	89,3
уздовж стрічки в прошарку № 3	128	85,3
уздовж стрічки в прошарку № 5	140	93,3
уздовж стрічки в прошарку № 6	128	85,3
Межа міцності на розрив у прошарку уздовж намотування, МПа	2500	
Мінімальний запас міцності по напругах уздовж намотування, η_σ	8,93	13,4

За результатами теоретичного дослідження напружено-деформованого стану трубчастих конструкцій з вуглепластику, що навантажуються надлишковим тиском, з використанням програмної системи Ansys встановлено, що міцність силової оболонки трубчастих конструкцій при товщинах 1 і 1.5 мм цілком забезпечується. Для товщини 1 мм мінімальний запас міцності склав $\eta = 3,54$ (у зовнішньому прошарку за граничними деформаціями), для товщини 1,5 мм – $\eta = 5,31$ (у зовнішньому прошарку за граничними деформаціями). Критичний тиск руйнування, або можливої втрати герметичності трубчастої конструкції, виявився вище за розрахункове навантаження, яке становить 1,5 МПа, що відповідає пред'явленим вимогам до міцності.

3.3 Експериментальне підтвердження працездатності силової оболонки з вуглепластику в умовах кріогенних температур

Для оцінки працездатності й підтвердження теоретичних досліджень напружено-деформованого стану силової оболонки було проведено гідравлічні випробування трубчастої конструкції з товщиною силової оболонки в 1 і 1,5 мм внутрішнім надлишковим тиском води та рідкого азоту. Особливу увагу приділяли місцям герметизації стику з випробувальним устаткуванням, що дозволяло виконувати попереднє навантаження тиском води, і циклічні – надлишковим тиском рідкого азоту. З метою виділення зони випробувань, фланцеві вузли були підсилені в кільцевому напрямку в процесі виготовлення вуглепластикової заготовки (рисунок 3.6).

Заготовки трубчастих конструкцій з вуглепластику формували методом мокрого намотування, пошарово укладаючи кільцеві та спіральні шари згідно зі схемою армування (рисунок 3.2) вуглецевим волокном IMS-65 просоченим сполучним Huntsman. Для формування місць під бандажний захват випробувальних кришок і упорів, заготовки піддавали токарній обробці (рисунок 3.6).



а



б

а – намотування технологічної сорочки; б – формування упорів

Рисунок 3.6. Технологічна послідовність виготовлення та підготовки трубчастих конструкцій.

При проведенні випробувань конструкції оцінювали деформацію у цілому і її поверхневого шару в регулярній зоні (рисунок 3.14), а також загальну оцінку несучої здатності. Із цією метою застосовували універсальне випробувальне оснащення, що дозволяє проводити навантаження, як надлишковим тиском води, так і кріогенним середовищем. Конструктивна схема оснащення для випробувань представлена на рисунку 3.7.

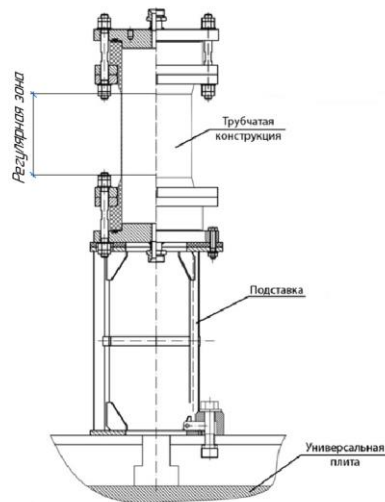


Рисунок 3.7. Конструктивна схема оснащення для випробувань

При проведенні випробувань надлишковим тиском води та рідкого азоту, герметичність конструкції (кришка – трубчаста конструкція) забезпечували притисненням ущільнювальних елементів із фторопласта марки Ф4 товщиною

6 мм, установлених у канавки кришок і притиснутими до торців трубчастих конструкцій (рисунок 3.8)

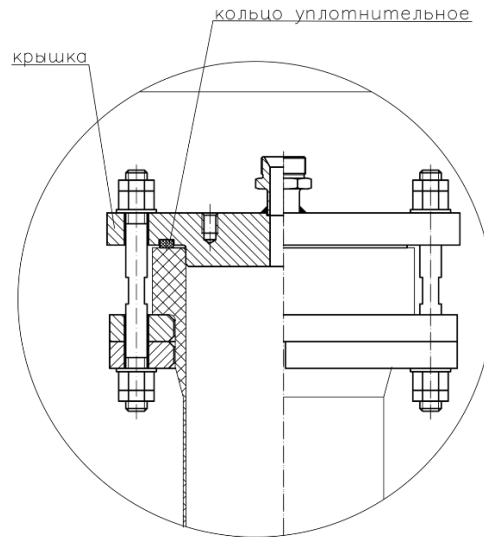


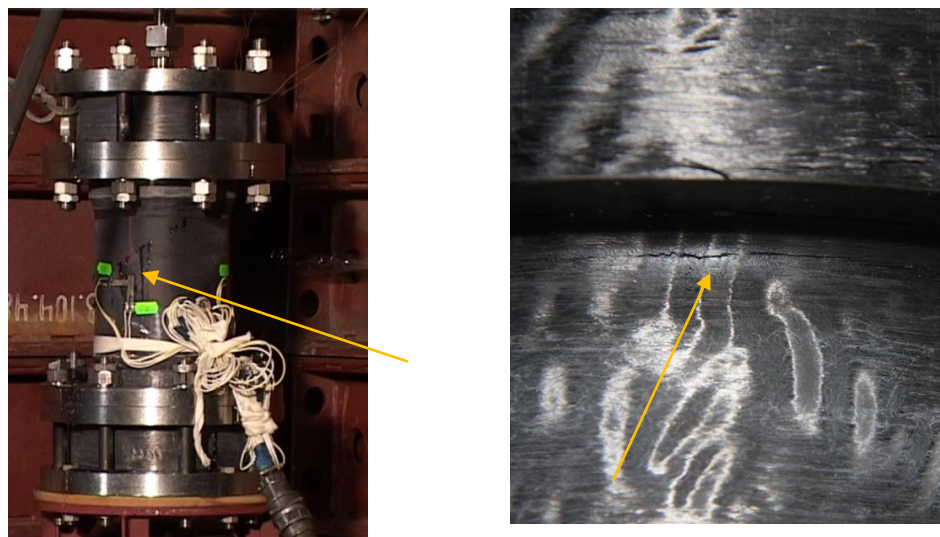
Рисунок 3.8. Ущільнення трубчастої конструкції

Вимір тиску у процесі випробувань здійснювали датчиками ЛХ-415/15 і ЛХ-412/150, відносних деформацій – тензорезисторами за допомогою системи LTR-212. При випробуванні надлишковим тиском води навантаження трубчастих конструкцій проводили за допомогою високонапорної водяної установки АСН СВД 500/23- 22.

Першу частину експериментів проводили на трубчастій конструкції з товщиною стінки 1 мм. Вони полягали у виконанні десяти циклів підйому надлишкового тиску води з 0.1 до 1.5 МПа з наступним скиданням. Час навантаження кожного циклу становила 100 секунд. При досягненні внутрішнього надлишкового тиску 1.5 МПа закривали електромагнітний клапан і заміряли спад тиску. Візуально встановлено, що на першому й останньому циклі за час витримки виявлений спад тиску з 1.523 до 1.227 МПа і з 1.507 до 1.425 МПа, відповідно. Після скидання тиску, при візуальному огляді поверхні трубчастої конструкції, порушення суцільності матеріалу не спостерігалось.

У результаті проведення експерименту встановлено, що трубчаста конструкція підтвердила свою міцність, а виявлений незначний спад

надлишкового тиску води виник внаслідок можливого недостатнього прилягання ущільнювальних елементів, це могло бути пов'язане з порушенням поверхні контакту. У зв'язку із цим, випробування проводили до повного руйнування. Навантаження велося безупинно, і при досягненні тиску $P_H \approx 2.844$ МПа візуально була виявлена втрата герметичності у вигляді краплинної течі на поверхні трубчастої конструкції. При досягненні тиску $P_H = 5.197$ МПа відбулося руйнування трубчастої конструкції [101]. На рисунку 3.9 наведено місце втрати герметичності й руйнування трубчастої конструкції товщиною 1 мм.



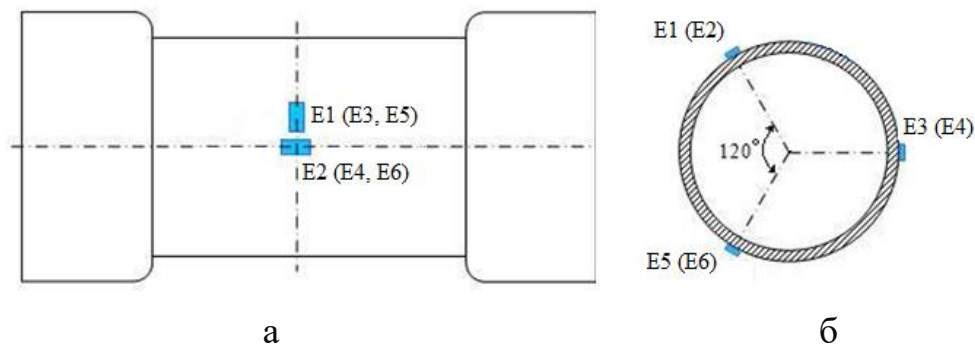
а – формування краплинної течі; б – тріщина

Рисунок 3.9. Місце втрати герметичності оболонки й місця руйнування трубчастої конструкції з вуглепластику товщиною стінки 1 мм.

При зовнішньому огляді виявлено, що руйнування матеріалу трубчастої конструкції відбулося у зоні початку фланцевого потовщення. Це пояснюється різким перепадом жорсткості та технологічною особливістю виготовлення трубчастих конструкцій методом безперервного намотування, що обумовлює необхідність розвороту стрічки, де в її крайових зонах сформовані менш ефективні прошаркуваті структури.

Аналіз результатів випробувань трубчастої конструкції

Для порівняльного аналізу й підтвердження кореляції з теоретичними дослідженнями при розрахунку силової оболонки товщиною 1 мм на міцність і жорсткість, на поверхню трубчастої заготовки встановлювали тензорезистори, що показують деформації конструкції в поверхневому прошарку вуглепластику по трьом площинам з кутом розвороту 120° , у двох взаємно перпендикулярних напрямках. Схема розміщення тензорезисторів показана на рисунку 3.10.



а - трубчаста конструкція; б - розріз трубчастої конструкції

Рисунок 3.10. Схема розміщення тензорезисторів

Аналіз отриманих кривих деформування (рисунок 3.11) показав, що при проведенні випробувань циклічними навантаженнями трубчастої конструкції товщиною 1 мм надлишковим тиском води, поздовжні деформації на поверхні, а відповідно в останньому спіральному прошарку, не перевищують 0.45% (розрахункове 0.8%) при навантаженні розрахунковим тиском 1.47 МПа у всіх циклах. Поперечні деформації незначні (фактичне значення склало 0.08%), через високу жорсткість конструкції в кільцевому напрямку, що обумовлене ефективною роботою кільцевих прошарків. Крива росту тиску позначена індексом P1. Криві деформування в датчиках E1, E3, E5 розміщених поперек, і датчиків E2, E6 розміщених уздовж осі і не мають збільшення росту, що говорить про відсутність нагромадження мікрошкоджень конструкції.

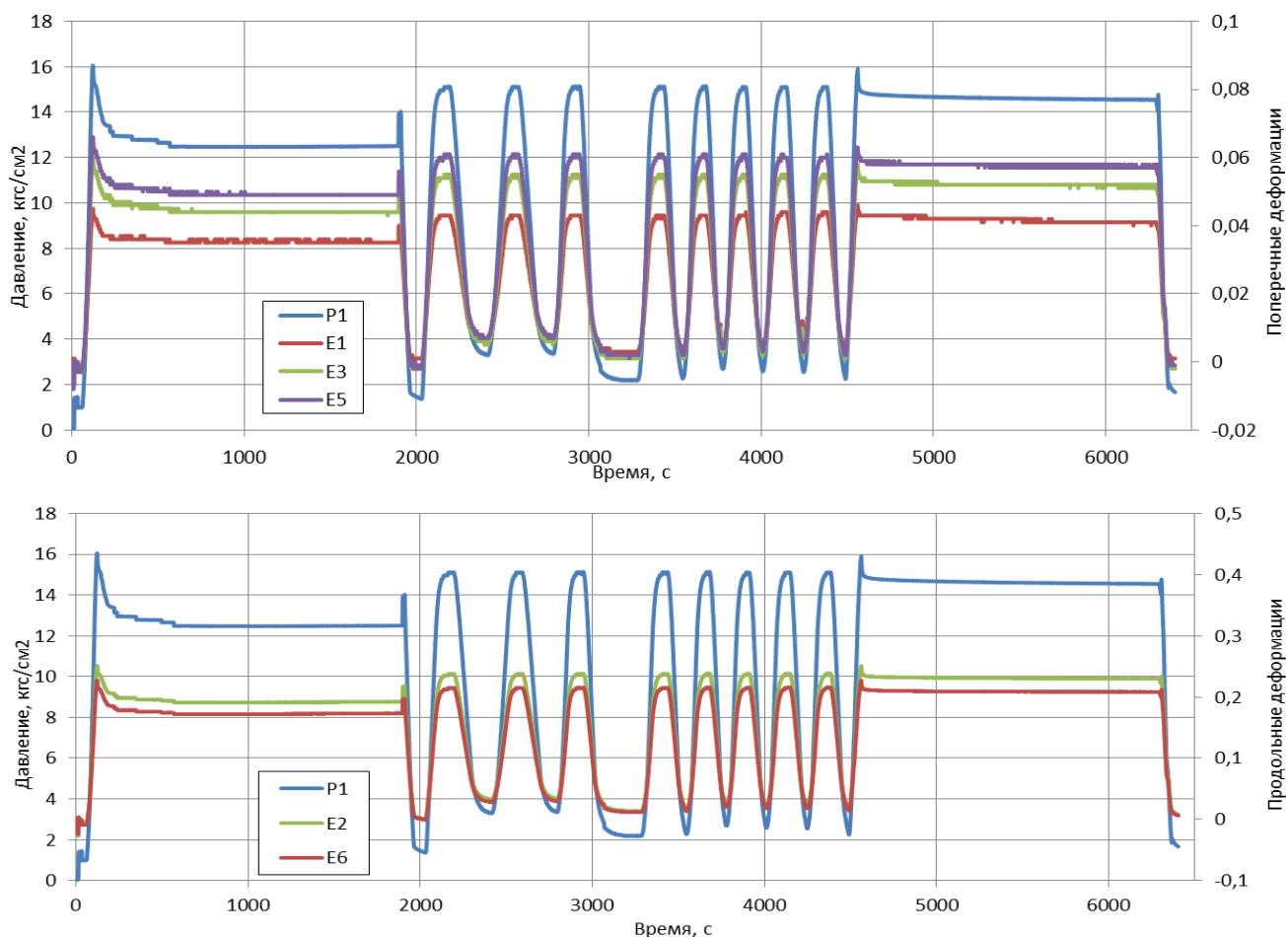


Рисунок 3.11. Зміна тиску та деформацій трубчастої конструкції товщиною 1мм при циклічних навантаженнях

Встановлено, що деформування трубчастої конструкції товщиною 1 мм при навантаженні надлишковим тиском до руйнування супроводжувалося розривами одиничних перенапружених волокон, що спостерігалось акустично і підтверджується спадами навантаження й незначним стрибком на діаграмі, як поздовжніх, так і поперечних деформацій при досягненні тиску $P_n \approx 5.099$ МПа. Граничне значення поздовжніх деформацій, що передують руйнуванню, досягло 1.1% при першому спаді навантаження й надалі не перевищувало це значення. Поперечні деформації незначні та склали 0.2% (рисунок 3.12).

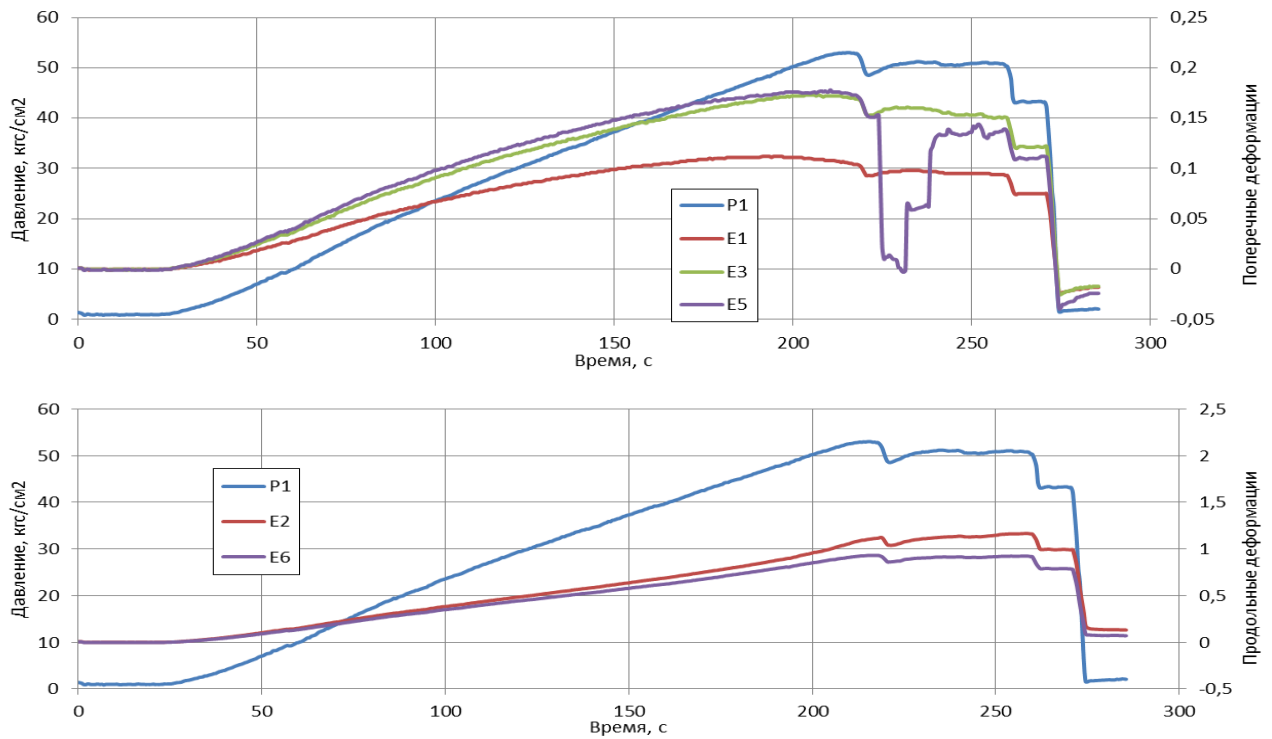


Рисунок 3.12. Зміна тиску та деформацій трубчастої конструкції товщиною 1мм при навантаженні надлишковим тиском до руйнування

При зовнішньому огляді виявлено, що руйнування трубчастої конструкції з товщиною стінки 1 мм відбулося по формоутворюючій, в області переходу фланцевого потовщення і торцевого упору. Також у центральній зоні на зовнішній поверхні, в області візуального спостереження, проявилися сліди краплинної течі і виявлено руйнування поверхневого шару вуглепластику (краплі уздовж лінії спірального шару) (рисунок 3.13).



Рисунок 3.13. Втрата герметичності оболонки й місця руйнування трубчастої конструкції товщиною 1мм.

Другу серію експериментів проводили на трубчастій конструкції з товщиною стінки 1.5 мм, у середовищі рідкого азоту. Вони полягали в проведенні попередніх навантажень надлишковим тиском води, перепідготовки й далі відпрацьовування в середовищі рідкого азоту [102].

Випробування полягали у навантаженні трубчастої конструкції надлишковим тиском води 1.47 МПа, її перепідготовці під оксид, навантаженні газоподібним азотом, охолодженні і проведенні випробувань надлишковим тиском рідкого азоту 1.47 МПа. При досягненні внутрішнього надлишкового тиску закривали електромагнітний клапан і заміряли спад тиску усередині трубчастої конструкції, яка встановлена в випробувальне устаткування. Конструкцію навантажували 10 циклами заправлення-надування-злив, з витримкою при максимальному тиску 100 секунд. Перший і останній цикл виконували з витримкою 30 хвилин. По закінченню програми-методики температурного циклування [103] і візуального огляду об'єкту випробувань, трубчасту конструкцію навантажували надлишковим тиском рідкого азоту до руйнування (рисунок 3.14).



Рисунок 3.14. Втрата герметичності при випробуваннях

Аналіз відеоматеріалів процесу випробувань показав, що руйнування трубчастої конструкції відбулося в області верхнього фланцевого упору й супроводжувалося сильним потоком пару рідкого азоту. Надлишковий тиск,

зафіксований з появою течії, становив ~ 0.883 МПа. Графіки виміру тиску й деформацій наведено на рисунках 3.15, 3.16. На графіках крива росту тиску позначена червоним кольором і індексом Д1. Криві деформування в датчиках Е1, Е3, Е5 розміщених поперек, і датчиків Е2, Е4, Е6 розміщених уздовж осі і мають характерну структуру, утворену деформуванням конструкції при росту тиску й впливі температури.

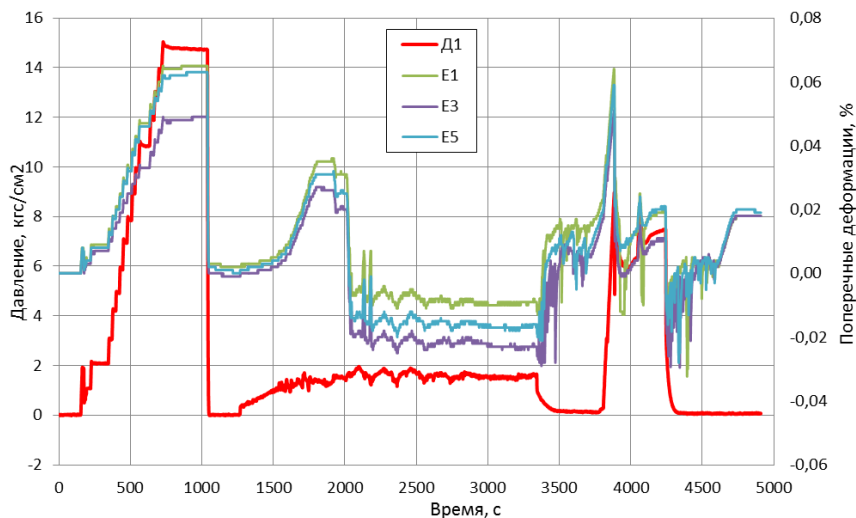


Рисунок 3.15. Зміна тиску та поперечних деформацій при випробуванні трубчастої конструкції в середовищі рідкого азоту

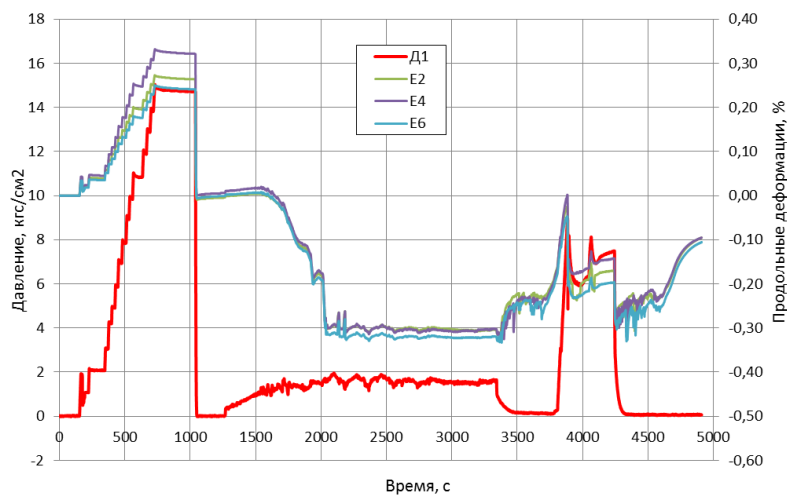


Рисунок 3.16. Зміна тиску та поздовжніх деформацій при випробуванні трубчастої конструкції в середовищі рідкого азоту

З отриманих діаграм встановлено, що максимальні деформації при випробуванні трубчастої конструкції надлишковим тиском рідкого азоту склали уздовж 0.332% і поперек (у кільцевому напрямку) 0.06%. Руйнування відбулося при виконанні другого циклу з утворенням локальної течі, яка при падінні тиску припиняла газовиділення [104]. Повторна спроба продовжити навантаження розкрила стик, що не дозволяло продовжити випробування. Зовнішній огляд об'єкта випробувань по їх закінченню був не інформативний, через численну паморозь, яка покривала всю поверхню трубчастої конструкції. Після тривалої витримки й стабілізації температури, виконали обпресування конструкції газоподібним азотом для перевірки герметичності. На рисунку 3.17 показані численні місця витіку в області верхнього та нижнього бандажа, де поверхня вуглепластику закрита випробувальним устаткуванням [105].

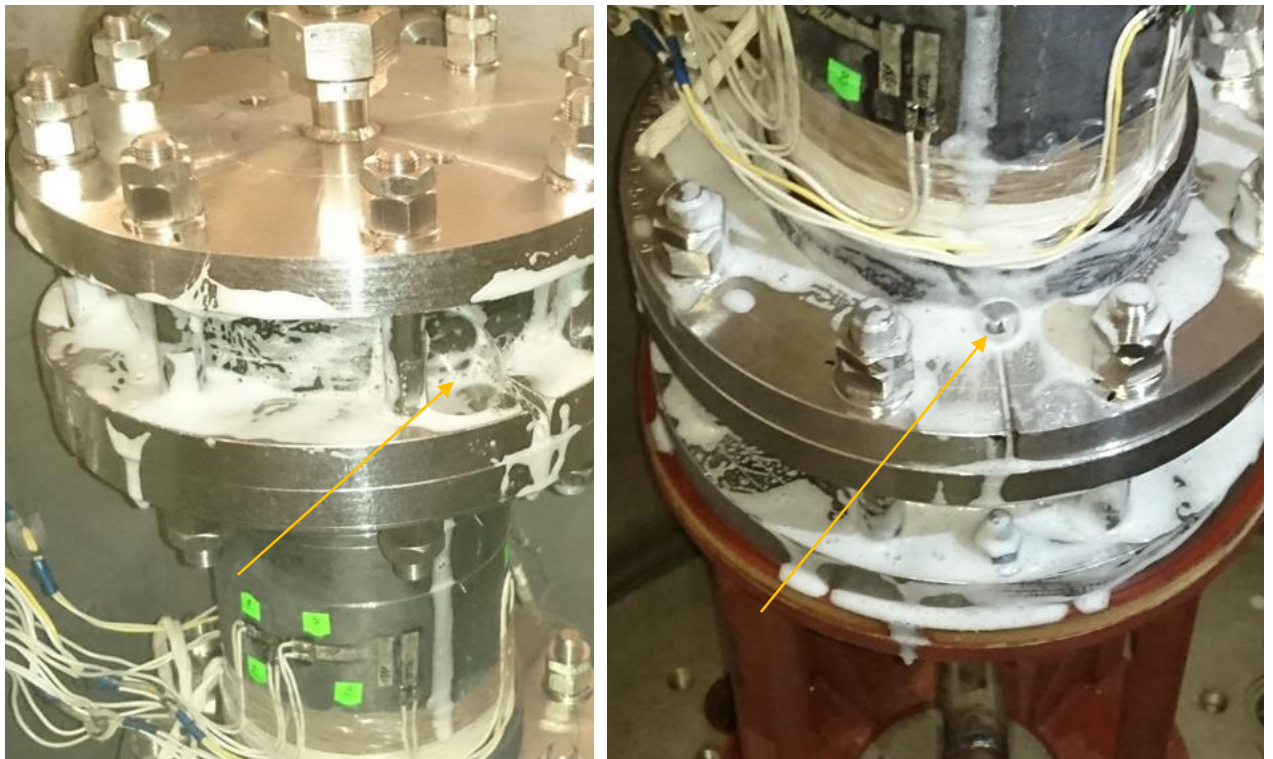


Рисунок 3.17. Перевірка на герметичність після випробування надлишковим тиском рідкого азоту.

Докладний візуальний огляд поверхні трубчастої конструкції з вуглепластику після проведення випробувань надлишковим тиском рідкого азоту

до руйнування показав, що поверхневих змін у матеріалі деталі не виявлене, а втрата герметичності відбулася поза зоною випробувань.

Аналіз структури зразків трубчастої конструкції після проведення випробувань

Після проведення випробувань трубчастої конструкції надлишковим тиском рідкого азоту до руйнування досліджували мікроструктуру на підготовлених зразках вихідної та зруйнованої конструкції. Для досліджень вирізалися фрагменти 10x10 мм із центральної частини кожної трубчастої конструкції. Для оцінки стану торцевої поверхні з урахуванням схеми армування та змін шаруватої структури отриманого матеріалу проводили аналіз отриманого матеріалу (рисунок 3.18).

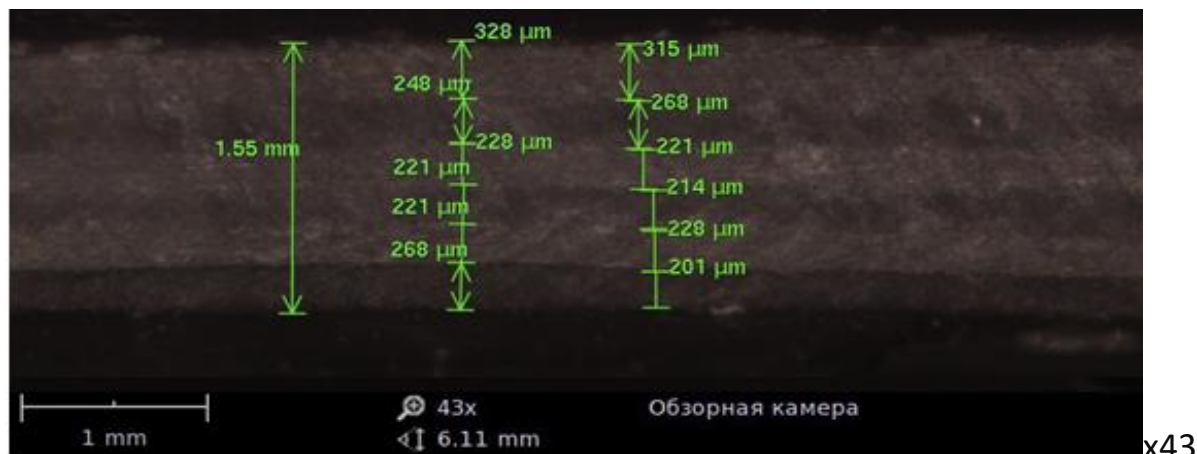


Рисунок 3.18. Макроструктура поверхні вуглепластику

Встановлено, що товщина прошарків трубчастої конструкції варіюється від 200 до 300 мкм, формуючи сумарну товщину стінки досліджуваного зразка складала 1.55 мм при теоретичному 1.5 ± 1 мм, що корелює з допуском на розмір.

При дослідженні структури матеріалу виявлено наявність численних міжшарових мікротріщин, які утворювалися в процесі випробування трубчастої конструкції (рисунок 3.19).

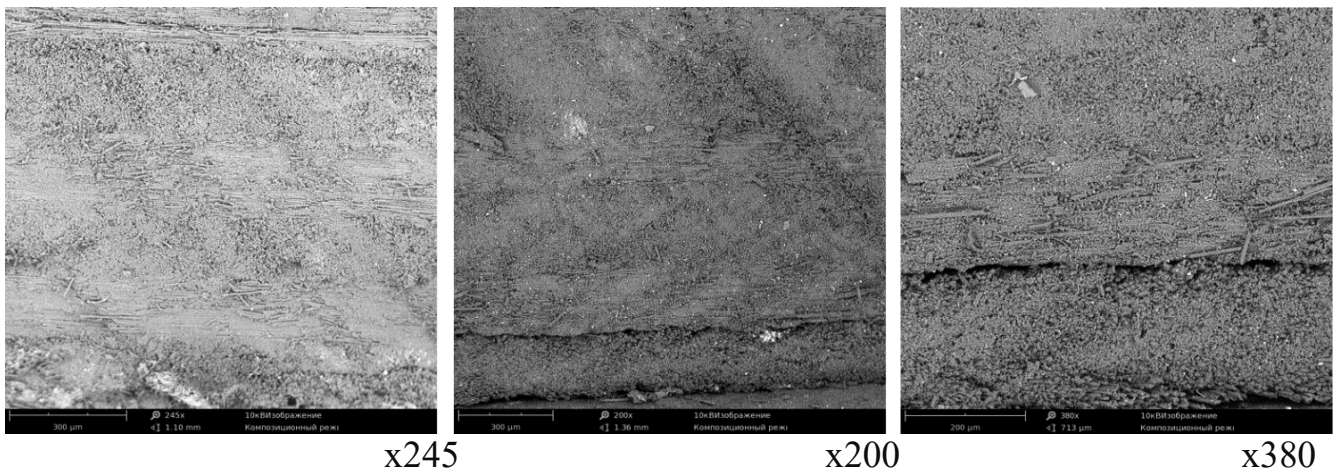
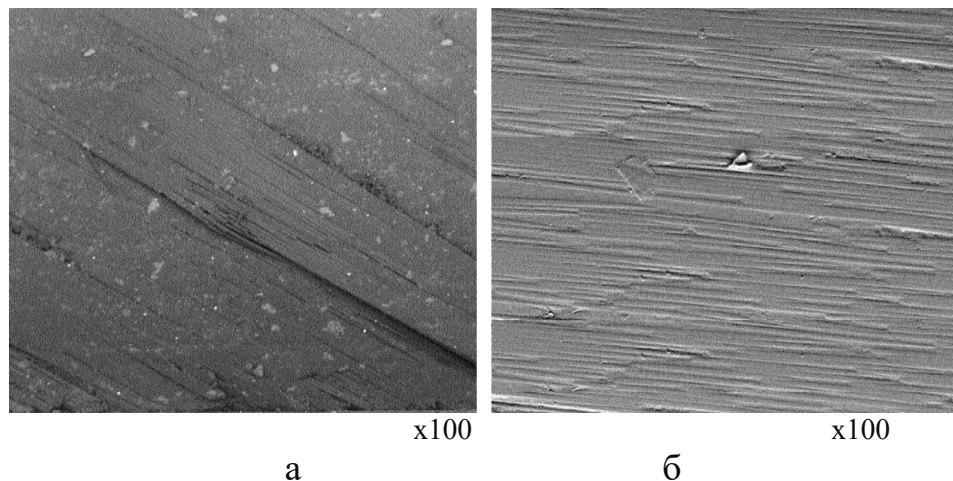


Рисунок 3.19. Мікроструктура вуглепластику трубчастої конструкції

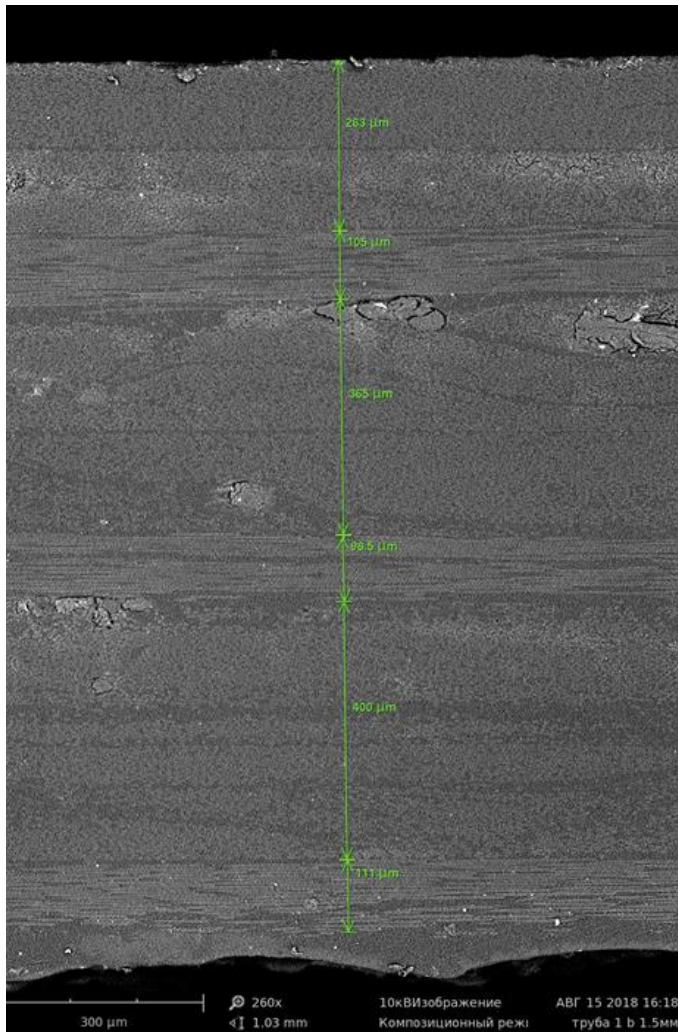
Порівняльний аналіз структури вуглепластику трубчастих конструкції, які пройшли випробування надлишковим тиском води й рідкого азоту, показав, що в зразках, вирізаних з конструкції після випробувань у середовищі рідкого азоту (рисунок 3.20 а), на внутрішній поверхні виявлена значна кількість мікротріщин утворених по напрямку волокон. Такі мікротріщини є підтвердженням характеру втрати герметичності та мікроруйнувань структури матеріалу. У зразках, що випробувалися надлишковим тиском води – поверхня також має характерну структуру матеріалу, але місць руйнувань не спостерігається (рисунок 3.20 б).



а – зразок після випробувань у середовищі рідкого азоту; б – зразок після випробувань надлишковим тиском води

Рисунок 3.20. Мікроструктура внутрішньої поверхні зразків матеріалу трубчастої конструкції до й після випробувань

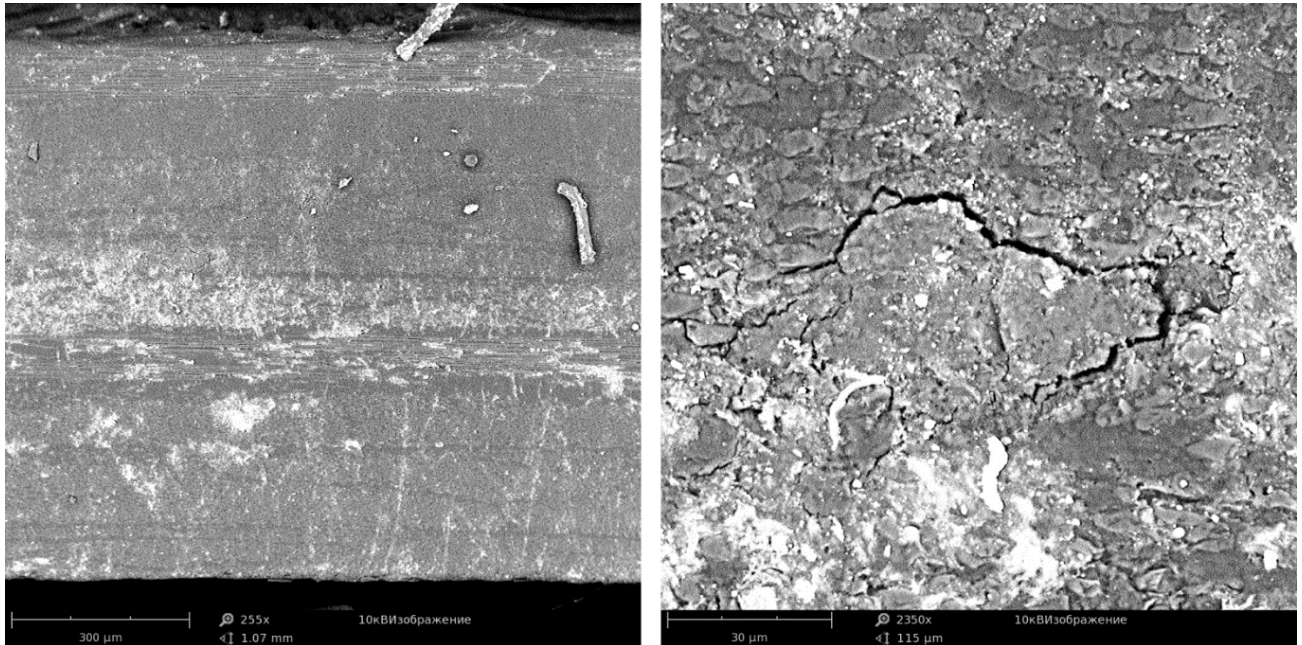
Встановлено, що навіть при значному оптичному збільшенні (більш ніж в 10 разів), структурних змін у матеріалі не спостерігається, незважаючи на шорсткість поверхні, що утворена процесом намотування. Виявлені дефекти в сформованих подвійних спіральних прошарках, імовірно утворених ушкодженням волокна в процесі виготовлення й формування смоляних груп. Спостерігається формування більш компактної структури по товщині для нижніх прошарків, що обумовлене збільшенням контактного тиску формування (рисунок 3.21).



Номер прошарку	Кут армування	Товщина, мм
1	+56	0,1315
2	-56	0,1315
3	90	0,105
4	+56	0,1825
5	-56	0,1825
6	90	0,0995
7	+56	0,2
8	-56	0,2
9	90	0,111

Рисунок 3.21. Мікроструктура трубчастої конструкції з вуглепластику по товщині силової оболонки

При дослідженні встановлено незначне ушкодження смоляного наповнення в кільцевому прошарку. Одиначні вуглецеві волокна в деяких місцях покладені нерівномірно й формують структуру з мікродфектами (рисунок 3.22 а). На зразках, вирізаних зі зруйнованої трубчастої конструкції спостерігається значне розтріскування таких центрів (рисунок 3.22б).



а

б

а – поверхня зразка вуглепластику; б – поверхня, що контактує із кріогенним середовищем

Рисунок 3.22. Мікроструктура кільцевого розрізу зруйнованої трубчастої конструкції.

Також показано (рисунок 3.22 б), що після випробування надлишковим тиском рідкого азоту, присутні характерні локальні розтріскування прошарку, що граничить із кріогенним середовищем.

3.4 Теоретичні й експериментальні дослідження елементів фланцевого з'єднання безлейнерного паливного бака з вуглепластику

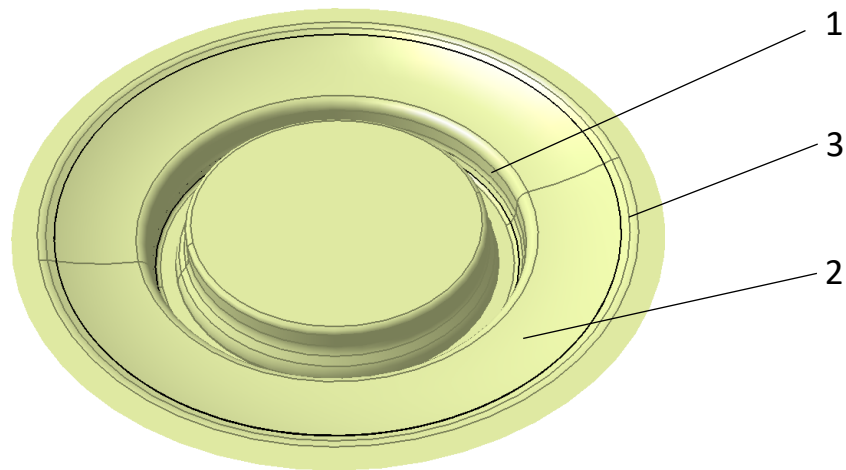
Для з'єднання силової оболонки та елементів, які підводять компоненти палива для баків з композитних матеріалів, застосовують фланець. Він являє собою елемент силової конструкції, зовнішня геометрія якого повторює кривизну днища та служить поверхнею для адгезійного зв'язку із силовою оболонкою.

Враховуючи високу складність геометрії фланця та особливість технології його виготовлення, що складається з укладки великої кількості прошарків, які формують перо фланця, теоретичні дослідження впливу температурного та механічного навантаження на елементи фланцевого з'єднання проводили шляхом моделювання напружено-деформованого стану з використанням системи автоматизованого проектування Autodesk 360 Fusion. Даний програмний комплекс корелює з можливістю спільної роботи з комплексами, що формують складну багат шарову модель при моделюванні процесу укладки матеріалу фланця [106].

Система автоматизованого проектування Autodesk 360 Fusion являє собою універсальний інструмент кінцево-елементного (МКЕ) аналізу, який забезпечує всю необхідну послідовність створення розрахункової моделі прошаркуватих композитних структур з високим ступенем візуальної деталізації.

Перо фланця становить особливий інтерес в частині його конструктивного виконання. Як матеріал фланця застосовували препреги на основі високоміцної вуглецевої тканини й епоксидного сполучного. Створення чисельної моделі укладки тканевих препрегів на оснащення, з урахуванням схеми армування й схеми викладки, реалізували з використанням програмного комплексу CATIA і модуля Composites Design. У процесі розробки моделі імпортували внутрішній профіль силової оболонки, а її поверхні відображали у відповідні площини формотворного оснащення й поля викладки з урахуванням формування зон

технологічних припусків (рисунок 3.21). У такий спосіб формування геометрії фланця паливного баку розробляли з урахуванням технології виготовлення.



1 – основа фланця; 2 – перо фланця; 3 – технологічний припуск

Рисунок 3.21. Сформоване поле укладки фланця

Наступним етапом моделювання процесу створення фланця є вибір технологічних параметрів препрега, для чого визначається поле початку викладення кожного шару. Для забезпечення задовільного рівня драпірування та запобігання утворення складок у матеріалі або зависання окремих прошарків, відзначається траєкторія і розміри технологічних вирізів. Таким чином, прошарок за прошарком моделюється викладка деталі з формуванням окремих груп для набору товщини. По закінченню одержання геометрії заготовки фланця, проводили повторну перевірку отриманої чисельної моделі спільного контуру з необхідною формою фланця (рисунок 3.22). Результати аналізу графічної моделі відображено **різними кольорами як припустимі й неприпустимі** деформації пакета, чергування укладання прошарків і напрямок локальних систем координат. Варто відзначити, що правильний вибір поля початку викладки визначає правильність формування геометрії, зокрема силового пера фланця.

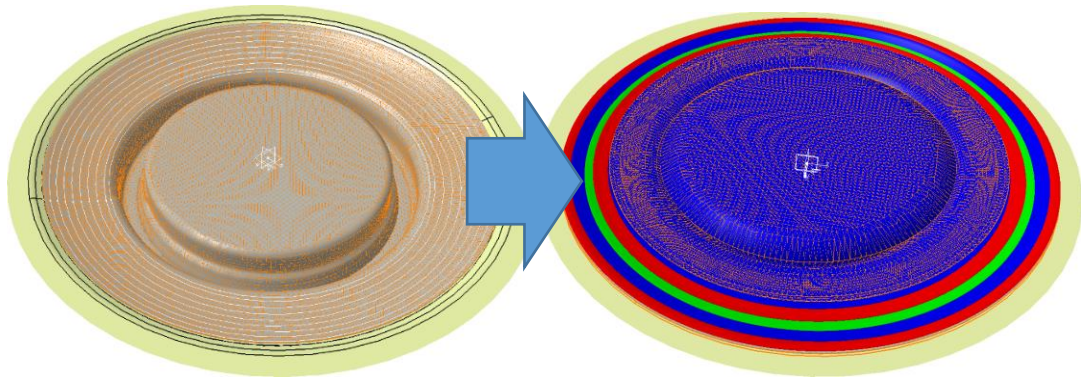
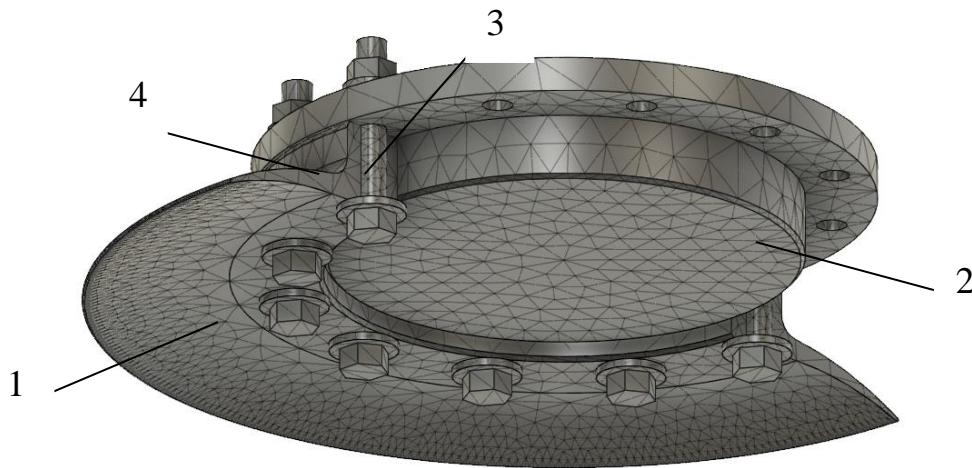


Рисунок 3.22. Процес укладання першого й останнього шару в модулі
Composites Grid Design

У результаті процесу моделювання укладки, отримана графічна схема прошаркуватої структури, що полягає з 74 прошарків. Визначена схема армування, яка складається з пакета, сформованого під кутами $[0/45/90/-45]_n$, з метою формування однородної структури.

По закінченню первинного аналізу геометричних параметрів фланця, прийнята його розрахункова схема й розглянуті кінцево-елементні постановки по міцності й твердості відповідно до граничних умов (рисунок 3.23).

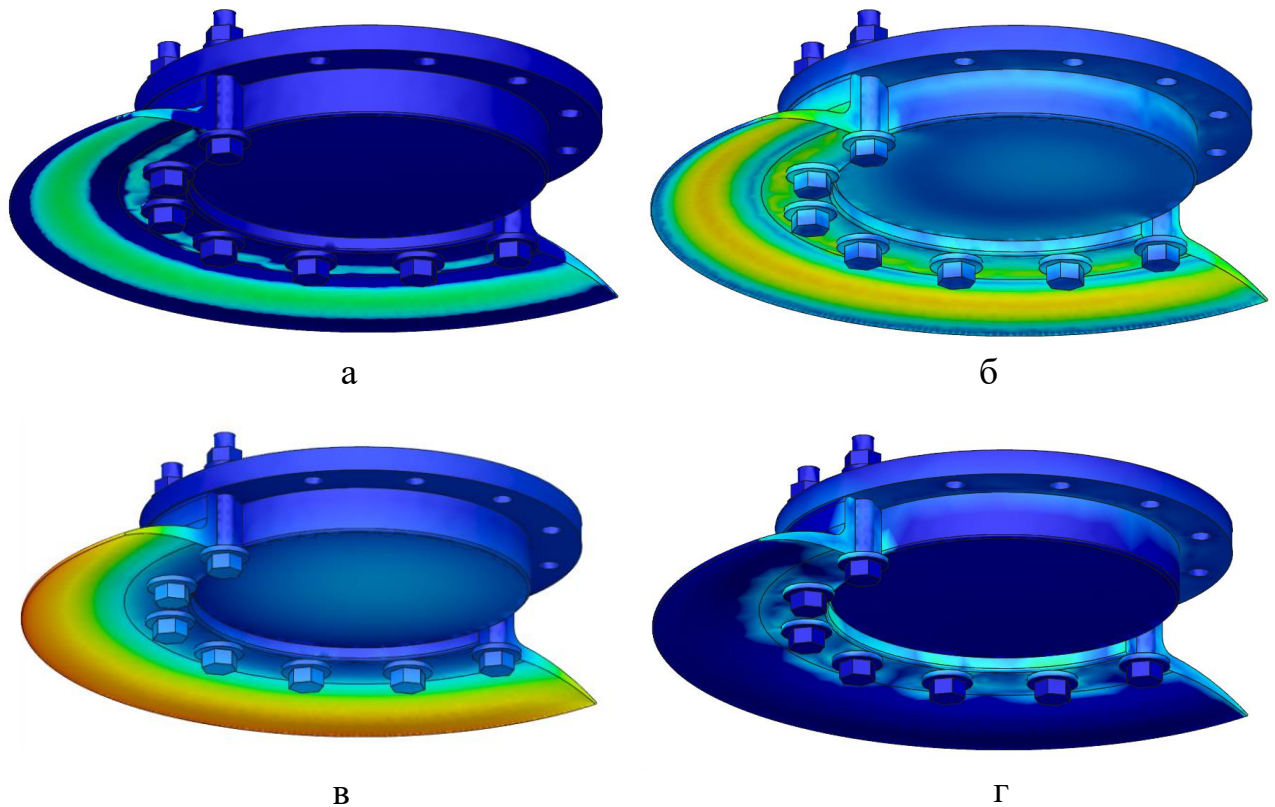


1 – Фланець; 2 – кришка;

3 – елементи кріплення; 4 – зона основи пера фланця

Рисунок 3.23. Кінцево-елементна модель фланця в зборі

З метою оцінки несучої міцності розглядали окремі можливі варіанти руйнування, і як найбільш імовірні – зріз у районі основи пера фланця [107]. Для визначення слабконавантажених зон і місць імовірного руйнування, виконано статичний аналіз конструкції (рисунок 3.24, таблиця 3.2).



а – коефіцієнт безпеки; б – еквівалентні напруги;
в – максимальні деформації; г – контактний тиск;

Рисунок 3.24. Графічні результати кінцево-елементного аналізу

Навантаження моделювали еквівалентним надлишковим тиском 1,5 МПа.

На підставі аналізу встановлено, що максимальні параметри напружено-деформованого стану реалізуються в крайовій зоні (зона пера фланця, позначена градієнтом кольору аж до червоного, рисунок 3.24в). Максимальні головні і еквівалентні напруги не мають локальну зону та рівномірно розподілені по поверхні (рисунок 3.24б).

Таблиця 3.2. Результати оцінки міцності композитного фланця

Параметр	Значення
Механічні характеристики застосовуваних матеріалів:	
вуглепластик фланця (вуглецева тканина 3752 + сполучне ЭДТ-10П):	
руйнівне напруження при розтяганні уздовж утоку й основи, МПа	1000
руйнівне напруження при стиску уздовж утоку й основи, МПа	-250
руйнівне напруження при розтяганні поперек прошарків, МПа	32
руйнівне напруження при стиску поперек прошарків, МПа	-250
Максимальні переміщення, мм	
осьові (прогин фланця)	0,791
радіальні	0,225
Максимальні розрахункові напруги, МПа	
радіальні	-80,6/103,0
осьові	-21,9/25,1
Мінімальний коефіцієнт запасу міцності η:	
на розтягання (у площині прошарків)	9,71
на стиск (у площині прошарків)	3,1
на розтягання поперек прошарків	1,27
на стиск поперек прошарків	11,4

За результатами теоретичного дослідження напружено-деформованого стану конструкції фланця з вуглепластику, з використанням програмної системи Autodesk Fusion 360 встановлено, що міцність фланця відповідає вимогам забезпечення міцності конструкції. При цьому мінімальний запас міцності склав $\eta = 3,31$ (у зоні пера фланця, характер деформацій – стиск). Критичний тиск руйнування або можливої критичної деформації вище розрахункового навантаження, яке становить 1,5 МПа, що відповідає вимогам до конструкції.

У роботі представлена технологія формування фланця у замкнутій формі, а метод розкрою й укладання армуючого матеріалу за спеціальними шаблонами розкрою наведено у [108].

При виготовленні застосовували препрег на основі вуглецевої тканини полотняного плетива з рівномірною структурою типу 3752 і епоксидного сполучного ЭДТ-10П, просоченого машинним методом (зміст сполучного 32,99% по масі, а частка летучих речовин 1,29%, рисунок 3.25).



Рисунок 3.25. Процес просочення вуглецевої тканини

Форма виконана у вигляді пуансона і матриці, що повторює геометрію фланця. Деталі форми (рисунок 3.26) замикаються між собою до розрахункового проміжку, забезпечуючи необхідний контактний тиск пресування заготовки.



Рисунок 3.26. Форма для виготовлення заготовки фланця

Після просочення та підготовки тканини, виконували розкрій заготовок. Товщина монопрошарку для обраного методу формування складає 0,285 мм. Для одержання вуглепластикової заготовки фланця товщиною 22.5 мм формували пакет 74 окремими прошарками, 22 з яких входить в силову групу пера фланця, структура якого більш докладно показано на рисунку 3.27.

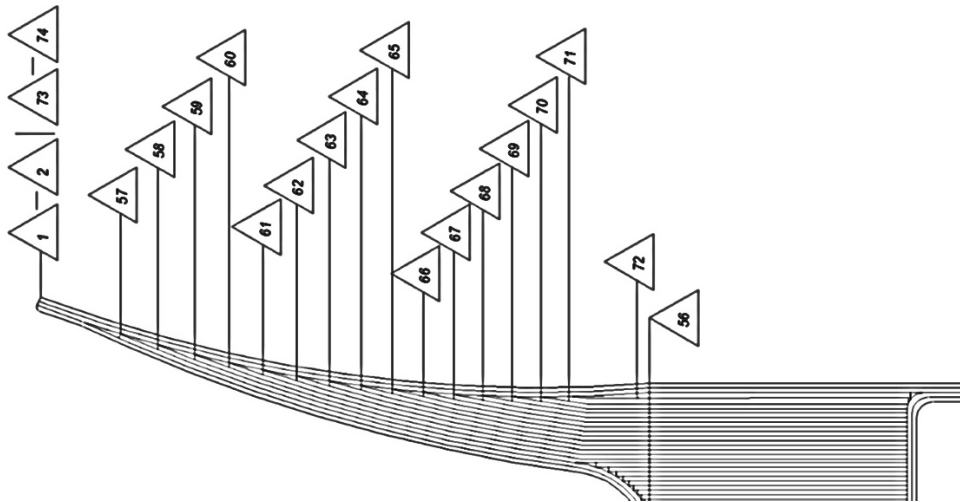


Рисунок 3.27. Зони укладання прошарків силової групи пера фланця

Для створення квазіоднорідної структури для вирівнювання жорсткості деталі та забезпечення рівня фізико-механічних характеристик у всіх напрямках, викладку виконували з поворотом кута армування на $22,5^\circ$, відповідно схема армування складається з $[0/22.5/45/67,5/90]_n$, де n – повторення циклу укладки. Сформовану заготовку вилучали з форми та виконували механічну обробку, етапи якої показані на рисунку 3.28.



Рисунок 3.28. Вуглепластикова заготовка фланця

Виготовлення деталей з композитних матеріалів у замкнутій формі дозволяє одержати заготовки високої точності, та якісною поверхнею відбитка поверхні форми. Безперервне перехресне армування та висока частка армуючого матеріалу в пластику дозволила одержати максимальні фізико-механічні

характеристики. Низький коефіцієнт лінійного температурного розширення у напрямку армування дозволяє фланцю ефективно працювати в складі силової оболонки, в тому числі, при криогенних температурах.

Для оцінки працездатності та підтвердження теоретичних досліджень напружено-деформованого стану фланця в складі конструкції паливного бака, проводили автономні гідравлічні випробування внутрішнім надлишковим тиском води. При випробуваннях порожнина фланця локалізувалась мембраною, а геометрія випробувального оснащення виконана з розрахунків на прогин пера фланця.

Фланець після механічної обробки та складання із кришкою встановлювали в випробувальне оснащення, внутрішня сторона якої має профільовану поверхню (рисунок 3.29)

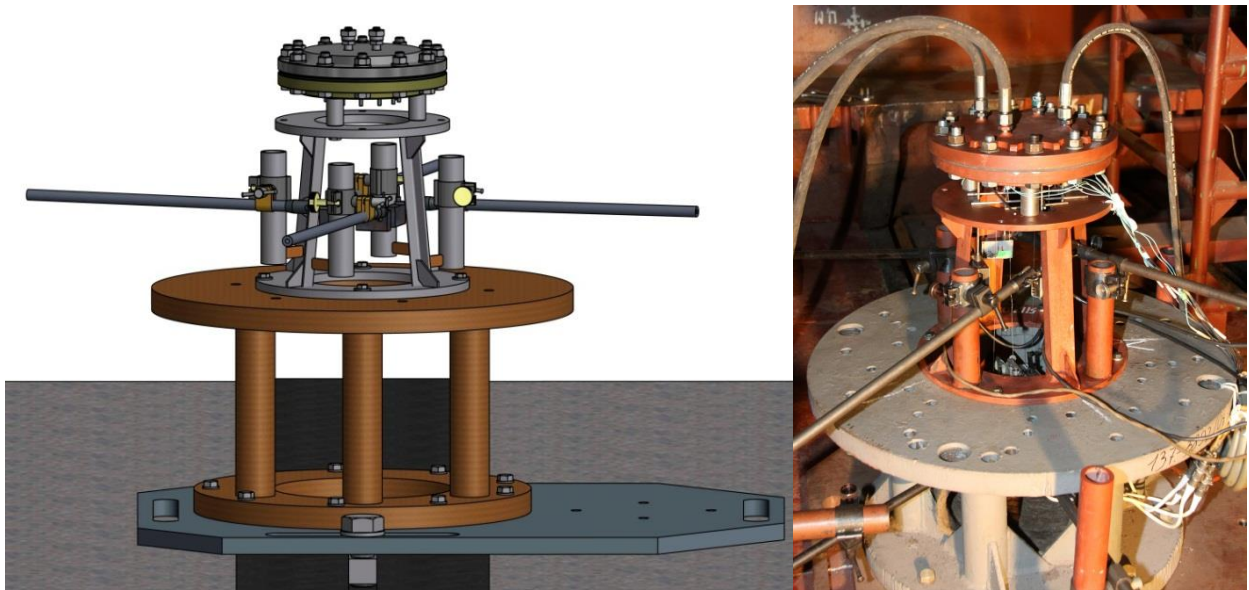
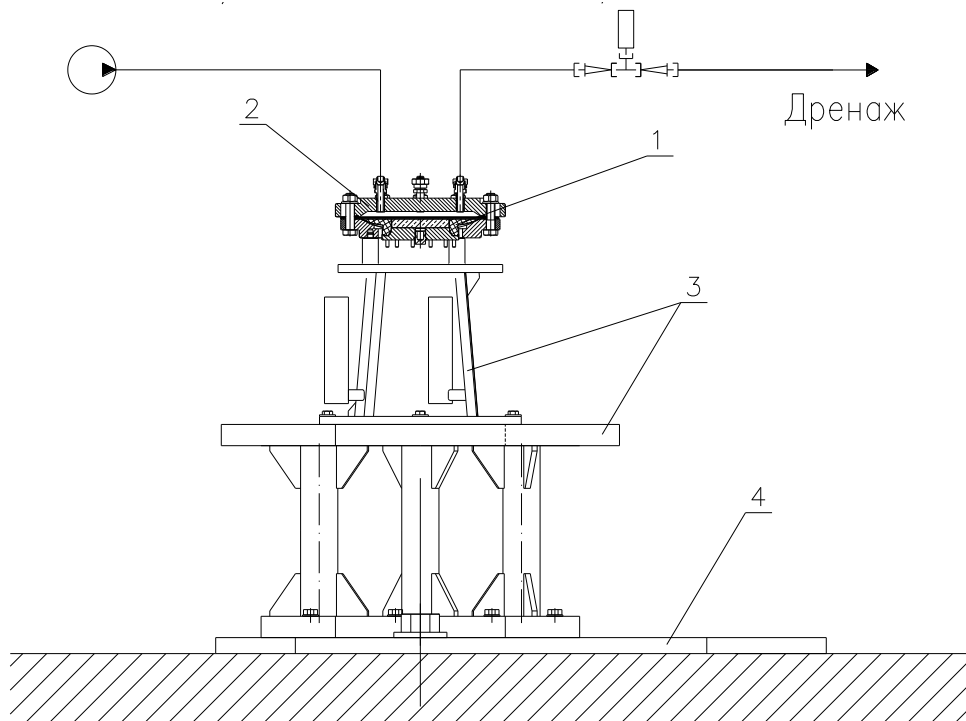


Рисунок 3.29. Загальний вид оснащення для випробування фланців

Надлишковий тиск води, що подавали в порожнину між фланцем і мембраною оснащення, навантажувала фланець імітуючи роботу в складі бака. Мембрана при цьому виконувала роль герметизації первинного контуру й рівномірно розподіляла тиск (рисунок. 3.30). Для визначення величини вигину фланця в оснащенні зроблені пази, у які встановлювали тензодатчики.



1 – фланець, 2 – ємність для створення внутрішнього тиску,
3 – підставка, 4 – плита

Рисунок 3.30. Гідравлічна схема проведення випробувань

При проведенні випробувань реєстрували внутрішній надлишковий тиск датчиком ЛГ 415/40, системою LTR 212 та датчиком МРМ-489-500. Навантаження виконували в кілька етапів:

- 1-й етап – від 0 до 1.49 МПа, час навантаження – 601 с.;
- 2-й етап – від 0 до 2.493 МПа, час навантаження – 279 с.;
- 3-й етап – від 0 до 8.7 МПа, час навантаження – 805 с.

Після кожного етапу тиск скидався і проводився зовнішній огляд фланця. Під час виконання третього етапу, виміри проводили тільки за допомогою датчика МРМ-489-500. При цьому зафіксовано спад тиску з 8.7 МПа до 8.645 МПа і відбулося руйнування (рисунки 3.31 - 3.33).

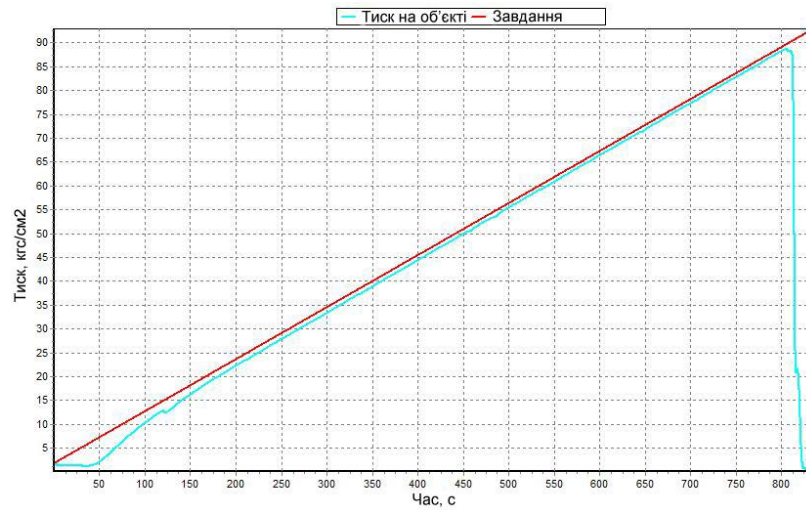


Рисунок 3.31. Зміна тиску на третьому етапі навантаження

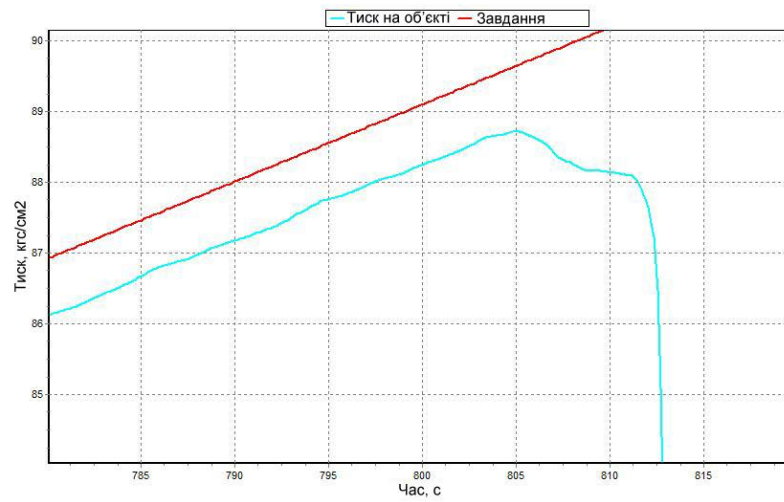


Рисунок 3.32. Зміна тиску в момент руйнування

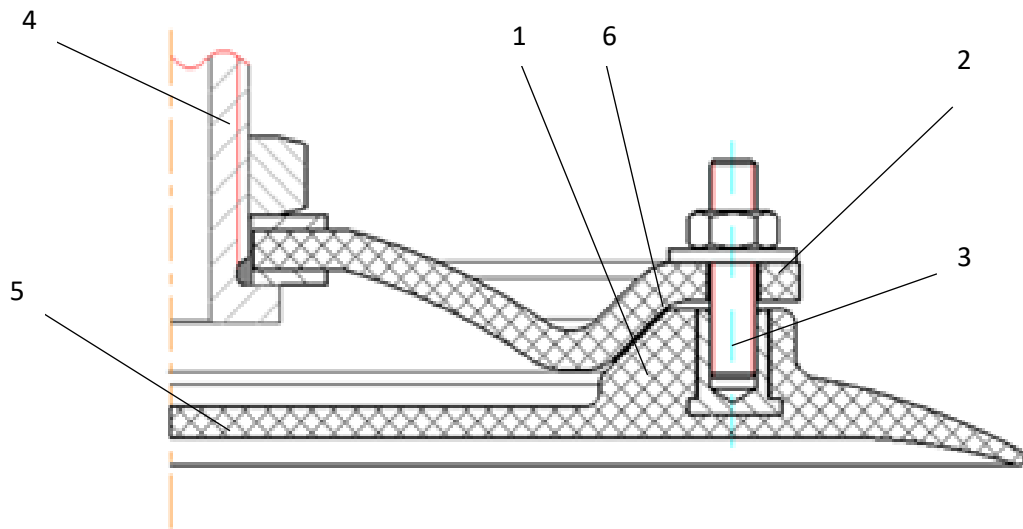


Рисунок 3.33. Фланець до та після випробувань (0-88,72 кгс/см²)

При зовнішньому огляді виявлено, що руйнування фланця відбулося у основи, в зоні початку фланцевого потовщення. Тиск руйнування багаторазово перевищив робочий тиск (тиск руйнування 8,7 МПа, робочий тиск 1.47 МПа). Руйнування або uszkodження кріплення, чи випробувальної кришки не трапилося, що дозволило їх використовувати надалі.

Характер руйнування свідчить про одержання матеріалу високої якості, а симетричність розкриття – про рівномірність структури. Крива росту тиску до стрибка руйнування не має спадів, що говорить про відсутність нагромаджень мікроушкоджень конструкції [109].

Також було оцінено герметичність фланцевого ущільнення із фторопласта марки Ф4, при виконанні кріоцикування до температури мінус 196°С, для цього виготовили дослідний зразок, фланець і кришку котрого виготовлені з вуглепластику. Для скорочення вільного обсягу внутрішньої порожнини, фланець виконаний з посиленою задньою стінкою (рисунок 3.34).



1 – вуглепластиковий фланець; 2 – вуглепластикові кришка;
3 – елементи кріплення; 4 – штуцер; 5 – задня стінка фланцю; 6 – ущільнення

Рисунок 3.34. Конструкція дослідного зразка фланцевого стику для проведення кріоцикування

Випробування дослідного зразка полягали в багаторазовому охолодженні конструкції з наступною перевіркою складання на герметичність. Встановлено, що після багаторазового кріоцикування до температури мінус 196°С при контрольній перевірці на герметичність надлишковим тиском повітря 7,5 кгс/см², складання герметичне і спад тиску не виявлено (рисунок 3.35).



Рисунок 3.35. Дослідний зразок фланцевого з'єднання до та після кріоцикування

Докладний візуальної огляд поверхні вуглепластикового фланця після проведення кріоцикування показав, що поверхневих змін у матеріалі деталей не виявлено.

Виконання такого конструктивно-подібного фланцевого стику вимагає виготовлення додаткових спеціальних напівформ, але дозволяє виконати повний цикл випробувань елементів конструкції та ущільнення під дією кріогенних температур (-196°С). Запропоноване конструктивне виконання прийняте до відпрацювання та проведення випробувань у складі паливного бака.

Висновки до третього розділу

1. Визначені вимоги та вихідні данні до конструкції паливного бака з урахуванням властивостей матеріалів при криогенних температурах в умовах експлуатації.

2. Вперше виконано оцінку напружено-деформованого стану матеріалу силової оболонки безлейнерного криогенного паливного бака на моделях трубчастих конструкцій зі спеціальною схемою армування з вуглепластику Ø146мм. Підтверджені вимоги по міцності та герметичності при випробуванні надлишковим тиском рідкого азоту 1.5 МПа, при цьому мінімальний коефіцієнт запасу для товщини 1 мм склав $\eta=3.54$, для товщини 1.5 мм $\eta=5.31$ (у зовнішніх прошарках по граничних деформаціях).

3. Шляхом електронно-мікроскопічного аналізу досліджено структуру зразків вуглепластику з різною схемою армування, отриманих із трубчастих конструкцій після проведення випробувань надлишковим тиском рідкого азоту до руйнування. Встановлено, що поверхня матеріалу однорідна та характеризується структурою намотування. Виявлені незначні дефекти матеріалу, що можуть бути обумовлені мікроушкодженнями волокон у процесі виготовлення з формуванням смоляних груп, які не привели до втрати герметичності матеріалу.

4. Встановлено за результатами теоретичного дослідження напружено-деформованого стану з використанням програмної системи Autodesk Fusion 360, що міцність фланця з вуглепластику відповідає вимогам до конструкції. При цьому мінімальний запас міцності склав $n=3.31$ (у зоні пера фланця, характер деформації-стиск). Критичний тиск руйнування вище розрахункового навантаження, яке становить 1.47 МПа, що відповідає вимогам до конструкції.

5. Вперше розроблено технологію яка передбачає виготовлення фланця паливного баку із вуглепластику у замкнутій формі. Отримано високі фізико-механічні характеристики композита з перехресним армуванням, яке дозволяє

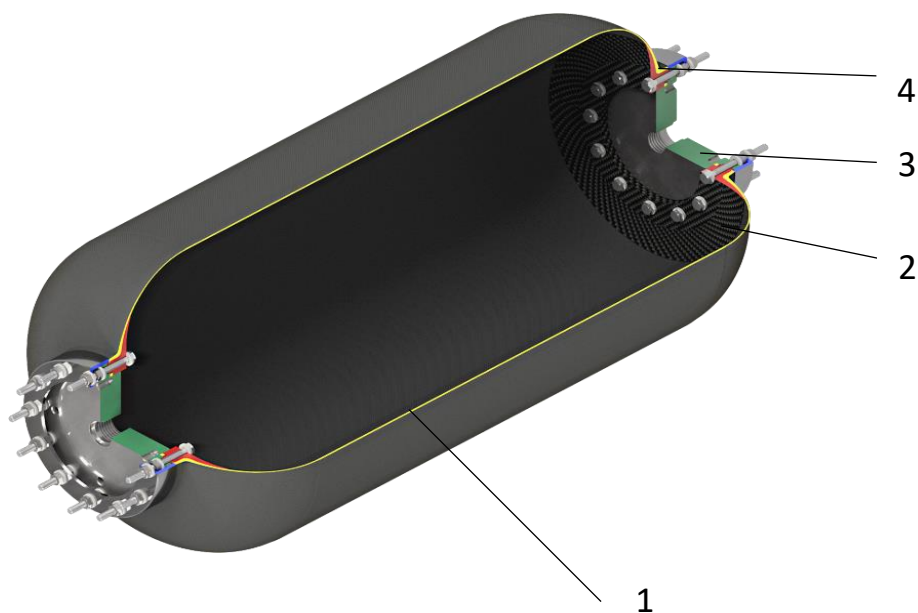
зменшити коефіцієнти лінійного температурного розширення в напрямку сприйняття навантажень і забезпечити його ефективну роботу в складі силової оболонки при криогенних температурах.

6. Вперше експериментально досліджено фланцеве з'єднання безлейнерного паливного бака з вуглепластику. Проведено оцінку герметичності елементів ущільнення із фторопласта марки Ф4 при кріоциклуванні до температури мінус 196°С надлишковим тиском повітря 0,75 МПа. Підтверджено герметичність складання, а запропоноване конструктивне виконання фланця прийняте до проведення випробувань у складі суцільнокомпозитного безлейнерного криогенного паливного бака.

4. СТВОРЕННЯ СУЦІЛЬНОКОМПОЗИТНОГО БЕЗЛЕЙНЕРНОГО БАКА З ВУГЛЕПЛАСТИКУ ДЛЯ КРІОГЕННИХ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА

При розгляді конструкцій композитних баків, що перебувають під дією надлишкового тиску та криогенних температур, особливу увагу потрібно приділяти забезпеченню спільної роботи елементів конструкції - силової оболонки та елементів, що перебувають в контакті з нею – фланцевого вузла. Забезпечення міцності та герметичності фланцевого стику й паливного бака в цілому визначаються, насамперед, конструкцією та технологією виготовлення. Крім цього треба враховувати, що на зв'язок оболонка-фланець суттєвим чином впливає багаторазове температурне циклування впливає. Це, наприклад, не дозволяє ефективно використовувати металеві лейнер-оболонки, як основу для зміцнення вуглепластиком.

Будемо досліджувати конструкцію паливного бака, у якій реалізована не несуча силова схема, що сприймає тільки надлишковий тиск робочого тіла (рисунок 4.1).



1 – силова оболонка; 2 – фланець; 3 – випробувальна кришка; 4 – елементи механічного кріплення

Рисунок 4.1. Конструктивна схема паливного бака

У дослідженні розглянуто конструкцію не несучого паливного бака верхнього ступеня ракети-носія діаметром 300 мм. Довжина циліндричної ділянки 600 мм, днища ізотензодної форми з радіусом кривизни 183 мм і діаметром полюсних отворів 110 мм.

Основу такої не несучої конструкції баку складає безлейнерна силова оболонка [110-114]. Силова оболонка сформована на металевій розбірній оправці і приформована до полюсних фланців, які забезпечують рознімний фланцевий стик для зв'язку з елементами трубопроводів.

Силова оболонка виконана з вуглепластику на основі високоміцного вуглецевого волокна IMS65 і епоксидного сполучного Huntsman. Фланці та закриваючі їх кришки виконані з вуглепластику на основі вуглецевої тканини рівномічної структури із плетінням типу twill і епоксидного сполучного Huntsman. Елементи ущільнення виготовлені із фторопласта марки Ф4.

При проведенні досліджень, для одержання доступу до візуального спостереження, а також розміщенню вимірювальних і тензометричних датчиків, зовнішня поверхня силової оболонки не вкривалася теплоізоляцією. З тією ж метою, під час проведення випробувань надлишковим тиском рідкого азоту, полюсні отвори закривалися металевими кришками з відповідним інтерфейсом для вимірювальної апаратури.

Усі металеві елементи, такі як кріплення та випробувальна кришка, було виконано зі сталі марки 12X18H10T, що має низький поріг холодноламкості (висока корозійна стійкість й міцність за низьких температур) з робочою температурою мінус 196°C.

Теоретичні дослідження безлейнерного суцільнокомполітного паливного бака проводили моделюванням навантажень надлишкового тиску рідкого азоту та температурних навантажень із аналізом напружено-деформованого стану.

4.1 Теоретичне дослідження напружено-деформованого стану конструкції паливного бака.

Оскільки конструкція паливного бака має не несучу схему, виникає необхідність вільного закріплення з однієї сторони за фланцевих вузлах. Температурні розширення, а також деформації конструкції під час навантаження надлишковим тиском компенсуються сильфоним гнучким елементом, що підводить трубопровід. Відповідно, при моделюванні конструкція паливного бака не обмежена в переміщення ні в осьовому, ні в радіальному напрямку.

Теоретичне дослідження впливу температурного та механічного навантаження конструкції паливного бака з оцінкою його міцності та деформативності в цілому та покомпонентно у складі баку здійснювали шляхом моделювання напружено-деформованого стану з використанням програмного комплексу Ansys.

Аналіз напружено-деформованого стану силової оболонки, зокрема і за прошарками, а також фланцевого вузла виконували візуально-аналітичним методом. За отриманими графічними зображеннями кінцево-елементної моделі під час дії надлишкового тиску за нормальних умов і при криогенних температурах оцінювали величину напружень і деформацій конструкції.

Для теоретичних досліджень напружено-деформованого стану силової оболонки з подальшим експериментальним підтвердженням використовували розрахункову модель із урахуванням наступних факторів і допущень:

- при побудові геометричної моделі враховували такі елементи конструкції як: вуглепластикова силова оболонка; вуглепластиковий фланець; кришка; болт; гайка; шайба під головку болта та гайку; ущільнення;

- при побудові геометричної моделі враховували симетричність конструкції, відповідно в розрахунки приймали $\frac{1}{2}$ частину конструкції в осьовому напрямку та $\frac{1}{24}$ частину конструкції в окружному напрямку (сегмент з кутом 15°);

– фізико-механічні характеристики матеріалів приймали за нормальної температури 20 °С та за температури мінус 40 °С, при цьому матеріал фланця й силової оболонки розглядали як лінійно ортотропний, матеріал металевих елементів конструкції пружно-пластичний;

- при побудові кінцево-елементної моделі використовували оболонкові та твердотільні кінцеві елементи: силову оболонку паливного бака моделювали оболонковими елементами з урахуванням фактичного намотування й параметрів укладання прошарків, усі інші – твердотільні;

– розрахунки проводили на розрахунковий надлишковий тиск 1,5 МПа (15 кгс/см²), який прикладали до внутрішньої поверхні паливного бака;

- враховували контактну взаємодію між деталями, що з'єднуються, у тому числі між фланцем і днищем силової оболонки паливного бака;

- конструкцію закріплювали від осевих переміщень у середній частині силової оболонки паливного бака.

Кінцево-елементна модель фрагменту паливного бака з прийнятими допущеннями показано на рисунку 4.2.

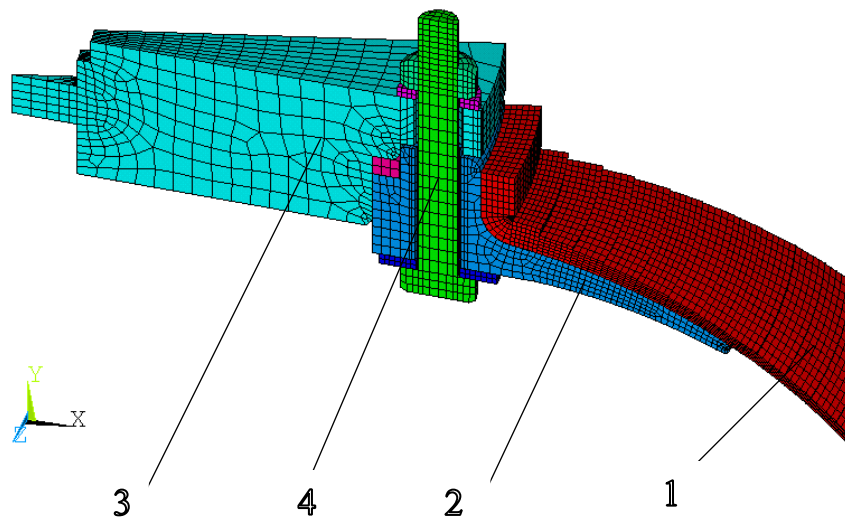


Рисунок 4.2. Кінцево-елементна модель сегмента паливного бака

Аналіз напружено-деформованого стану проводили для силової оболонки з наступною схемою армування (рисунок 4.3).

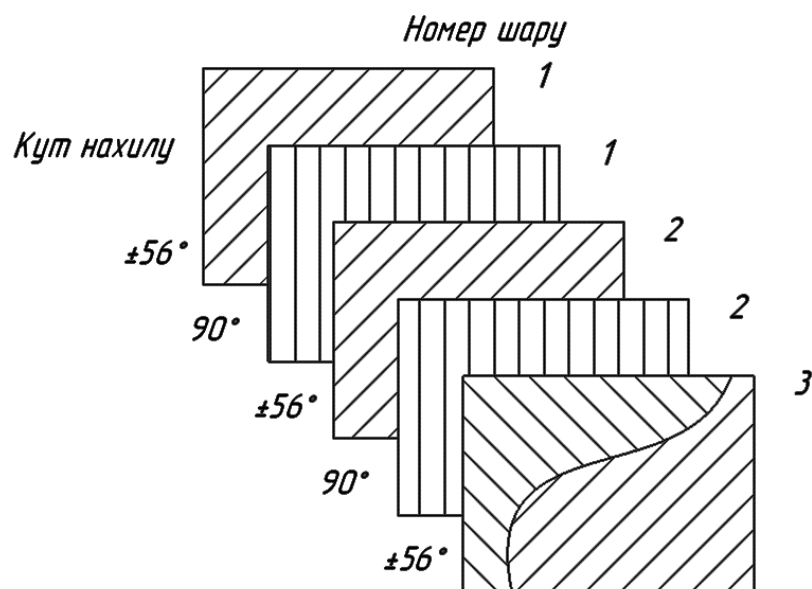
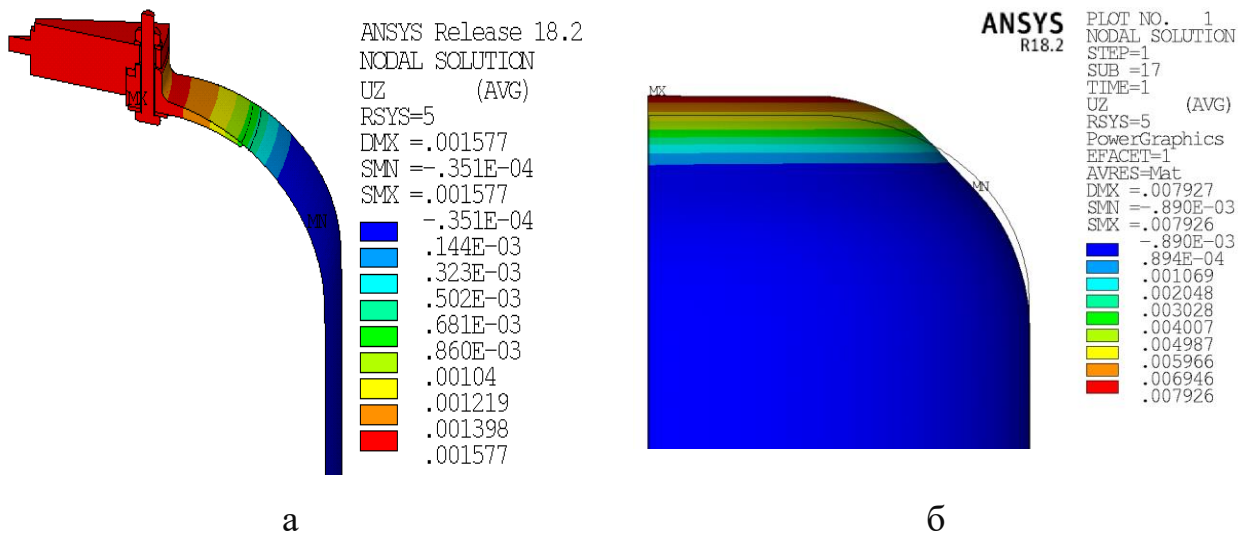


Рисунок 4.3. Схема армування силової оболонки паливного бака

Результати досліджень представлені у вигляді кольорових цифрових зображень кінцево-елементної моделі конструкції під дією надлишкового тиску. Величина напружень і деформацій у конструкції позначається спектром кольорів від червоного (максимальні напруги) до темно-синього (мінімальні напруги).

На підставі проведеного візуально-графічного аналізу моделі паливного бака при навантаженні надлишковим тиском 1,5 МПа встановлено, що максимальні значення параметрів напружено-деформованого стану отримано в зоні фланця для силової оболонки, і основи фланця при розгляді окремих складових частин моделі. Днище силової оболонки під час сприйняття осьового навантаження, що виникає від впливу тиску на фланцевий вузол, втрачає первісну ізотензоїдну форму, формуючи двовипуклу криву в розглянутому перетині (рисунок 4.4 – 4.6.)



а – осьові переміщення конструкції; б – зміна геометрії днища при сприйнятті максимального надлишкового тиску

Рисунок 4.4. Осьові переміщення паливного бака та силової оболонки, м

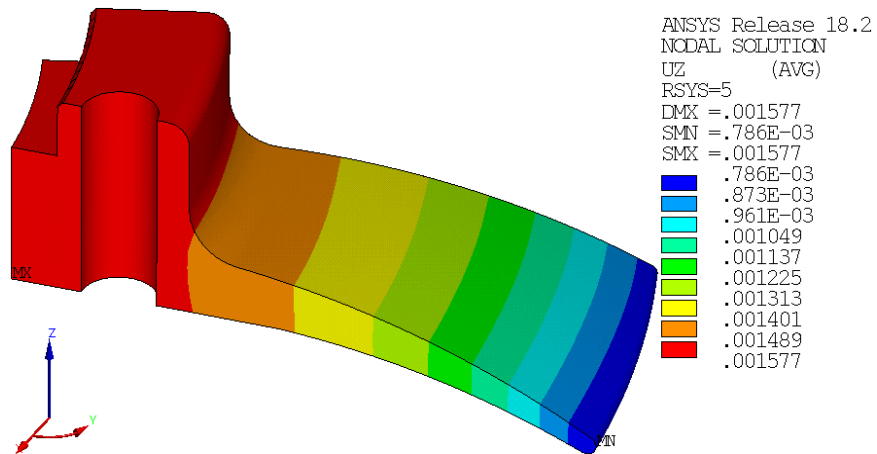


Рисунок 4.5. Осьові переміщення фланця, м

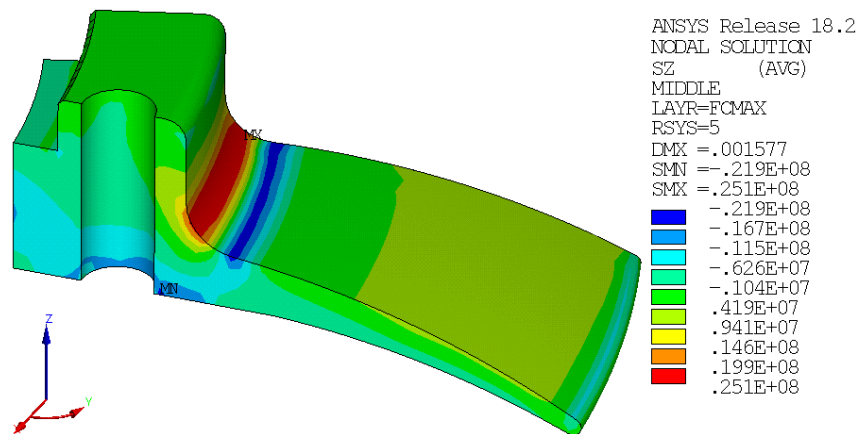


Рисунок 4.6. Осьові напруги фланця Па

На підставі проведеного візуально-графічного аналізу кінцево-елементної моделі як по детально, так і в цілому встановлено, що максимальні розрахункові напруги виникають (таблиця 4.1):

- в силовій оболонці в спіральних прошарках уздовж стрічки в шостому прошарку (277 МПа при 20°C і 314 МПа при мінус 40 °C);
- в силовій оболонці в кільцевому прошарку уздовж стрічки в шостому прошарку (408,0 МПа при 20°C і 513 МПа при мінус 40 °C);
- в матеріалі фланця в радіальному 103,0 МПа й 25,1 МПа в осьовому напрямку;
- в матеріалі кришки, еквівалентні по Мізесу 83,4 МПа.

Це нижче межі міцності матеріалу силової оболонки, які становлять 2570 МПа при температурі мінус 40 °C і коефіцієнт запасу при руйнуванні уздовж намотування - 5,63 що відповідає вимогам щодо запасу міцності.

Таблиця 4.1. Максимальні розрахункові напруги й переміщення.

Параметр	Значення при температурі:	
	-40 °C	+20 °C
Результати розрахунку на міцність		
Максимальні переміщення, мм		
фланцю:		
осьові (прогин фланцю)	0,791	
радіальні	0,225	
Корпуса ПБ		
осьові (відносно закріплення, середини січення)	1,577	2,074
радіальні	0,35	0,452
Силовій оболонки ПБ		
радіальні (циліндричної частини)	0,35	
радіальні (днища)	-0,63	
Максимальне розрахункове напруження, МПа		
у кришці:		
еквівалентні напруження по Мізесу	83,4	
у фланці		
радіальні	-80,6/103,0	
осьові	-21,9/25,1	

Параметр	Значення при температурі:	
	-40 °С	+20 °С
У силовій оболонці ПБ:		
у спіральних прошарках вздовж стрічки на циліндрі (номер прошарку)	208 (8) 127 (1)	256 (8) 150 (1)
у спіральних прошарках вздовж стрічки на днищі (номер прошарку)	243 (1) 277(6)	235(1) 314 (6)
у кільцевих прошарках вздовж стрічки на циліндрі (номер прошарку)	408,0 (6)	513 (6)
у спіральних прошарках поперек стрічки на циліндрі	109,0	
у спіральних прошарках вздовж стрічки на циліндрі	74,3	

Згідно з аналізом графічних зображень і результатів обчислень, представлених у таблиці 4.1, встановлено, що в силовій оболонці напруги, що виникають уздовж лінії армування в кожному спіральному та кільцевому прошарку, а також максимальні деформації, як в окремих прошарках, так і в конструкції в цілому, – не перевищують граничні рівні руйнування, що становлять 0,8%, і забезпечуються мінімальний запас міцності за деформаціями. Максимальні відносні деформації уздовж стрічки для кільцевого шару на циліндричній ділянці конструкції паливного баку за нормальної температури склали 0,3054 %, а за температури мінус 40°С – 0,2373 % (таблиця 4.2).

Таблиця 4.2. Максимальні розрахункові відносні деформації уздовж стрічки

Параметр	Значення при температурі:	
	-40 °С	+20 °С
Максимальні розрахункові відносні деформації вздовж стрічки, % У силовій оболонці ПБ:		
Кільцеві в середній частині баку	0,2373	0,3054
Осьові в середній частині циліндру	0,013	0,025
У спіральних прошарках вздовж стрічки на днищах	0,47	0,479
У спіральних прошарках вздовж стрічки на циліндрі	0,234	0,30
У кільцевих прошарках вздовж стрічки	0,24	0,30

Осьові відносні деформації в спіральних прошарках на днищах утворені не тільки характерними для конструкцій котрі навантажені надлишковим

тиском – розтяганням, а й утвореним вигином. Для окремих ділянок конструкції виявлено, що за температури мінус 40°C та максимальному розрахунковому надлишковому тиску, окремі ділянки перебувають у стислому стані внаслідок негативного коефіцієнта лінійного температурного розширення.

Встановлено, що висока твердість фланця при навантаженні надлишковим тиском деформує днище утворюючи на початкових етапах конус, а надалі двовипуклу криву (рисунок 4.4б), що потрібно враховувати під час розробки технології виготовлення фланця. Такий вид деформування викликаний високою твердістю пера фланця і його вильотом, а також підвищенням товщини силової оболонки у фланцевій зоні, що обумовлено особливостями технології мокрого намотування.

За результатами теоретичного дослідження напружено-деформованого стану конструкції розглянутого паливного бака можна виділити найбільш імовірний характер руйнування. Мінімальні коефіцієнти запасу міцності за температури мінус 40°C забезпечуються в вуглепластиковому фланці при стисканні в площині прошарків ($\eta=3,1$) а також у силевій оболонці при розтяганні в спіральних прошарках уздовж стрічки по деформаціях ($\eta=2,5$), представлених у таблиці 4.3.

Таблиця 4.3. Мінімальні значення коефіцієнтів запасу міцності

Параметр	Значення при температурі -40 °C
Мінімальний коефіцієнт запасу міцності η:	
Фланця:	
При розтягуванні (у площині прошарків)	9,71
На стискання (у площині прошарків)	3,1
На стискання поперек прошарків	11,4
Силової оболонки ПБ:	
При розтягуванні вздовж стрічки (по напруженням)	5,63
При розтягуванні вздовж стрічки (по деформаціям у спіральних прошарках днища)	2,55
При розтягуванні вздовж стрічки (по деформаціям у кільцевих прошарках циліндру)	5,00

Також, варто звернути увагу, на напружено-деформований стан силової оболонки в циліндричній частині. При виконанні аналізу й розгляді кожного спірального прошарку окремо один від одного, виявлено значний ріст деформацій зі збільшенням товщини. Мінімальний коефіцієнт запасу міцності (що задовольняє вимогам міцності й жорсткості при $\eta \geq 1,75$) за деформаціями у циліндричній частині становить ($\eta=5$).

За результатами теоретичного дослідження напружено-деформованого стану конструкції паливного бака з вуглепластику, навантаженого надлишковим тиском 1,5 МПа при температурі 20°C і мінус 40°C встановлено, що міцність фланця й силової оболонки, які розроблено, цілком забезпечується. Мінімальний запас міцності для фланця з вуглепластику склав $\eta=3.1$ (при стисканні в площині прошарків), силової оболонки $\eta=2.55$ (за деформаціями при розтягненні в спіральних прошарках) і для металевих елементів $\eta=12.95$.

Отримані результати кінцево-елементного аналізу, а також графічні зображення, використані при розробці технології виготовлення елементів і конструкції паливного бака. Візуальний аналіз графічних зображень кінцево-елементної моделі дозволив відкоригувати технологічне оснащення, що застосовується, та процес виготовлення фланця з вуглепластику в частині виключення підрізування й розкрою прошарків матеріалу в ослаблених зонах, і варіюванням кутів армування для зміни твердості пера фланця.

4.2 Експериментальне підтвердження працездатності суцільнокомполітного безлейнерного кріогенного паливного баку

Для оцінки працездатності та підтвердження теоретичних досліджень напружено-деформованого стану конструкції паливного бака, а також коректності прийнятих конструктивно-технологічних рішень, було створено дослідну конструкцію безлейнерного паливного бака [115-116]. Особливу увагу

приділяли технологічним особливостям і прийомам, реалізованим з метою забезпечення герметичності безлейнерної структури.

Враховуючи те, що конструкція паливного бака складається із силової оболонки та фланців, що заформовані у процесі виготовлення, для проведення випробувань, полюсні отвори, закривали випробувальними кришками, які кріпили до фланців за допомогою металевих кріпильних елементів. Для герметизації рознімного фланцевого стику застосовували ущільнення із фторопласта марки Ф4.

При виготовленні конструкції фланця з вуглепластику, створено спеціальне технологічне оснащення і застосована оригінальна технологія ручного викладення з подальшим формування у замкнутій формі.

У якості матеріалів застосовували препреги на основі високоміцної вуглецевої тканини рівномірної структури з плетивом полотняного типу 3752 і епоксидного сполучного гарячого затвердження ЭДТ-10П. Препреги отримані автоматизованим методом, просоченням вуглецевої тканини (рисунок 4.7).



Рисунок 4.7. Процес просочення вуглецевої тканини

Виготовлена прес-форма складається зі збірної матриці та пуансона (рисунок 4.8). Викладка матеріалу виконується на позитивний контур форми. Матриця має складну конфігурацію, яка відповідає зовнішньому обводу фланця. Пуансон має відповідну внутрішню поверхню фланця. Пуансон і матриця змикаються між собою за допомогою металевого кріплення до

забезпечення рівномірного проміжку по периметру форми, який контролюється профільними вставками. Затягування, кріплення й обмеження вільного простору забезпечує необхідний контактний тиск пресування заготовки.

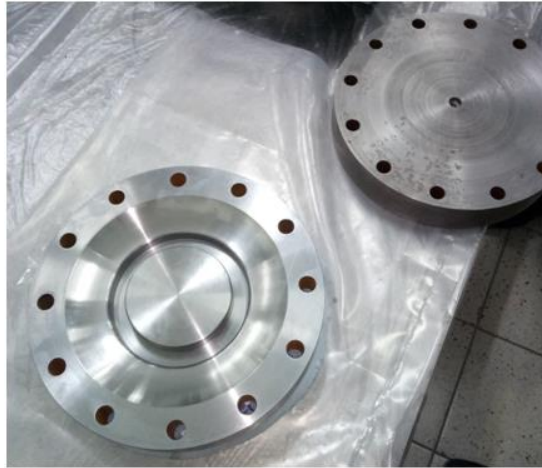


Рисунок 4.8. Прес-форма для виготовлення заготовки фланця

Далі виконували розкрій заготовок згідно з картами розкрою, за допомогою шаблонів контуру обводу (рисунок 4.9). Сумарна кількість прошарків для формування вуглепластикової заготовки фланця склало 74, з них 34 спеціальні, що формує складний профіль пера фланця.



Рисунок 4.9. Процес розмітки й розкрою препрегу

Пакет з 74 прошарків укладали у форму, після чого з'єднували пуансон з матрицею та проводили полімеризацію вуглепластикової заготовки фланця по

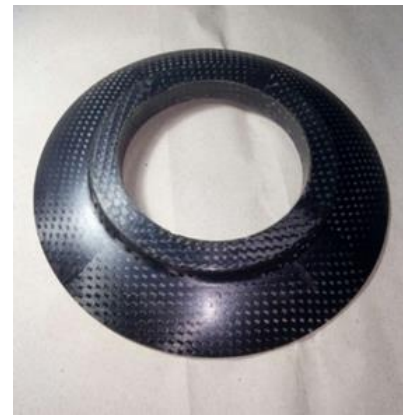
розробленому режиму. Режим полімеризації виконаний з урахуванням теплоємності форми, і складався з:

- вільного підйому до температури $80\pm 5^{\circ}\text{C}$;
- витримки при температурі $80\pm 5^{\circ}\text{C}$ протягом 4 ± 0.25 годин;
- вільного підйому до температури $120\pm 5^{\circ}\text{C}$;
- витримки при температурі $120\pm 5^{\circ}\text{C}$ протягом 6 ± 0.25 годин.

Після охолодження форми заготовку вилучали (рисунок 4.10а) і піддавали механічній обробці (рисунок 4.10б).



а



б

а – вуглепластикова заготовка після режиму полімеризації

б – вуглепластикова заготовка після механічної обробки

Рисунок 4.10. Вуглепластиковий фланець до та після механічної обробки

Механічна обробка вуглепластикової заготовки фланця полягала в обрізанні технологічного припуску та фрезерування отворів під кріпильні елементи.

У сформовані посадкові місця на клейові композиції встановлювали кріпильні елементи, що рівномірно розподілені по периметру. Для додаткової герметизації місць зклеювання на зворотну сторону фланця приформували додаткові прошарки препрегу.

Таким чином, отримання фланців методом формування у замкнутій формі дозволило одержати деталі з високою точністю геометричних параметрів, і

високою якістю матеріалу. Універсальність розбірної форми матриці зі змінним центральним пуансоном дає змогу виготовляти фланці з різними конструктивно-технологічними рішеннями.

При відпрацьовуванні конструкції використовували комплект фланців (верхній і нижній) для комплектації дослідної конструкції паливного бака.

Після виготовлення комплекту фланців, виконували підготовку розбірної технологічної оснастки для намотування силової оболонки корпусу. Фланці встановлювали на оснащення та позиціонували за допомогою фланцетримачів. Поверхню розбірної оправки обробляли антиадгезійним матеріалом, а стики фланця із фланцетримачем і оснащенням захистили плівкою.

Намотування силової оболонки корпусу паливного бака виконували на п'ятикоординатном намотувальному верстаті із числовим та програмним керуванням по розроблених і відпрацьованих програмах. Для підвищення якості укладки матеріалу та виконання необхідних параметрів по формуванню товщини заготовки, розроблено спеціальне технологічне оснащення, що забезпечує трикратне зменшення товщини монопрошарку та дозволяє виконати намотування силової оболонки ефективніше [117]. Спрединг (розширення) просоченої стрічки перед укладанням на поверхню оправки проводиться за рахунок ковзання роликми по встановленому куту ϕ . Схема додаткового технологічного оснащення й процес його роботи зображено на рисунку 4.11.

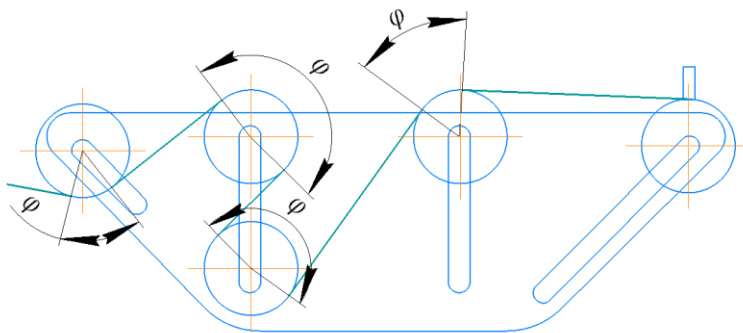


Рисунок 4.11. Графічна схема та вигляд додаткового оснащення в процесі намотування

Принцип його роботи полягає в проходженні просоченої вуглецевої стрічки через систему обертових роликів, які послідовно роздавлюють наповнювач перед укладанням на поверхню оправки. Можливість коректування кутів контакту з роликом дозволило додатково регулювати натяг стрічки в процесі намотування з високою точністю. При створенні додаткового оснащення особливу увагу приділяли діаметру роликів, при проходженні через які волокно травмується й погіршується міцність вуглепластику. Для підтвердження визначених параметрів оснащення і його налаштування виготовили мікропластики, середнє розривне навантаження яких, у порівнянні зі зразками, отриманими стандартним нитетрактом, склало більш ніж 175 кгс, що задовільняє вимогам до якості матеріалу.

Намотування силової оболонки виконували за розробленою схемою армування, представленої на рисунку 4.12.



X – подвійний спіральний прошарок, I – кільцевий прошарок

Рисунок 4.12. Схема армування силової оболонки корпусу паливного баку

Силова оболонка формується прошарково, і складається з подвійних спіральних прошарків, що перекривають усю поверхню корпусу паливного баку, та кільцевих прошарків, які посилюють його циліндричну частину. Процес намотування показано на рисунку 4.13.

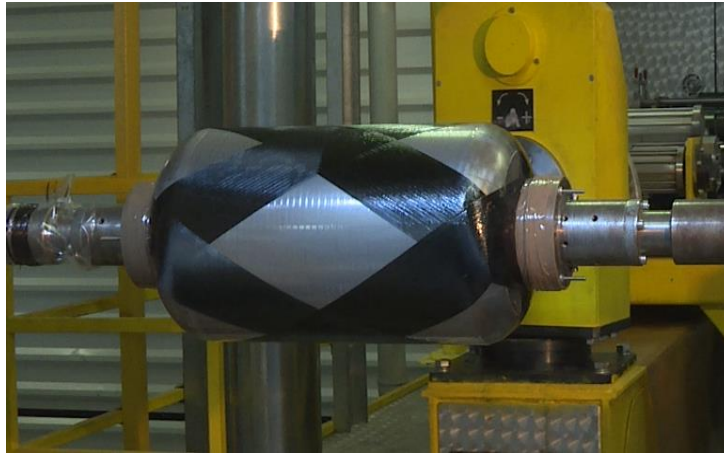


Рисунок 4.13. Процес намотування силової оболонки корпусу паливного бака

Для додаткового посилення полюсної зони днищ паливного бака та формування конструктивного упору, по закінченню намотування силової оболонки виконали додаткове кільцеве підмотування фланців. По закінченню процесу намотування поверхню заготовки паливного баку покривали жертвовною тканиною, розділовим шаром технологічної сорочки та проводили режим полімеризації. Полімеризація проходила в печі типу ПАП-2 (піч аеродинамічного підігріву) по режиму, розробленому з урахуванням товщини пластику й теплоємності оправки. Положення оправки горизонтальне, вільне, без обертання. По закінченню режиму полімеризації вилучали розбірну формотворну оправку з порожнини корпусу паливного бака (рисунок 4.14).

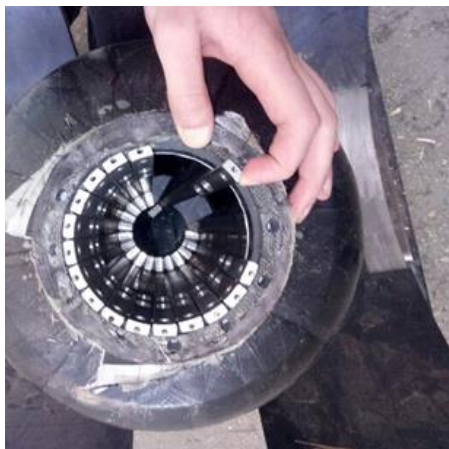


Рисунок 4.14. Процес вилучання розбірної металевої оправки через полюсний отвір

Перед складанням, отриманий корпус паливного бака проходив попередню підготовку. Його внутрішню порожнину очищали від можливих слідів розділових рідин і забруднень, підготовку виконували під оксид. Порожнину бака багаторазово промивали й оглядали фільтруючий папір на предмет наявності лусочок сполучного й іншого. Подальші етапи підготовки та роботу з конструкцією паливного бака виконували з високими вимогами по чистоті.

У якості неруйнуючого методу контролю суцільності силової оболонки та зони її контакту із фланцем, застосовували теплографічний метод (рисунок 4.15), який полягає в створенні рівномірного теплового поля у внутрішній порожнині конструкції та візуальне спостереження його поширення за допомогою тепловізора, що дозволяє визначити нерівномірність та розшарування в матеріалі.

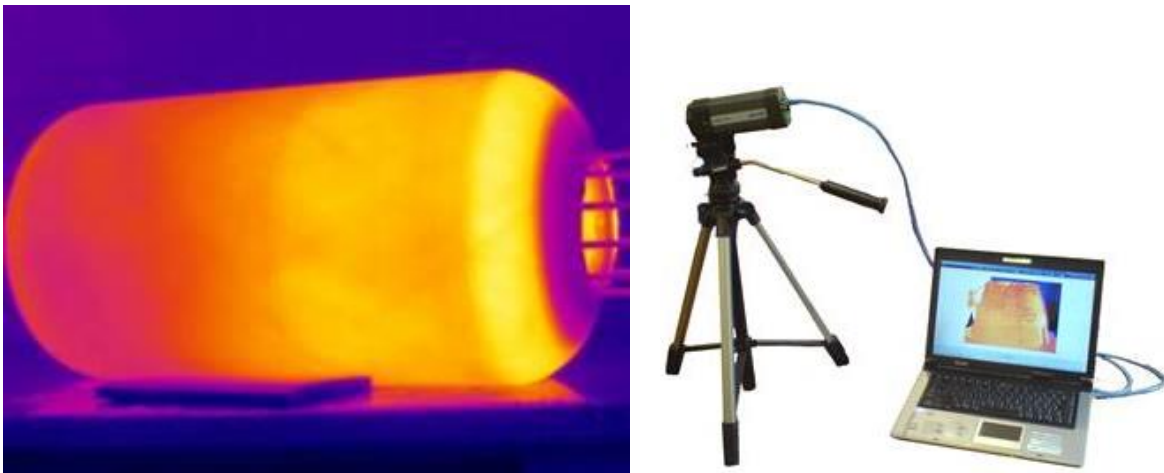


Рисунок 4.15. Процес теплографічного контролю

Далі проводили підготовку та контроль корпусу паливного бака в зборі з випробувальними кришками. Елементи механічного кріплення затягували з розрахунковим моментом з наступним його контролем на всіх етапах випробувань.

Випробування дослідного паливного бака

Для визначення герметичності й міцності суцільнокомпозитного безлейнерного паливного бака розроблено та виготовлено унікальне універсальне оснащення, що дозволяє проводити випробування, як надлишковим тиском води, рідким азотом так і газоподібними середовищами гелію або газоподібного азоту (рисунок 4.16).

При проведенні випробувань оцінювали деформативність конструкції в цілому і її поверхневого шару в циліндричній частині корпусу, в осьовому та радіальному напрямку, а також загальну оцінку несучої здатності конструкції. Оцінку деформативності конструкції, залежно від поданого надлишкового тиску, виконували шляхом дослідження вимірів деформацій і переміщень у локальних і характерних зонах конструкції.

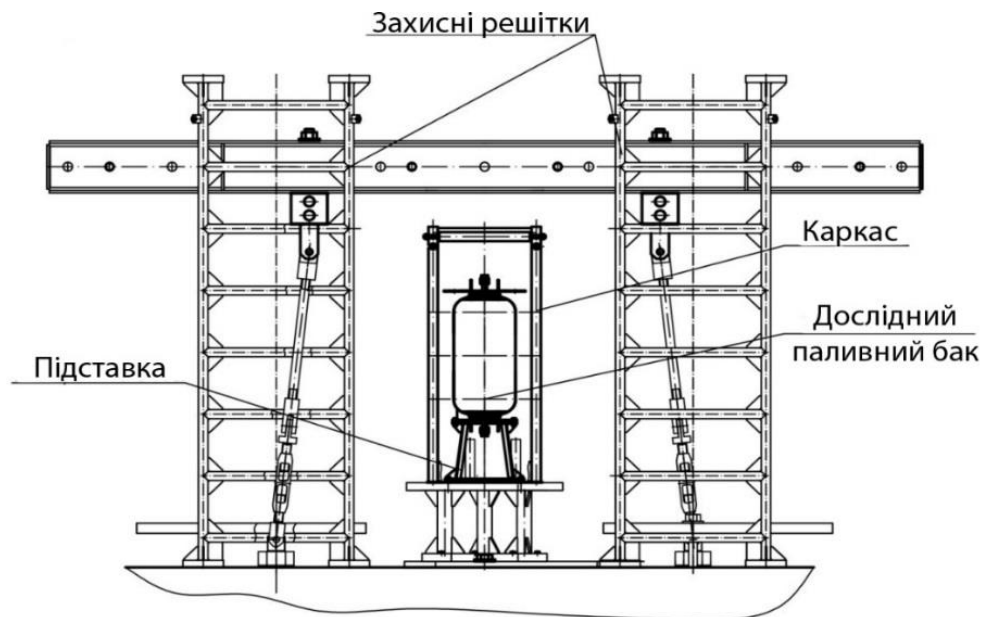
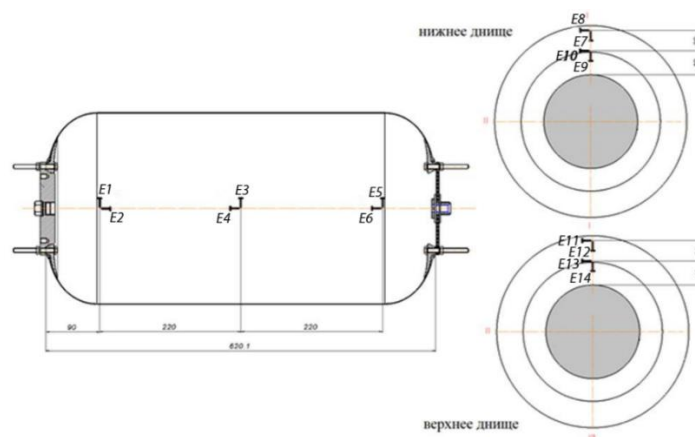


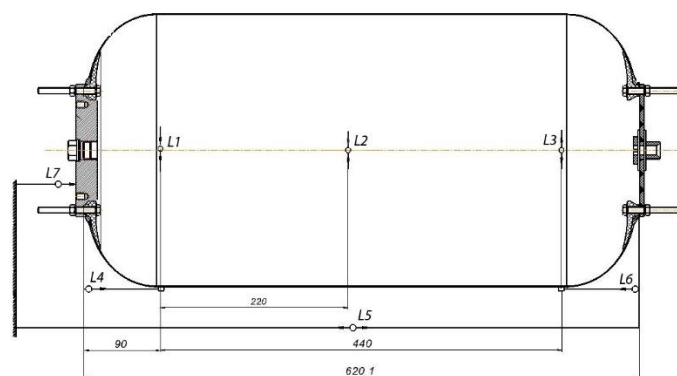
Рисунок 4.16. Структурна схема випробувального оснащення

Вимір тиску під час випробувань виконували датчиками ЛГ-415/30, відносних деформацій – тензорезисторами за допомогою системи LTR-212 (рисунок 4.17), лінійних переміщень – датчиками переміщень (рисунок 4.18).



E1, E2, E3, E4, E5, E6, E7, E8, E9, E10, E11, E12, E13, E14 – тензодатчики (усі датчики встановлюють у кожній з чотирьох площин і відмічають відповідним числовим знаком від 1 до 4, відповідно до номеру площини)

Рисунок 4.17. Схема встановлення тензодатчиків



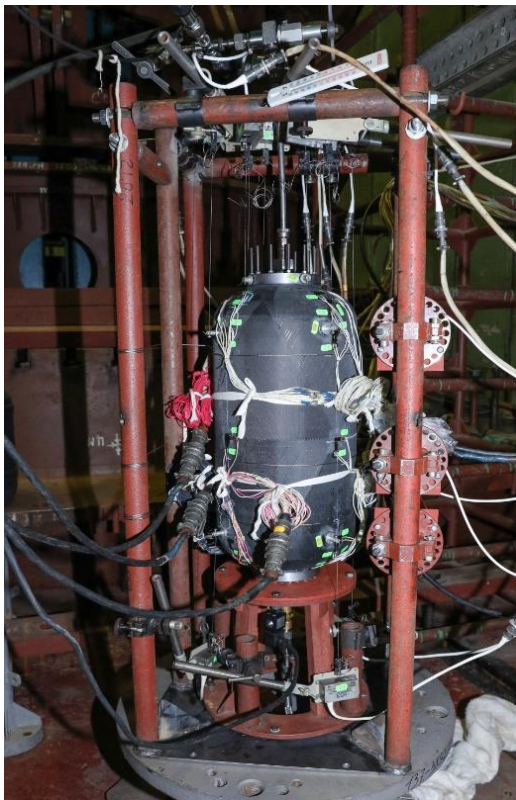
L1, L2, L3, L4, L5, L6, L7 – датчики переміщення (датчики L4, L5, L6 встановлюють у кожній з чотирьох площин і відмічають відповідним числовим знаком від 1 до 4 відповідно до номеру площини)

Рисунок 4.18. Схема встановлення датчиків переміщень

При проведенні випробувань надлишковим тиском води та рідкого азоту конструкцію паливного бака в зборі на всіх етапах і переходах контролювали герметичність складання надлишковим тиском повітря 0,069 МПа, при цьому спад тиску протягом 15 хвилин не допускався. У переходах, згідно з технологією складання й підготовки після випробувань надлишковим тиском води, конструкція проходила очищення й висушування, виконували перевірку

моментів затягування, огляд поверхні та стан тензорезисторів і підходящих до них роз'ємів (рисунок 4.19).

При проведенні випробувань надлишковим тиском води та рідкого азоту, герметичність конструкції в зоні фланцевого стику забезпечували притисненням елементів ущільнення із фторопласта марки Ф4. Вимір тиску при випробуваннях здійснювали датчиками ЛХ-415/15 і ЛХ-412/150, розміщених на трубопроводах в штуцерах на протилежних сторонах бака. На поверхню силової оболонки по чотирьом площинам розмістили групи тензорезисторів, у поздовжньому й поперечному напрямку, а на днищах – уздовж лінії армування. Контроль відносних деформацій виконували за допомогою системи LTR-212, кількість каналів/датчиків складала 56.



а - надлишковим тиском води



а - надлишковим тиском рідкого азоту

Рисунок 4.19. Конструкція паливного бака в процесі випробувань

По завершенню підготовки й складання конструкції, виконували перевірені випробування надлишковим тиском повітря 0,069 МПа з метою

перевірки якості складання, роботи елементів ущільнення і корегування моментів затягування елементів кріплення. За підсумками випробувань, при витримці надлишковим тиском повітря 0,069 МПа протягом 15 хвилин, спад тиску не виявлено. По завершенню перевірочних випробувань виконували попереднє навантаження надлишковим тиском води 1.47 МПа. На цьому етапі випробувань фіксували показання вимірювальних приладів (датчиків температури, тиску, тензорезисторів). Заповнення бака виконували тиском 0.196 МПа, подачу робочого тіла виконували високонапорною водяною установкою АСН СВД 500/23-22. При досягненні внутрішнього надлишкового тиску 1.47 МПа закривали електромагнітний клапан і заміряли спад тиску усередині складання. Після скидання тиску, при візуальному огляді поверхні паливного бака, порушення суцільності матеріалу паливного бака не виявлено. По завершенню пробних випробувань конструкцію сушили та виконували очищення, з метою виключення механічних і хімічних забруднень. Додатково виконували перевірку моментів затягування кріпильних елементів.

Проведенню випробувань надлишковим тиском рідкого азоту передувала підготовка та перевірка газоподібним азотом (рисунок 4.20). Конструкцію паливного бака охолоджували та виконували випробування надлишковим тиском рідкого азоту 1.47 МПа. Випробування передбачали виконання 10 циклів заправлення-наддування-злив, з витримкою при першому та останньому циклі 30 хвилин. По закінченню програми кріоцикування та візуального огляду об'єкту випробувань, паливний бак у зборі навантажували газоподібним азотом і проводили його дефектацію.

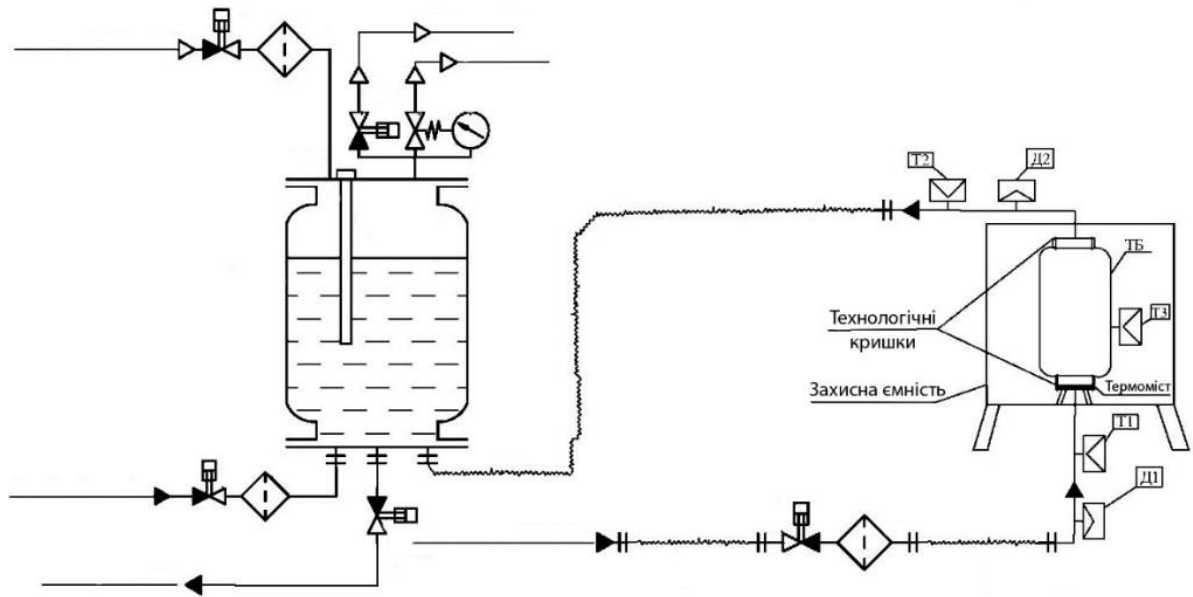


Рисунок 4.20. Схема випробувань конструкції паливного бака надлишковим тиском рідкого азоту

Аналіз відеоматеріалів показав, що змін, характерних для втрати герметичності силової оболонки при проведенні випробувань надлишковим тиском рідкого азоту не виявлено (рисунок 4.21).



Рисунок 4.21. Процес випробувань конструкції паливного бака надлишковим тиском рідкого азоту

Випробування конструкції паливного бака надлишковим тиском рідкого азоту проводили без зовнішньої теплоізоляції. Це обумовлено необхідністю установки та контролю датчиків деформацій і переміщень.

Внаслідок відсутності теплоізоляції, проходив значний теплообмін поверхні паливного бака у вигляді утвору паморозі й потоків переохолодженого повітря. Важливо відзначити, потоки переохолодженого повітря, що спостерігаються, не є наслідком негерметичності.

Тензометричні виміри, що отримані в процесі випробувань, показують загальний характер проведення випробувань і вимагають додаткової обробки й аналізу (рисунок 4.22) який представлений в 5 розділу.

Випробування конструкції до руйнування, з вимог безпеки та обмежень з боку устаткування для випробувань, проводили надлишковим тиском води. При цьому оцінювали не герметичність, а граничну міцність конструкції, визначення якої необхідно для підтвердження методик розрахунків на міцність і прийнятих при цьому допущень.

При таких випробуваннях використовують воду, а подачу надлишкового тиску виконують до втрати можливості збільшувати тиск усередині конструкції. При досягненні тиску, що багаторазово перевершує робоче, виявлено кілька місць втрати герметичності в області ущільнення фланця й кришки. При досягненні надлишкового тиску води 4.203 МПа зафіксовано появу краплинної течі та утвір водяного аерозолу біля силової оболонки в області верхнього й нижнього днища (рисунок 4.23).

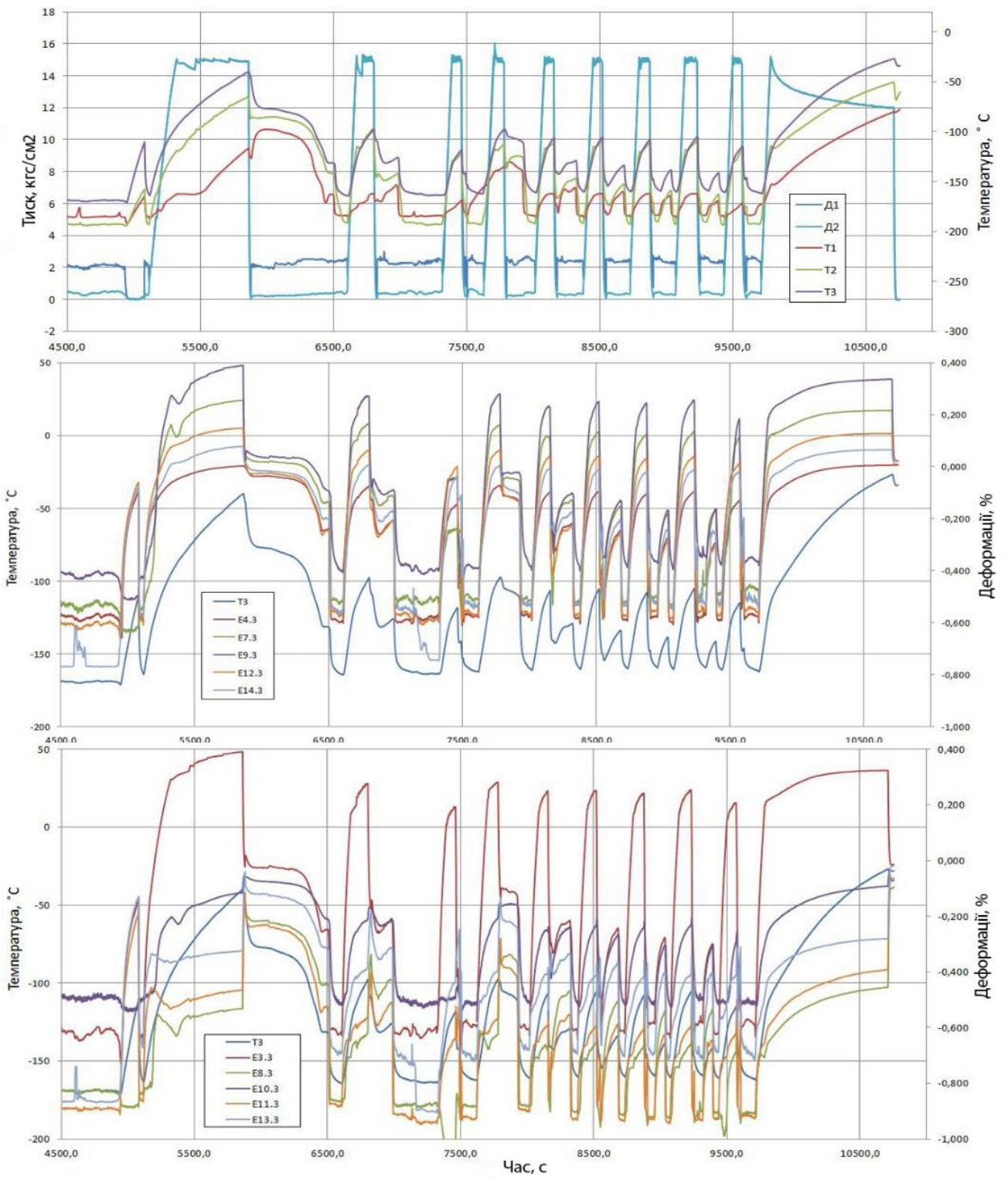


Рисунок 4.22. Графіки зміни тиску, поздовжніх і поперечних деформацій

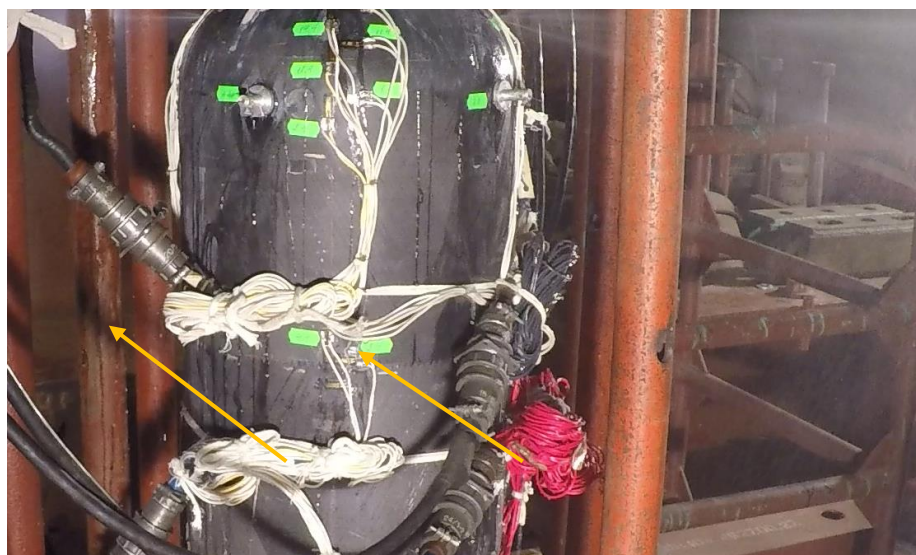


Рисунок 4.23. Місця краплинної течі й утвір водяного аерозолі

По досягненню надлишкового тиску води 5.979 МПа зафіксовано руйнування конструкції (рисунок 4.24). До руйнування, акустично виявлено мікророзриви поодиноких волокон і перерозподіл напруг у конструкції, інтенсивність яких наростала, аж до руйнування паливного бака.



Рисунок 4.24. Конструкція паливного бака після руйнування

Руйнування відбулося, як у циліндричній частині корпусу, утворивши безліч розламів з утвором кільцевої тріщини по границі пера фланця, так і поздовжньому напрямку на циліндричній поверхні. При руйнуванні відбувся різкий спад тиску, а корпус паливного бака зруйнувався у повздовжньому напрямку, без утвору дрібних фрагментів [118]. Тензометричні виміри, отримані

в процесі випробувань надлишковим тиском води до руйнування, показують загальний характер проведення випробувань і вимагають додаткової обробки й аналізу (рисунок 4.25), який представлений в 5 розділу.

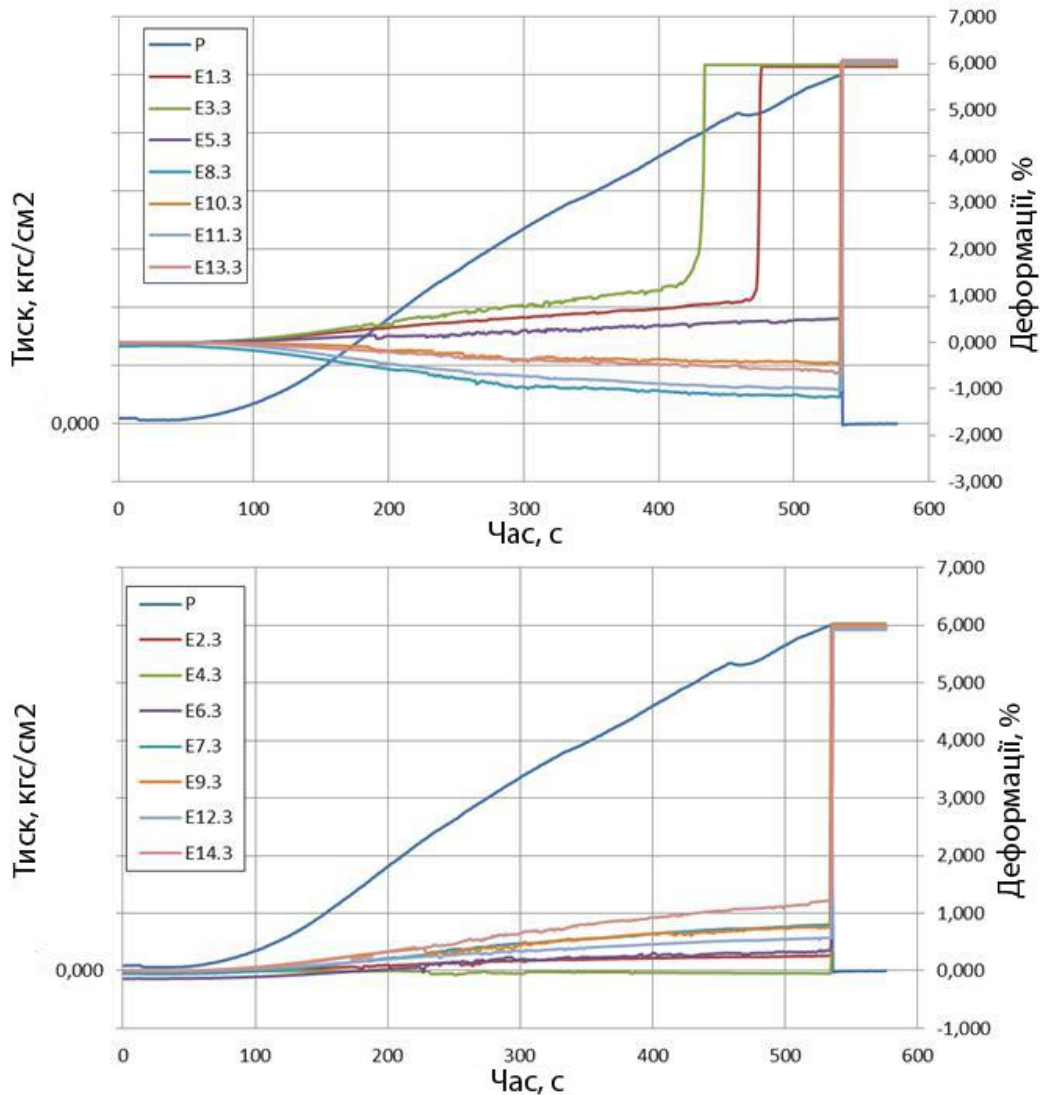


Рисунок 4.25. Зміна тиску, поздовжніх і поперечних деформацій при проведенні випробувань конструкції паливного бака до руйнування

За результатами проведених випробувань можна зробити висновок, що міцність конструкції багаторазово перевищує робочий тиск. Розрахунковий тиск руйнування повністю відповідає фактично отриманим значенням. Момент втрати герметичності при проведенні випробувань надлишковим тиском води багаторазово перевищує робочий тиск, і обумовлено розкриттям фланцевого

стику і формуванням тріщин в силовій оболонці. Це значення більше несе факультативний характер, який варто враховувати при розробці аналогічних безлейнерних конструкцій.

Результати випробувань зразків вуглепластику силовій оболонки корпусу паливного бака після руйнування

За результатами проведених пробних випробувань надлишковим тиском води, робочим тиском рідкого азоту та руйнуючих випробувань, проведені додаткові дослідження стану фізико-механічних характеристик матеріалу силовій оболонки на зразках, вирізаних з конструкції. Із циліндричної частини вирізали по 5 зразків у кільцевому та поздовжньому напрямку для проведення випробувань по визначенню руйнівного напруження при трьоточковому вигині.

Результати таких випробувань є оцінними, оскільки зразки не були плоскими та мали локальну схему армування, відповідну до зони, з якої вони вирізалися (таблиця 4.5).

Таблиця 4.4. Руйнівне напруження в зразках, отриманих з корпусу паливного бака після руйнування

Параметр		Напрямок вирізки	
Межа міцності при згині, МПа	№ зразка	поздовжнє	кільцеве
	1	733,7	397,0
	2	856,8	394,8
	3	791,1	412,4
	4	842,0	394,0
	5	831,0	393,4
	Середнє	810,9	398,3

Аналіз отриманих результатів показав стабільність фізико-механічних характеристик матеріалу, отриманого в межах однієї зони, що свідчить про відсутність міжшарових і структурних тріщин на вцілілих ділянках корпусу паливного бака.

При мікроструктурному аналізі зразків виявлено одиничні дефекти в матеріалі у вигляді неоднорідностей з більшою концентрацією, ніж на зразках

технологічних трубчастих конструкцій, що не проходили випробування в рідкому азоті. Встановлено, що стан внутрішнього (на рисунку 4.26 нижнього) прошарку, який безпосередньо контактує з рідким азотом, значно відрізняється від інших прошарків у матеріалі, спостерігається велика кількість мікроушкоджень, це може бути пов'язане з великою температурною усадкою матеріалу під час дії криогенних температур [118].

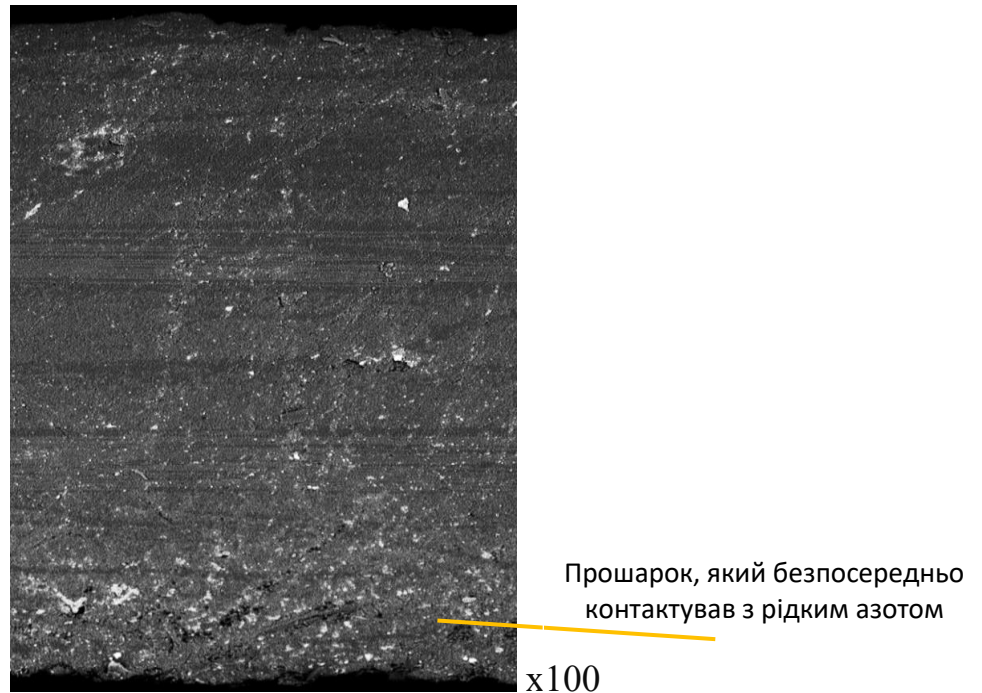


Рисунок 4.26. Мікроструктура силової оболонки зруйнованого корпусу паливного бака

При вивченні мікроструктури внутрішньої поверхні на зразках силової оболонки, вирізаної з ділянок її з'єднання з пером фланця виявлено ділянки без/з незначною кількістю матриці. Ця особливість не є дефектом і обумовлена характером руйнування, а саме відривом і зрушенням силової оболонки від поверхні фланця із частковим переносом матеріалу на одну з поверхонь. Це підтверджується ідентичними слідами на силіній оболонці (рисунок 4.27).

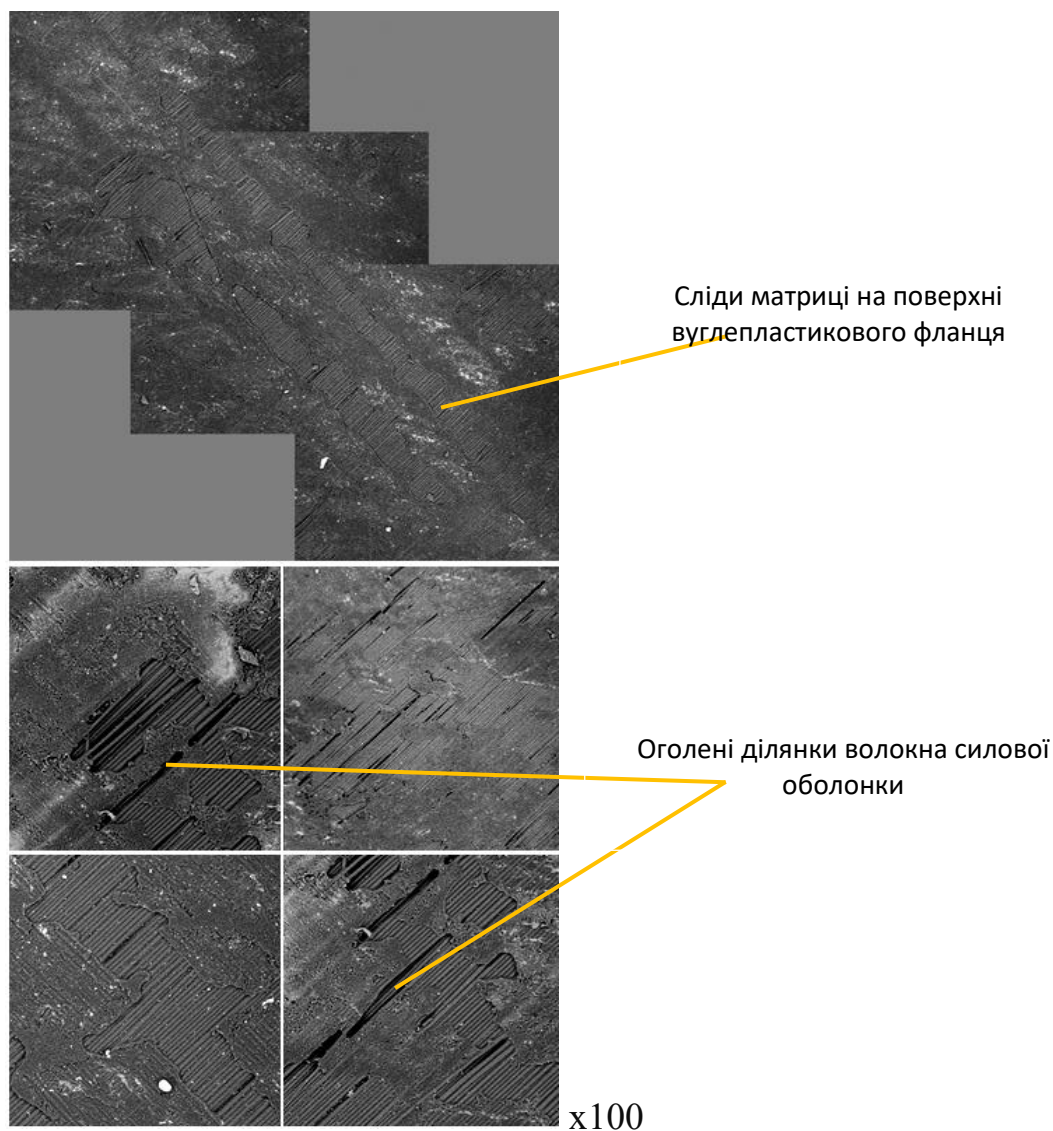
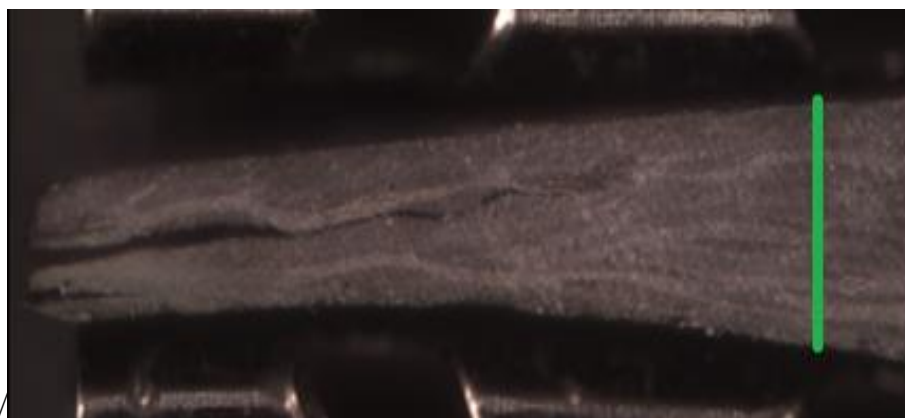


Рисунок 4.27. Мікроструктура внутрішньої поверхні ділянки з'єднання пера фланцю із силовою оболонкою

Встановлено, що на краю пера фланця утворені міжшарові тріщини, які локалізовані тільки на поверхні і припинили свій ріст у внутрішніх прошарках. Це пояснюється низькою твердістю закінцівки пера фланця, і можна припустити, що вони утворені в момент руйнування конструкції (рисунок 4.28).



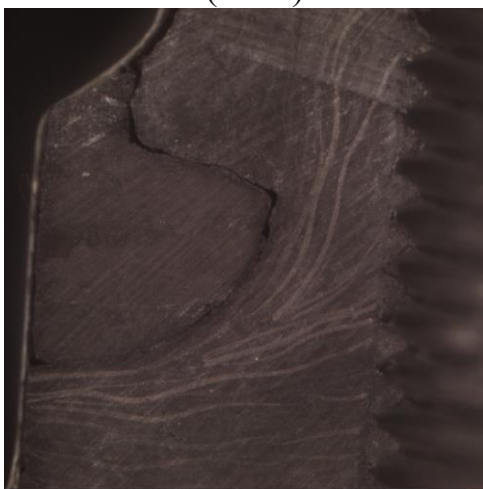
а (x100)



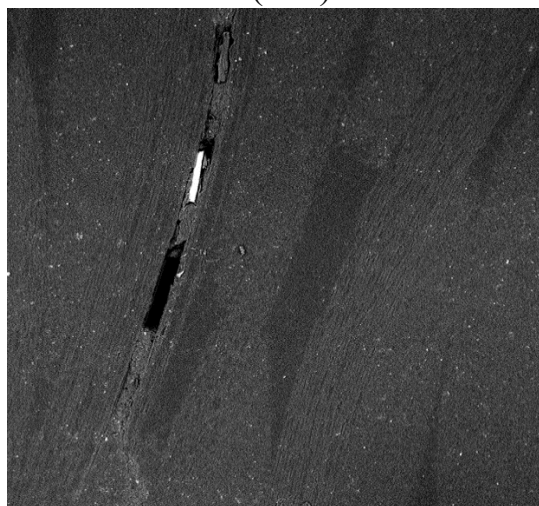
б (x481)



в (x20)



г (x20)



д (x280)

а –перо фланця; б – тріщини в пері фланця; в – зона потовщення навколо полюсного отвору; г – структура потовщення фланця;

д – розшарування на границі із силовою оболонкою паливного бака

Рисунок 4.28. Мікроструктурні дослідження вуглепластикового фланця

Більш детальне дослідження матеріалу показало, що спостерігається розшарування вуглепластикового фланця як між прошарків, на глибину не більш 5 мм, так і з утвором тріщин, що проходять через поздовжні волокна тканини з перериванням на волокнах, що поперечно їх перетинають (рисунок 4.28 а,б). Такі дефекти структури несуть одиничний характер, розміром, що не перевищує 1 мм, і утворені в місцях виконання підрізування поздовжніх волокон при обрізку технологічного припуску.

Також встановлено, що всі структурні руйнування пера фланця, що спостерігаються, відбулися за тиску, який багаторазово перевищує робочий 1,5 МПа та не вплинули на працездатність конструкції в цілому (руйнування конструкції паливного бака відбулося по циліндричній частині з розвитком тріщин, які не перетинають зону пера).

Також великий інтерес являє дослідження зони потовщення фланця навколо полюсного отвору. При цьому основну увагу приділяли як якості заповнення клейового зазору навколо металевих кріпильних елементів, так і оцінці матеріалу й збереження площинності покладених прошарків (рисунок 4.28 в,г). Засвічені одиничні поздовжні волокна плетива тканини дозволили зробити висновок, що для перших декількох прошарків силової частини пера, прийнятих у схемі як 57-60 прошарок (рисунок 3.27), мають відхилення від площини перпендикулярної осі фланця з наступним вирівнюванням. Інші шари силової частини пера в більшій своїй частині зберігають площинність.

При проведенні аналізу, також встановлено можливе міжшарове руйнування упору фланця, що могло привести до втрати герметичності при тисках, які передують критичним. Їх формування, імовірно, відбулося через підрізування узагальнюючих прошарків № 1, 2 для виконання установки ущільнення (рисунок 4.28д).

Руйнування, що спостерігаються, можуть бути пов'язані зі значною різницею коефіцієнта лінійного температурного розширення матеріалу матриці й наповнювача. Так, для прийнятої епоксидної матриці, його значення перебуває в діапазоні від 22 до $55 \text{ K}^{-1} \times 10^{-6}$, а для вуглецевого наповнювача порядку $0.08 \pm 0.12 \text{ K}^{-1} \times 10^{-6}$. У вже сформованому композиційному матеріалі значення коефіцієнта лінійного температурного розширення впливає на високу твердість наповнювача й становить значення $2.86\text{-}3.12 \text{ K}^{-1} \times 10^{-6}$ для перехресного армування. При цьому, така характерна будова композита спостерігається лише в напрямку армування, і значення в напрямку перпендикулярному площини армування характеризується матрицею.

Дослідження структури прошаркуватого вуглепластику проводили на фланцю паливного бака, де було встановлено, що в аморфному стані створені чітко виражені впорядковані надмолекулярні структури. Для оцінки організації аморфних полімерів використана кластерная модель. Під кластерами розуміються області, у яких є впорядковані або організовано розташування структури одиниць композита в порівнянні з іншою аморфною частиною. Відмітною рисою кластерної моделі є те, що в ній не регламентується характер морфології ланцюгів усередині кластера. У даному матеріалі – епоксидному полімері, кластер складається з макромолекул, що мають складчасту конформацію, це добре узгодиться з моделлю Ієха [119]. Різниця в щільності упорядкованих структур та неупорядкованих областей не перевищує 1,5% (у кристалічного полімера ця різниця досягає 30%). Ці структури оточені прикордонною областю (рисунок 4.28 д) і зосереджені, переважно, у центрах більших конгломерацій.

У результаті проведених випробувань і досліджень можна встановити, що створена конструкція безлейнерного суцільнокомпозитного паливного бака для кріогенних компонентів палива з вуглепластику, відповідає вимогам по герметичності та міцності виробам ракетно-космічної техніки.

Висновки до четвертого розділу

1. Розроблена технологія та виготовлений дослідний суцільнокомполітний криогенний паливний бак. При виготовленні силової оболонки корпусу паливного бака було розроблено і застосовано спеціальне технологічне пристосування, яке дозволило реалізувати розроблену схему армування для забезпечення герметичності при проведенні випробувань надлишковим тиском рідкого азоту.

2. Підтверджені вимоги по міцності елементів механічного кріплення при проведенні випробувань надлишковим тиском рідкого азоту, мінімальний коефіцієнт запасу міцності склав $\eta=7.81$.

3. Вперше експериментально досліджений безлейнерний суцільнокомполітний криогенний паливний бак з вуглепластику. Проведена оцінка герметичності конструкції та роз'ємного фланцевого з'єднання при імітації 10 циклів заправлення/злив криогенними компонентами палива (-196°C) при 1.5 МПа.

4. Встановлено, що матеріал силової оболонки корпусу паливного бака з вуглепластику після проведення випробувань надлишковим тиском рідкого азоту та випробувань до руйнування, зберіг високу стабільність фізико-механічних характеристик при випробуванні зразків вирізаних у межах однієї зони. Це свідчить про відсутність міжшарових та інших дефектів на ділянках що досліджувалися. Середнє руйнівне напруження при трьохточковому вигині склало 810,9 МПа уздовж осі оболонки та 398,3 МПа поперек.

5. За результатами електронної мікроскопії зразків, вирізаних з елементів досліджуваних конструкцій після проведення випробувань, встановлено незначне мікроструктурне ушкодження прошарків матеріалу, що безпосередньо контактує із криогенним середовищем, а також характерні зміни в цих місцях поверхні вуглепластику. Змін у структурі матеріалу, яка могла

вплинути на герметичність – не виявлено. Результати електронної мікроскопії підтвердили цілісність такого елемента конструкції, як фланець паливного бака. Формування кластерних структур, яке спостерігалось у неупорядкованих областях, не перевищує 1.5% і вони оточені прикордонною областю та зосереджені, переважно, у центрах конгломерацій.

РОЗДІЛ 5. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ СТАНУ ПАЛИВНОГО БАКУ З ВИКОРИСТАННЯМ ТЕНЗОМЕТРИЧНИХ ВИМІРІВ

5.1 Постановка завдання

Питання міцності конструкцій ракетно-космічної техніки були й залишаються одним з найважливіших напрямків наукових досліджень. У реальних умовах багато об'єктів ракетно-космічної техніки перебувають в напружено-деформованому стані в умовах експлуатації. Це результати впливу на них силових керованих і некерованих навантажень і параметрів. Одним з методів їх оцінок є проведення спеціальних експериментальних досліджень, у процесі яких, під час керування силовими навантаженнями, виміряють деформації та переміщення поверхні за допомогою тензометричних вимірів.

Тензометричні виміри деформацій містять інформацію про напружено-деформований стан поверхні об'єкта випробувань. Особливість композитних паливних баків – наявність прошаркуватої структури з перемінною схемою армування по поверхні, що обумовлене технологією його виготовлення. При статистичній обробці тензометричних вимірів, це дозволяє коректно розглядати тільки регулярну циліндричну ділянку паливного бака. Розміщення тензометричних датчиків на поверхні днищ або уздовж армування стрічки обумовлене необхідністю оцінювання критичних значень деформацій, що передують руйнуванню конструкції, і в процесі обробки тензометричних вимірів не враховуються.

Досліджували суцільнокомпозитний кріогенний паливний бак при випробуваннях надлишковим тиском рідкого азоту. На рисунку 5.1 представлена схема установки тензометричних датчиків на його поверхні.

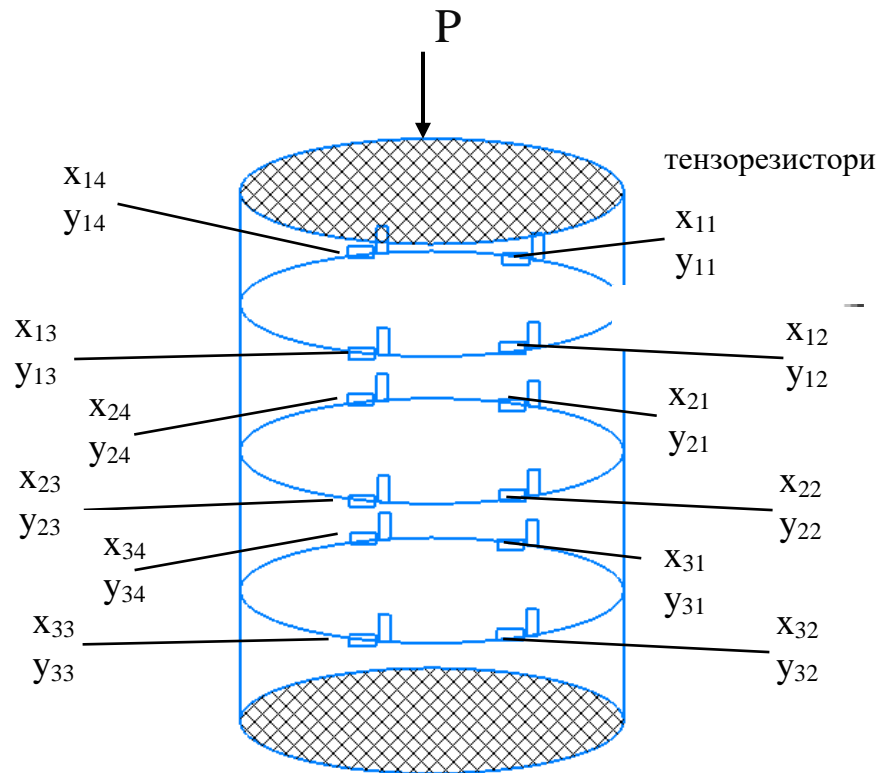


Рисунок 5.1. Схема установки тензорезисторів

У процесі проведення випробувань фіксувалися показання тензометричних датчиків. Крім цього, відслідковувалася зміна тиску на магістралі трубопроводу заправлення й дренажу, а також температура середовища випробування на вході, виході та на поверхні паливного бака. Отриманий обсяг даних піддавали первинному візуальному аналізу (виключалися ділянок проведення етапу охолодження конструкції, виконання заправлення/зливу, витримки й ін). Структурна схема проведення випробувань показано на рисунку 5.2.

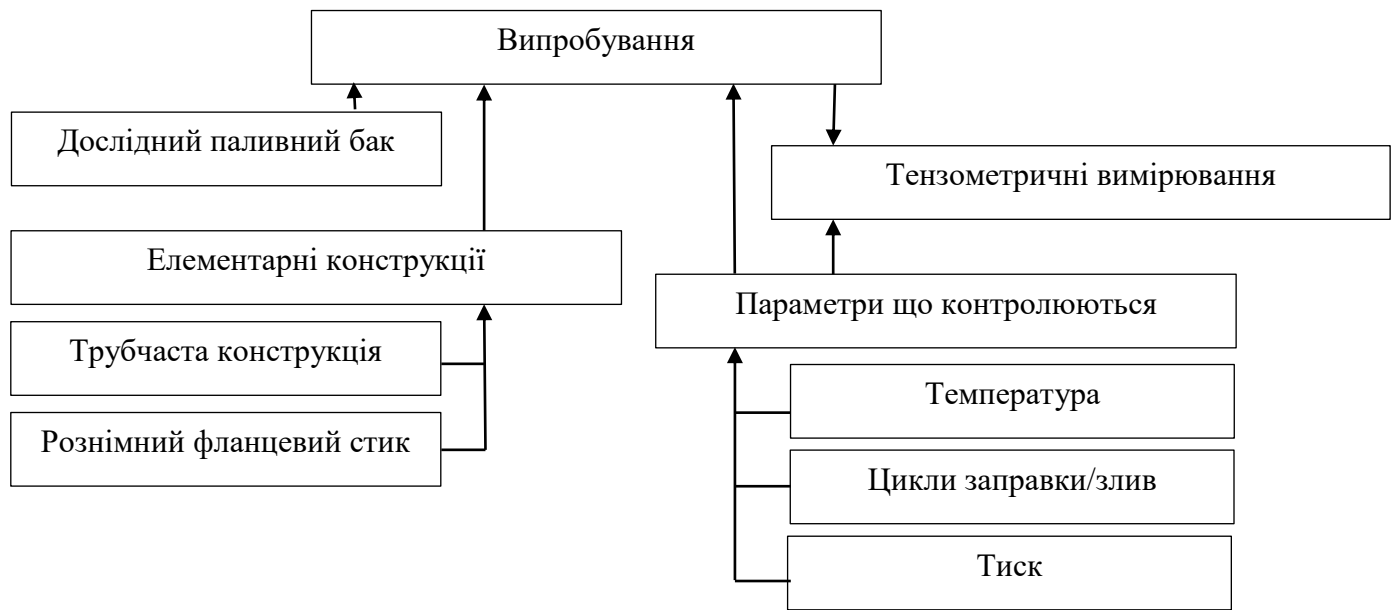


Рисунок 5.2. Структурна схема проведення випробувань.

Загальний графік подачі тиску та виконанню повторів заправки/злив показано на Рисунку 5.3.

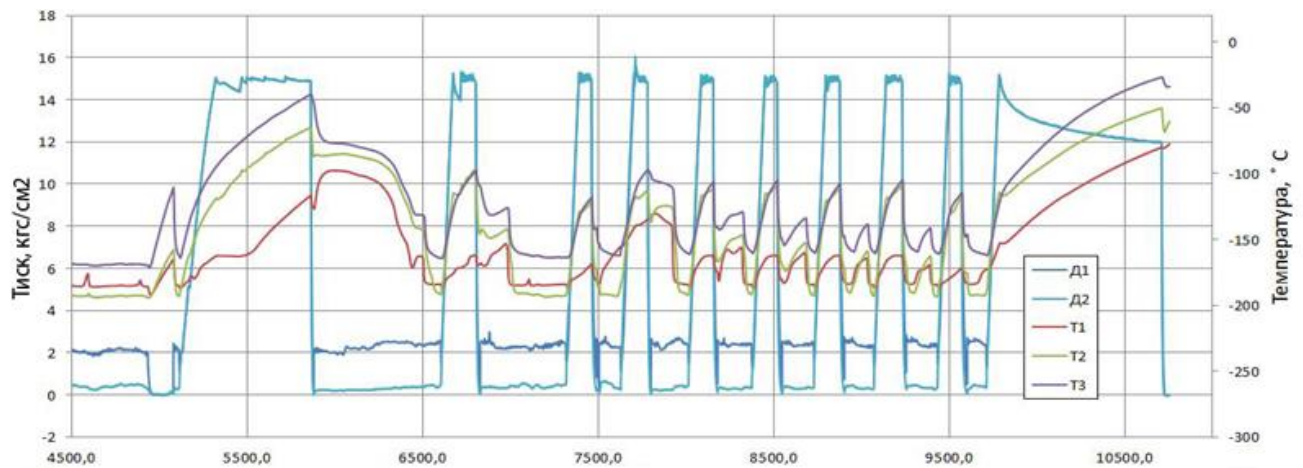


Рисунок 5.3. Зміна температури та тиску в ході проведення випробувань

Виміри виконували в процесі проведення $r=1,2\dots10$ повторних циклів заправки/злив, з набором тиску при кожному циклі $P=2,3\dots15$ кгс/см². У процесі випробувань, керованими параметрами були тільки тиск P і повтори r . Температура корпусу паливного бака забезпечувалась під час його заповнення. Було отримано $n=12$ вимірів у точках $x(i,j)$ і $y(i,j)$ для поперечно й повздовжньо розташованих датчиків.

Експериментально досліджується на скільки відрізняється стан циліндричної частини конструкції паливного бака в процесі проведення випробувань при повторенні циклів заправлень/зливу ($r=1,2\dots 10$).

5.2 Алгоритм обробки тензометричних вимірів

Для підвищення інформативності отриманих результатів, а також виконання якісного візуального аналізу, весь обсяг чисельних значень зводиться до ряду характерних параметрів. Така вибірка експериментальних вимірів, як випадкових величин, містить про себе безліч інформації. Це її середні арифметичні значення, вибіркові дисперсії, коефіцієнти асиметрії й коефіцієнти ексцесу, по яким ухвалюється рішення про їх статистичні закономірності – симетричність і асиметричність, залежність, незалежність, закон розподілу Гауса чи ні. Вони – показники параметричної статистики. Непараметрична статистика – оцінка максимальних і мінімальних значень вибірок вимірів, що досліджуються. По їх сумі визначаються зрушення, по різниці розмахи (масштаби) і ранги вимірів вибірок [121-122].

При кожному навантаженні $P=0.196, 0.294\dots 1.47$ МПа ($2,3\dots 15$ кгс/см²) і його повторенні $r=1,2\dots 10$ разів, шляхом статистичної обробки тензометричних вимірів $x(i,j)$ і $y(i,j)$ відносної деформації поверхні, у відсотках, на всіх ділянках ($i=1,2,3$), ($j=1,2,3,4$) оцінюються їх параметри, що містять інформацію про деформації, аналізуються та порівнюються. За результатами такого статистичного аналізу можуть ухвалюватися рішення про стан деформацій конструкції на різних етапах навантаження.

Тензометричні виміри формуються при кожному навантаженні $P=2,3\dots 15$ яке повторюється $r=1,2\dots 10$ разів (додаток Д). Це випадкові величини з невідомими статистичними закономірностями. При кожному навантаженні P при

його повторенні r короткі вибірки $n=12$ вимірів мають вигляд:

$$\begin{aligned} & x(11) \ x(12) \ x(13) \ x(14) \ x(21) \ x(22) \ x(23) \ x(24) \ x(31) \ x(32) \ x(33) \ x(34) \ i \\ & y(11) \ y(12) \ y(13) \ y(14) \ y(21) \ y(22) \ y(23) \ y(24) \ y(31) \ y(32) \ y(33) \ y(34). \end{aligned}$$

Будемо вважати, що отримані вибірки підпорядковуються нормальному розподілу. Завдання порівняння середніх двох коротких нормально розподілених вибірок випадкових величин з різними дисперсіями відома, як проблема Беренса-Фишера. Точного розв'язку цього завдання немає. Тому пропонується досліджувати модифікований критерій Стьюдента, який описується формулою

$$t_m = \frac{2(\bar{x}_1 - \bar{x}_2)}{\Delta\bar{x}_1 + \Delta\bar{x}_2} \quad (5.1)$$

де \bar{x}_1 і \bar{x}_2 – середні значення вибірок вимірів, $\Delta\bar{x}_1$ і $\Delta\bar{x}_2$ – розкиди (масштаби) вибірок.

Порівнянню підлягають два середні значення вибірок за однакового тиску P для двох послідовно повторених циклів випробувань заправлення/злив $\bar{x}_1(P(r))$ і $\bar{x}_2(P(r+1))$, $\bar{y}_1(P(r))$ і $\bar{y}_2(P(r+1))$. При $r=10$ порівнюються $\bar{x}_1(n/P(10))$ і $\bar{y}_1(n/P(10))$ с $\bar{x}_2(n/P(1))$ і $\bar{y}_2(n/P(1))$ циклів випробувань заправлення/злив.

Оцінимо їх середні арифметичні значення

$$\bar{x}_1(P(r)) = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n x_1(P(r)/k, n); \quad \bar{x}_2(P(r+1)) = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n x_2(P(r+1)/k, n); \quad (5.2)$$

$$\bar{y}_1(P(r)) = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n y_1(P(r)/k, n); \quad \bar{y}_2(P(r+1)) = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n y_2(P(r+1)/k, n). \quad (5.3)$$

Масштаби (зрушення) вибірок формуються за їх власними рангами вимірів вибірки [123]

$$R(x(P(r)/k, n)) = \sum_{i=1}^n \operatorname{sgn} (x(P(r)/k, n) - x(P(r)/i, n)), \quad (5.3)$$

$$R(y(P(r)/k, n)) = \sum_{i=1}^n \operatorname{sgn} (y(P(r)/k, n) - y(P(r)/i, n)). \quad (5.4)$$

Ранги – номери $x(P(r)/k)$ і $y(P(r)/k)$ в упорядкованій вибірці $x^*(P(r)/i)$ і $y^*(P(r)/i)$. Їх максимальні $x^*(P(r)/n)$, $y^*(P(r)/n)$ і мінімальні $x^*(P(r)/1)$, $y^*(P(r)/1)$ значення визначаються за формулами

$$x^*(P(r)/n) = x(k) \sum_{k=1}^n \operatorname{sgn} (R(x(k)) - n); \quad (5.5)$$

$$x^*(P(r)/1) = x(k) \sum_{k=1}^n \operatorname{sgn} (1 - R(x(k))); \quad (5.6)$$

$$y^*(P(r)/n) = y(k) \sum_{k=1}^n \operatorname{sgn} (R(y(k)) - n); \quad (5.7)$$

$$y^*(P(r)/1) = y(k) \sum_{k=1}^n \operatorname{sgn} (1 - R(y(k))). \quad (5.8)$$

де $\operatorname{sgn} x = (x - \alpha)$ і $\operatorname{sgn} (y - \alpha)$ – функція одиничного стрибка, рівного 1, якщо $x \geq \alpha$ і $y \geq \alpha$.

Їх різниця $\Delta \bar{x}_1 = x_1^*(\max) - x_1^*(\min)$ і $\Delta \bar{y}_1 = y_1^*(\max) - y_1^*(\min)$ і $\Delta \bar{x}_2 = x_2^*(\max) - x_2^*(\min)$ і $\Delta \bar{y}_2 = y_2^*(\max) - y_2^*(\min)$ – це масштаби (розкиди) вимірів (аналоги дисперсій).

Їх масштаби (розкиди) і зрушення (аналоги середніх значень) визначаються виходячи із їх максимумів і мінімумів

$$\Delta\bar{x}(P(r)) = x^*(P(r)/n) - x^*(P(r)/1); \quad (5.9)$$

$$\Delta\bar{y}(P(r)) = y^*(P(r)/n) - y^*(P(r)/1); \quad (5.10)$$

$$\overline{\bar{x}_{mc}}(P(r)) = 0.5(x^*(P(r)/n) + x^*(P(r)/1)); \quad (5.11)$$

$$\overline{\bar{y}_{mc}}(P(r)) = 0.5(y^*(P(r)/n) + y^*(P(r)/1)). \quad (5.12)$$

Вибірки вважають однорідними із довірчою ймовірністю 0.95, якщо виконується нерівність $|t_m| \leq t_0(n)$, де $t_0(n)$, порогове значення критерію, що для вибірок об'єму $n=12$, $t_0 = 0.26$ [121].

Проведемо обчислювальний експеримент і перевіримо гіпотези, що вибірки $\bar{x}_1(P(r))$ і $\bar{x}_2(P(r+1))$, $\bar{y}_1(P(r))$ і $\bar{y}_2(P(r+1))$ є однорідними. Порівнюються дві вибірки $\bar{x}_1(n/P(r))$ і $\bar{x}_2(n/P(r+1))$, $\bar{y}_1(n/P(r))$ і $\bar{y}_2(n/P(r+1))$ де $P=2,3\dots15$; $r=1,2\dots10$. Критерії $t_m(\bar{x}(P(r)))$ і $t_m(\bar{y}(P(r)))$ визначаються за формулами:

$$t_m(\bar{x}(P(r))) = \frac{2(\bar{x}_1(P(r)) - \bar{x}_2(P(r+1)))}{\Delta\bar{x}_1(P(r)) + \Delta\bar{x}_2(P(r+1))}; \quad (5.13)$$

$$t_m(\bar{y}(P(r))) = \frac{2(\bar{y}_1(P(r)) - \bar{y}_2(P(r+1)))}{\Delta\bar{y}_1(P(r)) + \Delta\bar{y}_2(P(r+1))}. \quad (5.14)$$

Дотримуючись алгоритму обробки тензометричних виміру, отримані матриці значень критеріїв представлено в таблицях 5.2 і 5.3. Ці таблиці містять інформацію про стан досліджуваного бака.

Таблиця 5.2. Значення модифікованих критеріїв t_m вибірки $x(k)$

Pr	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
2	0,121	0,134	0,101	0,156	0,155	0,115	0,219	0,163	0,143	0,120
3	0,161	0,173	0,210	0,173	0,196	0,167	0,190	0,130	0,145	0,159
4	0,147	0,114	0,192	0,141	0,212	0,173	0,122	0,123	0,168	0,153
5	0,162	0,171	0,174	0,155	0,161	0,167	0,143	0,157	0,155	0,153
6	0,118	0,148	0,172	0,173	0,147	0,170	0,150	0,152	0,159	0,134
7	0,146	0,184	0,188	0,178	0,167	0,183	0,176	0,157	0,190	0,165
8	0,132	0,153	0,141	0,154	0,165	0,136	0,147	0,178	0,173	0,177
9	0,147	0,161	0,171	0,143	0,159	0,142	0,134	0,136	0,154	0,147
10	0,149	0,167	0,185	0,170	0,163	0,161	0,155	0,160	0,158	0,144
11	0,164	0,159	0,172	0,160	0,162	0,166	0,152	0,152	0,151	0,160
12	0,163	0,157	0,168	0,152	0,154	0,157	0,148	0,145	0,148	0,134
13	0,161	0,169	0,164	0,162	0,168	0,170	0,158	0,160	0,166	0,162
14	0,167	0,152	0,161	0,172	0,150	0,156	0,169	0,168	0,156	0,170
15	0,174	0,159	0,161	0,152	0,156	0,141	0,164	0,142	0,141	0,159

Таблиця 5.3. Значення модифікованих критеріїв t_m вибірки $y(k)$

Pr	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
2	0,207	0,209	0,203	0,209	0,206	0,202	0,206	0,205	0,203	0,205
3	0,205	0,202	0,206	0,201	0,207	0,207	0,205	0,207	0,207	0,204
4	0,201	0,204	0,207	0,201	0,205	0,202	0,209	0,207	0,201	0,203
5	0,202	0,201	0,205	0,205	0,209	0,207	0,202	0,204	0,205	0,206
6	0,203	0,206	0,203	0,202	0,207	0,206	0,201	0,203	0,209	0,201
7	0,201	0,203	0,207	0,201	0,205	0,205	0,202	0,205	0,207	0,202
8	0,205	0,202	0,204	0,205	0,204	0,205	0,203	0,204	0,205	0,207
9	0,206	0,203	0,203	0,201	0,203	0,207	0,202	0,206	0,205	0,209
10	0,207	0,206	0,200	0,205	0,203	0,207	0,203	0,201	0,209	0,203
11	0,205	0,202	0,206	0,203	0,204	0,205	0,201	0,205	0,209	0,203
12	0,204	0,206	0,203	0,203	0,203	0,202	0,206	0,202	0,204	0,203
13	0,201	0,203	0,204	0,202	0,200	0,203	0,202	0,205	0,204	0,203
14	0,207	0,204	0,202	0,202	0,203	0,204	0,200	0,201	0,200	0,204
15	0,201	0,206	0,203	0,200	0,197	0,202	0,207	0,201	0,206	0,202

Для усіх значень в таблицях 5.2 і 5.3 виконується нерівність $t(P(r)) \leq 0.26$, а отже із довірчою імовірністю 0,95 можемо стверджувати, що вибірки є однорідними (гіпотеза однорідності приймається).

Для проведення подальшого аналізу визначимо характерні емпіричні параметри, а саме, середні арифметичні значення критерію $\bar{t}_m(r)$, $\bar{t}_m(P)$; мінімуми й максимуми $t_m(\min(r))$, $t_m(\max(r))$ і $t_m(\min(P))$, $t_m(\max(P))$; їх розмахи(масштаби) $\Delta\bar{t}_m(P)$ і $\Delta\bar{t}_m(r)$; і зрушення $\bar{t}_{mc}(P)$ і $\bar{t}_{mc}(r)$. Отримані значення представлено в таблицях 5.4 і 5.5.

Таблиця 5.4. Характерні емпіричні параметри бака $\bar{t}_m(\bar{r}(\bar{P}))$

r	$t_m(x)$					$t_m(y)$				
	\bar{t}_m	$t_m(\min)$	$t_m(\max)$	Δt_m	\bar{t}_{mc}	\bar{t}_m	$t_m(\min)$	$t_m(\max)$	Δt_m	\bar{t}_{mc}
1	0,151	0,118	0,174	0,056	0,146	0,204	0,201	0,207	0,006	0,204
2	0,157	0,114	0,184	0,070	0,149	0,204	0,201	0,209	0,008	0,205
3	0,169	0,101	0,210	0,109	0,156	0,204	0,200	0,207	0,007	0,204
4	0,160	0,141	0,178	0,037	0,160	0,203	0,200	0,209	0,009	0,205
5	0,165	0,147	0,212	0,065	0,180	0,204	0,197	0,209	0,012	0,203
6	0,157	0,115	0,183	0,068	0,149	0,205	0,202	0,207	0,005	0,205
7	0,159	0,122	0,219	0,097	0,171	0,204	0,200	0,209	0,009	0,205
8	0,152	0,123	0,178	0,055	0,151	0,204	0,201	0,207	0,006	0,204
9	0,158	0,141	0,190	0,049	0,166	0,205	0,200	0,209	0,009	0,205
10	0,153	0,120	0,177	0,057	0,149	0,204	0,201	0,209	0,008	0,205
$\bar{t}(\bar{r}(\bar{P}))$	0,158	0,124	0,191	0,066	0,158	0,204	0,200	0,208	0,008	0,204

Таблиця 5.5. Характерні емпіричні параметри бака $\bar{t}_m(\bar{P}(\bar{r}))$

P	$t_m(x)$					$t_m(y)$				
	\bar{t}_m	$t_m(\min)$	$t_m(\max)$	Δt_m	\bar{t}_{mc}	\bar{t}_m	$t_m(\min)$	$t_m(\max)$	Δt_m	\bar{t}_{mc}
2	0,143	0,101	0,219	0,118	0,160	0,206	0,202	0,209	0,007	0,206
3	0,170	0,130	0,210	0,080	0,170	0,205	0,201	0,207	0,006	0,204
4	0,155	0,114	0,212	0,098	0,163	0,204	0,201	0,209	0,008	0,205
5	0,160	0,143	0,174	0,031	0,159	0,205	0,201	0,209	0,008	0,205
6	0,152	0,118	0,173	0,055	0,146	0,204	0,201	0,209	0,008	0,205
7	0,173	0,146	0,190	0,044	0,168	0,204	0,201	0,207	0,006	0,204
8	0,156	0,132	0,178	0,046	0,155	0,204	0,202	0,207	0,005	0,205
9	0,150	0,134	0,171	0,037	0,153	0,205	0,201	0,209	0,008	0,205
10	0,061	0,144	0,185	0,041	0,165	0,204	0,200	0,209	0,009	0,205
11	0,160	0,151	0,172	0,021	0,162	0,204	0,201	0,209	0,008	0,205
12	0,153	0,134	0,168	0,034	0,151	0,204	0,202	0,206	0,004	0,204
13	0,164	0,158	0,170	0,012	0,164	0,203	0,200	0,205	0,005	0,203
14	0,162	0,150	0,172	0,022	0,161	0,203	0,200	0,207	0,007	0,204
15	0,155	0,141	0,174	0,033	0,158	0,203	0,197	0,207	0,010	0,202
$\bar{t}(\bar{P}(\bar{r}))$	0,151	0,135	0,183	0,048	0,159	0,204	0,201	0,208	0,007	0,204

Аналіз результатів розрахунків, що представлені в таблицях 5.4 та 5.5 показали, що суцільнокомполітний паливний бак у процесі випробувань надлишковим тиском рідкого азоту ефективно сприймає навантаження та деформується без відмінностей, як в межах повторів навантажень, так і при наборі тиску.

Отримані середні значення критеріїв $\overline{t_m}(\bar{P}(\bar{r}))$, $\overline{t_{mc}}(\bar{P}(\bar{r}))$, $\overline{\Delta t_m}(\bar{P}(\bar{r}))$ і $\overline{t_m}(\bar{r}(\bar{P}))$, $\overline{t_{mc}}(\bar{r}(\bar{P}))$, $\overline{\Delta t_m}(\bar{r}(\bar{P}))$ можна розглядати як показники стану баку та використовувати при проведенні аналізу повторних випробувань, або при дослідженні аналогічних конструкцій, що створюються по одній і тій же технології.

Висновки до п'ятого розділу

1. Розроблена технологія проведення випробувань на міцність суцільнокомполітних паливних баків в умовах впливу кріогенних температур. Оцінено процеси напружено-деформованого стану при повторних навантаженнях, що моделюють заправлення/злив, використовуючи вибірки тензометричних вимірів.

2. Вперше, для контролю стану тонкостінних силових оболонок з вуглепластику, запропоновано й реалізовано візуально аналітичну технологію проведення, обробки та оцінки стану конструкції при проведенні випробувань надлишковим тиском рідкого азоту.

3. Тензометричні виміри містять інформацію про стан паливних баків. Це короткі вибірки ($n < 20$). Запропонований алгоритм їх статистичної обробки, використовуючи модифікований критерій Стюдента, як показник стану баків.

4. Отримані оцінки модифікованого критерію Стюдента дослідного бака, по яким з імовірністю 0,95 ухвалено рішення про його нормальний стан.

Загальні висновки

У результаті дисертаційних досліджень, виконаних автором, вирішено важливе науко-технічне завдання створення суцільнокомполітного безлейнерного паливного баку для криогенних компонентів палива.

Наукові результати дисертаційних досліджень полягають у наступному

1. За результатами науково-технічного аналізу матеріалів, конструкцій і технологій створення композитних криогенних паливних баків, визначено основи технологій і обмеження до них. Досліджено вплив криогенних температур на фізико-механічні й теплофізичні властивості матеріалів паливних баків. Для його створення застосовано високоміцні вуглепластики на основі епоксидних сполучних.

2. Розроблено та виготовлено формотворне оснащення для одержання корпусу паливного бака та технологічні пристосування (Патент України на корисну модель «Розбірна оправка для виготовлення високоміцних оболонок з композиційних матеріалів.» номер UA 141527 U (u 2019 10573)).

3. Експериментально встановлено, що вуглепластик з епоксидною матрицею забезпечує міцність при криогенній температурі (-196°C), розтяг вздовж/поперек 1901 / 24,4 МПа, що становить 155 / 75% від міцності при нормальній температурі. З метою зменшення деформаційного впливу на герметичність матеріалу силової оболонки обґрунтовано формування багатосарової перехресної структури, що підтверджено виготовленням і випробуваннями при комплексному силовому і температурному навантаженні дослідних зразків трубчатих конструкцій та безлейнерного баку для криогенних компонентів палива. Результати досліджень підтверджують фізико-механічні характеристики матеріалу в робочому діапазоні температур ($-196\dots+20^{\circ}\text{C}$).

4. Вперше досліджено структуру силової оболонки та фланцю з вуглепластику з використанням мікроструктурного аналізу. Показано, що механізм руйнування матеріалу пов'язаний з досягненням граничної міцності

конструкції, впливу криогенних температур, рідкого кисню та рідкого азоту. Змін структури матеріалу, яка могла вплинути на герметичність не виявлено.

5. Вперше розроблено технологію формування тонкостінних багат шарових оболонок методом мокрого намотування суцільнокомполітних паливних баків, герметичність яких забезпечується силовою оболонкою. При проведенні експериментальних досліджень трубчастих конструкцій та виготовленні корпусу паливного баку вперше створено надтонкі багат шарові силові оболонки методом мокрого намотування із застосуванням спеціальної схеми армування, матеріал яких повністю відповідає вимогам міцності, надійності й герметичності.

6. Вперше досліджено методом кінцево-елементного аналізу напружено-деформований стан силової оболонки безлейнерного криогенного паливного бака на прикладі тонкостінних трубчастих конструкцій зі спеціальною схемою армування з вуглепластику. Підтверджено вимоги з міцності й герметичності для вибраного типу дослідних зразків при випробуваннях надлишковим тиском рідкого азоту 1,5 МПа, при цьому мінімальний коефіцієнт запасу для товщини 1 мм склав $\eta=3.54$, для товщини 1.5 мм $\eta=5.31$ (у зовнішніх прошарках по граничних деформаціях).

7. Вперше проведено дослідження напружено-деформованого стану конструкції суцільнокомполітного криогенного паливного бака методом кінцево-елементного аналізу з урахуванням впливу криогенних температур. Установлено, що міцність силової оболонки безлейнерного паливного бака повністю забезпечується. Підтверджено вимоги по міцності спроектованих елементів механічного кріплення при проведенні випробувань надлишковим тиском рідкого азоту, мінімальний коефіцієнт запасу міцності склав $\eta=7,81$.

8. Вперше запропоновано нове технічне рішення – суцільнокомполітне фланцеве рознімне фланцеве з'єднання криогенного безлейнерного паливного баку, що забезпечує сумісну роботу в складі конструкції. За результатами

статичних випробувань на міцність, кріотемпературним навантаженням та випробуваннями на герметичність у складі паливного баку надлишковим тиском рідкого азоту підтверджено міцність і герметичність конструкції.

9. Вперше, при виготовленні силової оболонки корпусу безлейнерного паливного бака використано технологічне пристосування, що дозволяє реалізувати спеціальну схему розкладки й укладання стрічок армуючого матеріалу, з контролем параметрів натягу й ширини стрічки, а також нанесу сполучного.

10. Вперше, для контролю стану розроблювальних тонкостінних силових оболонок з вуглепластику запропоновано та реалізовано візуально аналітичну технологію проведення, обробки та оцінки стану конструкції при випробуваннях надлишковим тиском рідкого азоту. Отримані результати досліджень підтвердили можливість реалізації таких конструкцій як суцільнокомпозитні паливні баки з вуглепластику в ракетно-космічній техніці.

11. Розроблена технологія проведення випробувань на міцність суцільнокомпозитних паливних баків в умовах впливу кріогенних температур. Оцінено процеси напружено-деформованого стану при повторних навантаженнях, що моделюють заправлення/злив, використовуючи методи тензометричних вимірів.

12. Створено суцільнокомпозитний кріогенний паливний бак. (Патент України на корисну модель «Спосіб виготовлення ємності з композиційних матеріалів» номер а2019 02622, патент України на винахід «Спосіб виготовлення легких паливних баків високого тиску з композиційних матеріалів» номер патенту UA 138264 U (u 2019 04635)).

13. Практичну реалізацію результатів дослідження отримано при виготовленні суцільнокомпозитного кріогенного паливного бака, малополюсного паливного бака високого тиску, суцільнокомпозитного кріогенного трубопроводу ракети-носія та при проектуванні, виготовленні й

випробуваннях дослідних зразків суцільнокомпозитних безлейнерних паливних баків для криогенних компонентів палива за темою «Транспортна Космічна Система (ТКС-М)» та при виконанні іноземних комерційних контрактів. (Акти впровадження в розробки «ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля, м. Дніпро, ТОВ «Науково-Виробниче Підприємство «Адамант» м. Кривий Ріг, ТОВ «Альфа Композит» м. Полтава).

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Гайда П. І. Основи теорії польоту і конструкції ракет : навчальний посібник / П. І. Гайда, П. Є. Трофименко, М. М. Ляпа. Суми : Сумський державний університет, 2011. 248 с. ISBN 978-966-657-396-7
2. Інформаційний бюлетень Координаційної ради з організації спільних робіт ДП «КБ «Південне» і наукових установ НАН України № 1-2, 2020. 55с.
3. Беляев Н. М. Системы наддува топливных баков ракет. М.:Машиностроение, 1976. 335 с.
4. Полухин Д. А., Орещенко В. М., Морозов В. А. Отработка пневмогидросистем двигательных установок РН и КА с ЖРД. М.: Машиностроение. 1987. 263 с.
5. Полухин Д. А. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. Под ред. В. Н. Челомея. М.: Машиностроение, 1978. 433 с.
6. Нотон Б. Композиционные материалы: В 8 т. М.:Мир, 1988. Т. 3: Применение композиционных материалов в технике / Пер. с англ.; Под. ред. Э. Фитцера. 336 с.
7. Розвиток ракетно-космічної техніки в Україні. / Санін А. Ф., Джур Є. О., Кучма Л. Д. та ін. Дніпропетровськ: АРТ-ПРЕС, 2002. 402 с.
8. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. / Гахун Г. Г., Баулин В. И., Володин В. А., Курпатенков В. Д.. М.:Машиностроение, 1989. 420 с.
9. Технология производства жидкостных ракетных двигателей / Моисеев В. А., Тарасов В. А., Колмыков В. А., Филимонов А. С. Москва: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. 672 с.
10. Douglass H. W. Liquid Rocket Engine Liquid-Cooled Combustion Chambers. United States: NASA Lewis Research Center. 1972. 120 p.

11. Mel Schwartz. Brazing: Manufacturing Process and Materials. Springer publisher. 1994. 400 p.
12. De Selding, Peter B. SSTL Developing Non-toxic Thruster ahead of Possible European Hydrazine Ban. URL: <http://spacenews.com/sstl-developing-non-toxic-thruster-ahead-of-possible-european-hydrazine-ban/>. (дата звернення: 8.01.2019).
13. Sutton George Paul. Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets / by George P. Sutton, Oscar Biblarz. 2015. 733 p.
14. Bruno C., Accettura A. G. Advanced Propulsion Systems. 2012. 316 p.
15. Technologies, Today to 2020 AIAA. (Series: Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 223). ISBN 978-1-56347-929-8., 2008. 502 p.
16. Frazier W. E. Metal additive manufacturing: a review. J. Mater. Eng. Perform. 2014. 23(6). P. 1917–1928.
17. Rusek J. J. Hydrogen Peroxide for Rocket Propulsion Applications. URL:https://www.researchgate.net/publication/235190797_Hydrogen_Peroxide_for_Rocket_Propulsion_Applications (дата звернення: 18.03.2019).
18. Nieroski J.S., Friedland E.I. Analysis of the Cost of Production of Liquid Rocket Engines. AIAA Paper № 65-533. 2015. P. 26 – 29.
19. Федоров А.В. Основы устройства ракетно-космических комплексов. Учебное пособие. СПб.: ВИКУ им. А. Ф. Можайского. 2012. 244с.
20. Борисов В.А., Жижкин А.М., Мелентьев В.С. Жидкостной ракетный двигатель НК-33. Электр. уч. пособ. Самара: СГАУ. 2011. 362 с.
21. Runo C., Accentura A.G. Advanced Propulsion Systems and Technologies. Today 2020 //American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia. № 20191. 2007. P. 434 – 489.
22. Jeff Bezos. Reveals Blue Origin's 'megarocket' engines. URL: <http://www.dailymail.co.uk>. article.Jeff-Bezos.Blue-Origins (дата звернення: 16.05.2020).

23. Конструкция топливных баков. URL: <https://thealphacentauri.net/61857-konstrukciya-toplivnyh-bakov/> (дата звернення: 26.08.2020).
24. SSTL Developing Non-toxic Thruster ahead of Possible European Hydrazine Ban Peter B. de Selding. January 8, 2016. P. 105–122.
25. Nieroski J.S., Friedland E.I. Analysis of the Cost of Production of Liquid Rocket Engines. AIAA Paper № 65-533. 1965. P. 26–29.
26. Louaas E. Dynamic and acoustic environments with Ariane 5 new version A5ECA / E. Louaas, O. Ricouart, M. Bourgoïn // Spacecraft and launch Vehicle Dynamic Environment Workshop. – El Segundo, 2005. – June 21 - 23, 2005. P. 205–211.
27. Т.А. Манько, А.В. Литот. Композитные топливные баки в современном ракетостроении. Збірник матеріалів II Міжнародної конференції «Інноваційні технології в науці і освіті. Європейський досвід. 12-15 листопада 2018р. м. Гельсінкі, Фінляндія. С. 352-355.
28. Fikes, J., Vickers, J., Composite cryotank technologies and demonstration project. In: 62nd Joint Army-Navy-NASA-Air Force Propulsion Meeting and Joint Meeting of the 10th Modeling & Simulation Subcommittee (SPS), Huntsville, AL, December 5–9, 2011.
29. Bauer, R.A., Millar, P.S., Bridging the technology readiness “valley of death” using nanosats. In: Ka and Broadband Communications Conference, National Aeronautics and Space Administration Goddard Space Flight Center Greenbelt, Maryland, Bologna, Italy, October 12–14, 2015 P. 109-127.
30. NASA Press Release, 2014. Composite Cryotank Technologies & Demonstration. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140016807.pdf> (дата звернення: 20.02.2018).
31. Микишев Г. Н. Рабинович Б. И. Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. М.: Машиностроение. 1971. 564 с.

32. Soyuz User's Manual /Issue 3, Starsem, Revision 0. April 2001. 204 p.
33. Д.А. Баранов, В.Д. Еленев. Типовые решения в проектировании и конструировании элементов ракет-носителей: учеб. Пособие. Самара:Издательство Самарского университета, 2020. 112 с.
34. Теоретические основы авиа-и ракетостроения : учеб. пособие /А.С. Чумадин и др. – М.: Дрофа, 2005. 783 с.
35. Основы авиа- и ракетостроения: учеб. пособие: для вузов по направлению «Ракетостроение и космонавтика» / А.С. Чумадин и др. – М.: ИНФРА-М, 2008. 991 с.
36. NASA/Boeing composite launch vehicle fuel tank scores firsts. URL: <http://www.compositesworld.com/articles/nasaboeing-composite-launch-vehicle-fuel-tank-scores-firsts.html> (дата звернення: 25.09.2018).
37. Ring Elliot. Rocket Propellant and Pressurization Systems. –Prentice Hall., Inc., Englewood Cliffs, N.J., 1964. 404 p.
38. Дегтярьов О.В., Кушнар'ов О.П., Попов Д.О. і ін. Ракета космічного призначення надмалого класу// Космічна техніка. Ракетне озброєння: сб. наук.-техн. ст. ГКБ «Південне». №1. 2014. С. 14 – 20.
39. Мітіков Ю. А. Газобалонні системи наддування і ракето-носії нового покоління//Космічна техніка. Ракетне озброєння, 2012, №1, С. 179 – 185.
40. Mitikov Yu., Shynkarenko O. Reduction of the Pressurization System Final Mass for a Modern Rocket Launcher/ Journal Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos, v14, e0122. 2022. P. 1 – 10.
41. Жовтоног В. М. Современные системы наддува верхних ступеней ракет-носителей на криогенных компонентах топлива / В. М. Жовтоног, А. И. Логвиненко, С. Д. Солад // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2007. – Вып. 2. С. 37–42.

42. Анализ конструктивных вариантов металло-композитных баллонов высокого давления / В. П. Молочев, В. Н. Егоров, А. В. Севальнев, Е. А. Абрамова// Авиационная промышленность. 2012. № 1. С. 42–45.
43. Beeson H.D., Davis D.D., Ross W.L., Tapphorn R.M., Composite Overwrapped Pressure Vessels. TP-2002-210769. NASA. 2002. 267 p.
44. Thesken J.K., Murthy P.L.N., Phoenix S.L., Greene N., Palko J.L., Elridge J., Sutter J., Saulsberry R., Beeson H. A Theoretical Investigation of Composite Overwrapped Pressure Vessel (COPV). Mechanics Applied to NASA Full Scale Tests. TM 2009-215684. NASA. 2009. 27 p.
45. Gebhardt Ch., NASA Reviews COPV Reliability Concerns for Final Program Flights. URL: <http://www.nasaspaceflight.com/2010/07/nasa-reviews-copv-for-final-program-flights/> (дата звернения: 22.08.2020).
46. Bergin Ch. SpaceX Falcon 9 failure investigation focuses on COPV struts. URL: <http://www.nasaspaceflight.com/2015/07/spacex-falcon-9-failure-investigation-focuses-update/> (дата звернения: 30.10.2020).
47. Developing Technology for Hydrogen-Powered Aircraft for the Realization of a Carbon-Neutral Society. URL: <https://global.jaxa.jp/activity/pr/jaxas/no088/06.html> (дата звернения: 21.12.2021).
48. LNG flight engine firing test. URL: <https://global.jaxa.jp/projects/engineering/lng/topics.html> (дата звернения: 16.08.2021).
49. Advanced research into composite materials and structures. FLIGHT PATH No.23 | 2019 Summer. URL: <https://www.aero.jaxa.jp/eng/research/basic/structure-composite/> (дата звернения: 26.06.2022)
50. An Essential Material to Make the Fuel Tanks of Fuel Cell Vehicles Lighter and Safer. URL: <https://www.cf-composites.toray/markets/energy/fuelcell/pressure.html> (дата звернения: 21.08.2023).
51. Design of a Linerless Carbon Fibre Composite Pressure Vessel for Cryogenic Fuel Tank Applications (and Beyond). URL: <https://lngfutures.edu.au/wp->

content/uploads/2019/10/Pearce-G.-Design-of-Linerless-Carbon-Fibre-Composite-Pressure-Vessel-for-Cryogenic-Fuel-Tank-Applications.pdf (дата звернення: 21.08.2023).

52. Existing Composite Tanks (Microcosm). URL: https://www.researchgate.net/figure/Existing-Composite-Tanks-Microcosm-These-propellant-tanks-have-a-very-high_fig4_268568369 (дата звернення: 21.08.2023)

53. Bergin, C., "NASA Evaluates Orion Launch Abort System options for Orion," NASA Spaceflight.com, 26 January 2007, URL: <http://www.nasaspaceflight.com/2007/01/nasa-evaluates-launch-abort-system-options-for-orion/> (дата звернення: 15.02.2020).

54. Delta Cliper Composite Liquid Hydrogen Tank. URL: <http://www.boeing.com/achive/Delta-Cliper-Composite-Liquid-Hydrogen-Tank-2F3XC56DWZL.html> (дата звернення: 25.09.2018).

55. Advances In Lightweight Composite Tank For Launchers URL: <http://www.aviationweek.com/space/advances-lightweight-composite-tanks-launchers.html> (дата звернення: 25.09.2018).

56. Composite pressure vessels. URL: <https://scorpius.com/services/> (дата звернення: 21.08.2023)

57. Matt Villarreal of Infinite Composites Tells Us How His Company is Pushing Space Exploration URL: <https://startup.info/matt-villarreal-infinite-composites/> (дата звернення: 21.08.2023)

58. Liu P.F., Chu J.K., Hou S.J., Xu P., Zheng J.Y. Numerical simulation and optimal design for composite hight pressure hydrogen storage vessel: A review// Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2012. Vol. 16. P. 1817-1827.

59. Wang R., Jiao W., Liu W., Yang F., Predicting dome thickness of composite pressure vessels // J. of Reinforced Plastics and Composites. 2010. Vol. 29 (22). P. 3345-3352.

60. Проектирование и конструирование изделий из композиционных материалов. Теория и практика: учебник. / Гагауз П.М., Гагауз Ф.М., Карпов Я.С., Кривенда С.П. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е.Жуковского, 2015. 672 с.
61. Карпов Я.С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов: учебник. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2010. 768 с.
62. Воробей, В.В. Маркин В.Б. Основы технологии и проектирование корпусов ракетных двигателей. Новосибирск: Наука, 2003. 164 с.
63. Комков, М.А. Технология намотки композитных конструкций ракет и средств поражений / М.А. Комков, В.А. Тарасов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 431 с.
64. Особенности разработки средств технологического оснащения для производства изделий из полимерно-композиционных материалов методом намотки / Г.И. Шайдурова, А.С. Зуев, А.Ю. Ешашев, В.Е. Антипин. Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – Пермь: ПНИПУ, 2014. № 36. С. 64-76.
65. S. K. Mital et al.: “Review of Current State of the Art and Key Design Issues with Potential Solutions for Liquid Hydrogen Cryogenic Storage Tank Structures for Aircraft Applications”, NASA/TM—2006- 14346. 107 p.
66. Васильев В.В. Протасов В.Д., Болотин В.В. Композиционные материалы. Справочник. М.: Машиностроение, 1990. 512 с.
67. INFINITE COMPOSITE PRESSURE VESSEL (iCPV) A LINERLESS, TYPE V TECHNOLOGY. URL:<https://www.infinitecomposites.com/infinite-composite-pressure-vessels> (дата звернения: 21.08.2023)
68. McCarville, D.A.; Guzman, J.C.; Sweetin, J.L.; Jackson, J.R.; Pelham, L.; Steensland, J.; Soden, M.B.; Petersen, C.W.: Manufacturing Overview of a 2.4 Meter (7.9 Foot) Composite Cryotank, SAMPE Journal, Vol. 49, No.5, September/October. 2013. P. 309-325.

69. Moring, F.: Advances In Lightweight Composite Tanks For Launchers, Aviation Week & Space Technology, URL:<http://aviationweek.com/space/advances-lightweight-composite-tanks-launchers>, May 13, 2015 (дата звернення: 24.10.2021).
70. Johnson, Th. F.; Sleight, D. W.; Martin, R. A.: STRUCTURES AND DESIGN PHASE I SUMMARY FOR THE NASA COMPOSITE CRYOTANK TECHNOLOGY DEMONSTRATION PROJECT, AI-AA2013-1825, 2013. P. 36-61.
71. Fraters, A.: Current state-of-of-the-art knowledge in the structural aspects of advanced composite cry-o-genic tanks, Literature review of the state-of-the-art of topics relating to design, testing and produc-tion, CHATT Deliverable. 2012. 89 p.
72. Sippel, M.; Kopp, A.; Mattsson, D.; Fraters, A.; Koussios, S.: Advanced Cryo-Tanks Research in CHATT, 5TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS). Munich. 2013. P. 186-199.
73. Olofsson, K. et al.: MANUFACTURE WITH SPREAD TOW FIBER MATERIALS FOR REDUCED MI-CRO-CRACKING, to be published at 20th International Conference on Composite Materials, Copenha-gen, July 2015. 40 p.
74. Mahajan, A.; Madhavan, V.; Beauthier, C.; Lonfils, T. Tapeinos, I.; Koussios, S.: High-fidelity multi-sphere hypersonic vehicle cryogenic tank design by mixed-variable surrogate-based optimization-methods, 6th EUROPEAN CONFERENCE FOR AEROSPAC 2015. P. 1652-1669.
75. Zheng H., Zeng X., Zhang J., Sun H. The application of carbon fiber composites in cryotank. Solidification. 2018. P. 62-81.
76. Патент на корисну модель №141527 Розбірна оправка для виготовлення високоміцних оболонок із композиційних матеріалів. опубл.10.04.2020р.
77. Джур Є.О., Кучма Л.Д., Манько Т.А. Полімерні композиційні матеріали в РКТ. К.: Вища школа, 2003. 399 с.
78. Спеціальне матеріалознавство: Підручник / Манько Т.А., Кучма Л.Д., Губенко С.І., Джур Є.О., Сітало В.Г. Д.: АРТ-ПРЕС, 2004. 216 с.

79. Михайлин Ю.А. Конструкционные полимерные композиционные материалы / Сборник.: Научные основы и технологии, 2008. 822 с.
80. Janicki Industries: Breaking the mold. URL: <https://www.compositesworld.com/articles/janicki-industries-breaking-the-mold> (дата звернения: 21.08.2023).
81. Defense Science Board, 1992. Report of the Defense Science Board Task Force on National AeroSpace Plane (NASP). URL: https://archive.org/stream/ReportoftheDefenseScienceBoardTaskForceonNationalAeroSpacePlaneNASP/Report%20of%20the%20Defense%20Science%20Board%20Task%20Force%20on%20National%20AeroSpace%20Plane%20NASP_djvu.txt (дата звернения: 22.12.16).
82. Бондалетова Л.И., Бондалетов В.Г. Полимерные композиционные материалы / Издательство Томского политехнического университета, 2013. 117 с.
83. Паспорт на углеродное волокно Tenax®-E IMS65 E23 24K 830tex. 2 с.
84. Паспорт на углеродную ткань 3752 виробництва Porcher Ind. 2020. 5с.
85. Паспорт на материалы. Эпоксидное трёхкомпонентное связующее Araldite LY 1135-1 A/Aradur 917 CH/Accelerator 960-1, компании Huntsman (Германия), 2016. 6 с.
86. Гуль В.Е. Структура и прочность полимеров. – М.: Химия, 1978. 328с.
87. Vickers, J.: Composite Cryotank Project, Structures for Launch Vehicles, presentation at Composites Australia Conference, March 5. 2013. 32 с.
88. Sippel, M.; Schwanekamp, T.; Trivailo, O.; Lentsch, A.: Progress of SpaceLiner Rocket-Powered High-Speed Concept, IAC-13-D2.4.05, IAC2013, Beijing, September. 2013. P. 301-321.
89. McKinney, B., Newton, K., 2003. Tests boosts confidence in using composite tanks for reusable launch vehicles. Northrup Grumman news release. URL: <http://news.northropgrumman.com/news/releases/northrop-grumman-nasa->

successfully-test-composite-hydrogen-fuel-tank-for-reusable-launch-vehicles (дата звернення: 19.12.2019).

90. NAK Company. Ущільнення. Технічний каталог. Параметри матеріалу PTFE. 2020. 56 с.

91. Справочник по композиционным материалам: В 2-кн. Кн. 1 / под ред. Дж. Любьяка: Пер. с англ.- М.: Машиностроение, 1999. 448 с.

92. Сато К., Танака Е. Композиционные материалы на основе углерода, упрочненные углеродным волокном / Дзидосягидзюцу, 1988. Т.42. №6. С. 673-678.

93. Фитцер Э. Углеродные волокна и углекомпозиаты / М.: Мир. 1988. 336 с.

94. Францевич И.М., Карпинос Д.М. Композиционные материалы волокнистого строения. К., 1970. 187 с.

95. Тарнопольский Ю . М ., Розе А. В . Особенности расчета деталей из армированных пластиков. - Рига: Зинатне, 1969. 276 с.

96. Лехницкий С. Г . Теория упругости анизотропного тела. - М.: Наука,1977. 416 с.

97. И.А. Гусарова, Т.А. Манько, О.П. Роменская, А.В. Литот. Исследование механизма влияния плазменной обработки на свойства низкомодульных углеволокон. Космічна наука і технологія. 26, №1(122). 2020. С.90-99.

98. Т.А. Манько, А.В. Литот. Композитные топливные баки в современном ракетостроении. Збірник матеріалів II Міжнародної конференції «Інноваційні технології в науці і освіті. Європейський досвід. 12-15 листопада 2018р. м.Гельсінкі, Фінляндія. 2018. С. 352-355.

99. TSM YZH ANL 009 00 Технічний звіт. 2020. 103 с.

100. Манько Т.А., Гусарова И.О., Роменська О.П., Самусенко А.А., Деревянко И.И., Экспериментальное исследование свойств углеродных

композиционных материалов на моделях трубчатых конструкций. Космическая наука и технология. Вып. 4, Том 26. 2018. 59-63с.

101. TSM-YZH-ТКС-М. Первоочередная наземная экспериментальная отработка. Отчет по результатам проведения испытаний на герметичность опытного топливного бака из углепластика. 2022. 196 с.

102. TSM YZH ANL 009 00 ВЫБОР КОНКРЕТНЫХ КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ И МАТЕРИАЛОВ БПЛА. Композиционный топливный бак для РКН. 2020. 164 с.

103. 71-991-2/2022 Технічний звіт результатів випробувань дослідних зразків силової оболонки із вуглепластику. 2022. 91 с.

104. 82-91-2/2021 Акт дефектаціх композитної труби пор. № 3 після випробувань надлишковим тиском рідкого азоту. 2021. 65 с.

105. Manko T.A., Litot A.V., Shilin S.A.. Application of modern means of computer simulation in the development of technology manufacturing fuel tank flange of carbon fiber. Технологические системы. 4(85). 2018. С. 27-30.

106. KSC YZH ANL 005 01 Первоочередная наземная экспериментальная отработка. Отчет по результатам проведения испытаний на герметичность испытательного образца композитной трубы и ее стыка. 2019. 123 с.

107. 187-991-2/2022 ЗК Заключение по технологической отработке изготовления фланца топливного бака из углепластика. 2022. 65с.

108. Т.А. Манько, А.В. Литот. Применение современных программных комплексов при проектировании и изготовлении фланца топливного бака из углепластика. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Том XXVII. Дніпро. 2019. С.90-94.

109. KSC YZH PRM 001 01 Топливный бак. Программа испытаний на герметичность. 2020. 57 с.

110. 103-5799/2022 Протокол проведения испытаний фланца из углепластика до разрушения. 2021. 12 с.

111. Darpa pushing experimental spaceplane. URL: <https://www.nasaspaceflight.com/2016/07/darpa-pushing-experimental-spaceplane-xs-1/> (дата звернення: 17.02.2020).

112. Cytex company brochure. Manufacturing. URL: https://www.cytex.com/sites/default/files/files/CYT_12000_COLLECT_BROCH-CYCOM_5320-1.pdf (дата звернення: 19.12.2019).

113. Т.А. Манько, А.В. Литот, С.А. Шилин. Технологические особенности изготовления композитного корпуса топливного бака с фланцами из углепластика. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Том XXV. Дніпро. 2018. С.91-97.

114. О.В. Літот, Т.А. Манько. Методи графічної побудови процесу виготовлення силової оболонки композитних паливних баків. Вісник Дніпровського університету. Серія: ракетно-космічна техніка. Випуск 23. №4 том 28. 2020. С.75-81.

115. O. Litot. T. Manko. Modeling of mandrel for creation of thin-walled linerless fuel tanks of rocket carriers from composite materials. Математичне моделювання №2 (45) 2021. С.58-63.

116. А.В. Сидорук, Д.А. Попов, А.С. Задоя, Д.С. Калиниченко, А.В. Аксененко, И.А. Гусарова, И.И. Деревянко, В.Н. Харченко, А.В. Литот. Экспериментальное исследование безлейнерного топливного из полимерных композиционных материалов. Космическая техника. Ракетное вооружение. Space Technology. Missile Armament. 2020. Вып. 1(119). 2020. С. 90-98.

117. Т.А. Манько, О.В. Літот. Створення надтонких структур силових оболонок паливних баків із вуглепластику. Матеріали III Міжнародної конференції «Інноваційні технології в науці та освіті. Європейський досвід» 12-14 листопада 2019р. м. Амстердам, Нідерланди. 2019. С. 274-277.

118. А.В. Литот, Т.А. Манько. Моделирование многослойного композиционного материала фланца топливного бака из углепластика. Системні технології. 6 (131) «System technologies». 2020. С. 3-9.
119. Yeh G.S., J. Macromol. Sci. B.v. 6(3), 1972. P.465-478.
120. Топливный бак. Акт № 103-60-2020 ТОПЛИВНЫЙ БАК. Акт дефектации внешним осмотром. 2020. 32 с.
121. Кобзарь А.Н. Прикладная математическая статистика / М.: Физматлит, 2006. 816 с.
122. Орлов А.И. Непараметрические критерии согласия Колмогорова-Смирнова, омега-квадрат и ошибки при их применении. Научный журнал КубГАУ №97(03), 2014. С. 156-181.
123. Гаск Я., Шидик З., Теория ранговых критериев. – М.:Наука. 1971. 376с.

Результати тензометричних вимірювань при випробуваннях паливного баку надлишковим тиском рідкого азоту

1 цикл

Тиск	X _{1,1}	X _{1,2}	X _{1,3}	X _{1,4}	X _{2,1}	X _{2,2}	X _{2,3}	X _{2,4}	X _{3,1}	X _{3,2}	X _{3,3}	X _{3,4}
2	-0,499	-0,454	-0,486	-0,891	-0,496	-0,052	-0,503	0,064	-0,583	-0,574	-0,576	-0,716
3	-0,332	-0,261	-0,310	-0,653	-0,312	0,004	-0,298	0,101	-0,410	-0,395	-0,409	-0,472
4	-0,262	-0,169	-0,233	-0,563	-0,227	0,043	-0,209	0,132	-0,346	-0,329	-0,346	-0,380
5	-0,210	-0,113	-0,184	-0,507	-0,172	0,077	-0,146	0,159	-0,307	-0,289	-0,305	-0,324
6	-0,146	-0,048	-0,123	-0,444	-0,104	0,114	-0,071	0,189	-0,258	-0,236	-0,253	-0,247
7	-0,111	-0,006	-0,089	-0,408	-0,065	0,147	-0,029	0,216	-0,236	-0,218	-0,228	-0,219
8	-0,081	0,032	-0,055	-0,380	-0,028	0,178	0,017	0,243	-0,217	-0,192	-0,206	-0,188
9	-0,045	0,069	-0,024	-0,355	0,007	0,210	0,061	0,270	-0,202	-0,171	-0,184	-0,159
10	-0,015	0,103	0,001	-0,329	0,044	0,239	0,099	0,296	-0,186	-0,154	-0,168	-0,133
11	0,013	0,138	0,030	-0,298	0,083	0,271	0,138	0,323	-0,160	-0,129	-0,150	-0,102
12	0,044	0,172	0,057	-0,279	0,121	0,302	0,176	0,350	-0,143	-0,107	-0,129	-0,070
13	0,072	0,207	0,084	-0,255	0,158	0,333	0,215	0,376	-0,124	-0,089	-0,111	-0,043
14	0,096	0,238	0,108	-0,237	0,194	0,362	0,251	0,402	-0,109	-0,073	-0,096	-0,015
15	0,121	0,270	0,134	-0,216	0,230	0,392	0,290	0,427	-0,097	-0,055	-0,080	0,010

Тиск	Y _{1,1}	Y _{1,2}	Y _{1,3}	Y _{1,4}	Y _{2,1}	Y _{2,2}	Y _{2,3}	Y _{2,4}	Y _{3,1}	Y _{3,2}	Y _{3,3}	Y _{3,4}
2	0,000	-0,406	-0,444	-0,566	-0,452	-0,048	-0,458	0,078	-0,462	-0,448	-0,487	-0,637
3	0,000	-0,253	-0,285	-0,340	-0,302	-0,033	-0,295	0,080	-0,285	-0,284	-0,338	-0,422
4	0,000	-0,194	-0,225	-0,252	-0,242	-0,027	-0,242	0,079	-0,223	-0,218	-0,265	-0,323
5	0,000	-0,165	-0,190	-0,198	-0,210	-0,023	-0,210	0,078	-0,180	-0,181	-0,220	-0,268
6	0,000	-0,130	-0,147	-0,146	-0,171	-0,018	-0,169	0,076	-0,130	-0,129	-0,164	-0,198
7	0,000	-0,113	-0,126	-0,119	-0,154	-0,016	-0,156	0,074	-0,108	-0,114	-0,136	-0,174
8	0,000	-0,099	-0,106	-0,093	-0,141	-0,015	-0,138	0,073	-0,086	-0,087	-0,111	-0,146
9	0,000	-0,086	-0,089	-0,070	-0,127	-0,013	-0,125	0,071	-0,068	-0,063	-0,084	-0,119
10	0,000	-0,074	-0,075	-0,049	-0,114	-0,012	-0,113	0,070	-0,048	-0,043	-0,063	-0,096
11	0,000	-0,063	-0,059	-0,024	-0,101	-0,010	-0,103	0,068	-0,020	-0,017	-0,040	-0,067
12	0,000	-0,051	-0,044	-0,009	-0,089	-0,009	-0,093	0,066	0,000	0,005	-0,016	-0,041
13	0,000	-0,039	-0,030	0,008	-0,079	-0,007	-0,083	0,065	0,023	0,024	0,007	-0,019
14	0,000	-0,029	-0,019	0,026	-0,067	-0,006	-0,074	0,063	0,041	0,042	0,025	0,004
15	0,000	-0,019	-0,007	0,042	-0,059	-0,004	-0,064	0,060	0,058	0,062	0,046	0,025

2 цикл

Тиск	X _{1,1}	X _{1,2}	X _{1,3}	X _{1,4}	X _{2,1}	X _{2,2}	X _{2,3}	X _{2,4}	X _{3,1}	X _{3,2}	X _{3,3}	X _{3,4}
2	-0,651	-0,624	-0,622	-1,146	-0,641	-0,070	-0,621	0,055	-0,691	-0,680	-0,691	-0,858
3	-0,566	-0,502	-0,520	-1,004	-0,568	-0,034	-0,558	0,084	-0,654	-0,645	-0,652	-0,803
4	-0,487	-0,413	-0,442	-0,895	-0,469	0,007	-0,455	0,115	-0,627	-0,615	-0,625	-0,754
5	-0,425	-0,336	-0,378	-0,818	-0,389	0,043	-0,373	0,144	-0,561	-0,523	-0,544	-0,646
6	-0,365	-0,266	-0,322	-0,740	-0,316	0,078	-0,299	0,173	-0,479	-0,456	-0,474	-0,541
7	-0,310	-0,202	-0,269	-0,676	-0,253	0,114	-0,230	0,203	-0,424	-0,405	-0,422	-0,460
8	-0,262	-0,150	-0,227	-0,638	-0,201	0,144	-0,173	0,229	-0,388	-0,369	-0,386	-0,406
9	-0,212	-0,096	-0,184	-0,598	-0,148	0,178	-0,115	0,258	-0,352	-0,333	-0,351	-0,355
10	-0,174	-0,054	-0,151	-0,562	-0,106	0,207	-0,068	0,283	-0,328	-0,304	-0,324	-0,318
11	-0,132	-0,010	-0,117	-0,525	-0,057	0,237	-0,020	0,310	-0,307	-0,277	-0,297	-0,281
12	-0,102	0,030	-0,085	-0,484	-0,020	0,267	0,026	0,336	-0,284	-0,252	-0,275	-0,248
13	-0,071	0,070	-0,053	-0,457	0,020	0,299	0,073	0,364	-0,262	-0,225	-0,250	-0,214
14	-0,040	0,109	-0,024	-0,424	0,060	0,329	0,115	0,389	-0,242	-0,203	-0,229	-0,185
15	-0,002	0,146	0,007	-0,400	0,101	0,359	0,156	0,416	-0,221	-0,182	-0,208	-0,155

Тиск	У1,1	У1,2	У1,3	У1,4	У2,1	У2,2	У2,3	У2,4	У3,1	У3,2	У3,3	У3,4
2	0,000	-0,587	-0,595	-0,787	-0,574	-0,069	-0,601	0,073	-0,565	-0,560	-0,578	-0,787
3	0,000	-0,489	-0,503	-0,650	-0,522	-0,059	-0,570	0,074	-0,525	-0,523	-0,542	-0,731
4	0,000	-0,423	-0,432	-0,546	-0,454	-0,050	-0,494	0,075	-0,493	-0,492	-0,509	-0,687
5	0,000	-0,370	-0,380	-0,472	-0,401	-0,044	-0,433	0,076	-0,414	-0,401	-0,433	-0,580
6	0,000	-0,325	-0,335	-0,400	-0,353	-0,039	-0,384	0,076	-0,339	-0,333	-0,363	-0,468
7	0,000	-0,288	-0,296	-0,342	-0,322	-0,035	-0,343	0,076	-0,288	-0,277	-0,304	-0,393
8	0,000	-0,259	-0,266	-0,295	-0,286	-0,032	-0,313	0,076	-0,253	-0,240	-0,264	-0,344
9	0,000	-0,230	-0,235	-0,258	-0,262	-0,029	-0,283	0,075	-0,212	-0,203	-0,227	-0,299
10	0,000	-0,208	-0,216	-0,222	-0,238	-0,026	-0,261	0,075	-0,186	-0,173	-0,198	-0,267
11	0,000	-0,185	-0,192	-0,194	-0,218	-0,024	-0,239	0,074	-0,161	-0,147	-0,168	-0,233
12	0,000	-0,166	-0,172	-0,158	-0,208	-0,022	-0,221	0,073	-0,132	-0,120	-0,143	-0,203
13	0,000	-0,149	-0,154	-0,135	-0,195	-0,020	-0,203	0,072	-0,106	-0,094	-0,116	-0,173
14	0,000	-0,131	-0,135	-0,107	-0,179	-0,018	-0,188	0,071	-0,085	-0,071	-0,092	-0,147
15	0,000	-0,116	-0,113	-0,087	-0,163	-0,016	-0,173	0,070	-0,059	-0,048	-0,068	-0,121

3 цикл

Тиск	Х1,1	Х1,2	Х1,3	Х1,4	Х2,1	Х2,2	Х2,3	Х2,4	Х3,1	Х3,2	Х3,3	Х3,4
2	-0,663	-0,506	-0,567	-1,100	-0,634	-0,065	-0,606	0,059	-0,689	-0,676	-0,681	-0,849
3	-0,617	-0,536	-0,578	-1,102	-0,588	-0,031	-0,550	0,088	-0,662	-0,648	-0,652	-0,807
4	-0,584	-0,506	-0,555	-1,063	-0,548	-0,004	-0,506	0,112	-0,643	-0,623	-0,628	-0,771
5	-0,546	-0,454	-0,513	-1,024	-0,498	0,028	-0,455	0,139	-0,622	-0,599	-0,610	-0,736
6	-0,509	-0,345	-0,428	-0,909	-0,408	0,066	-0,368	0,170	-0,605	-0,576	-0,586	-0,699
7	-0,461	-0,262	-0,361	-0,826	-0,320	0,105	-0,279	0,200	-0,591	-0,572	-0,580	-0,682
8	-0,375	-0,194	-0,303	-0,756	-0,258	0,139	-0,207	0,228	-0,587	-0,567	-0,571	-0,672
9	-0,305	-0,135	-0,253	-0,698	-0,199	0,173	-0,147	0,256	-0,578	-0,556	-0,568	-0,659
10	-0,252	-0,081	-0,209	-0,649	-0,150	0,204	-0,095	0,282	-0,582	-0,559	-0,568	-0,651
11	-0,202	-0,034	-0,167	-0,603	-0,106	0,234	-0,050	0,309	-0,577	-0,555	-0,567	-0,646
12	-0,158	0,007	-0,130	-0,564	-0,062	0,263	-0,005	0,335	-0,578	-0,549	-0,563	-0,639
13	-0,116	0,046	-0,093	-0,522	-0,015	0,294	0,039	0,363	-0,569	-0,543	-0,560	-0,631
14	-0,072	0,082	-0,064	-0,483	0,028	0,325	0,082	0,390	-0,568	-0,538	-0,554	-0,621
15	-0,038	0,115	-0,039	-0,457	0,059	0,352	0,115	0,414	-0,566	-0,533	-0,550	-0,612

Тиск	У1,1	У1,2	У1,3	У1,4	У2,1	У2,2	У2,3	У2,4	У3,1	У3,2	У3,3	У3,4
2	0,000	-0,470	-0,547	-0,728	-0,581	-0,068	-0,575	0,072	-0,548	-0,548	-0,565	-0,775
3	0,000	-0,532	-0,572	-0,729	-0,560	-0,065	-0,554	0,072	-0,515	-0,517	-0,534	-0,734
4	0,000	-0,524	-0,556	-0,696	-0,542	-0,063	-0,536	0,072	-0,504	-0,492	-0,509	-0,700
5	0,000	-0,497	-0,529	-0,651	-0,512	-0,060	-0,507	0,072	-0,473	-0,468	-0,488	-0,664
6	0,000	-0,408	-0,452	-0,536	-0,443	-0,049	-0,443	0,074	-0,455	-0,441	-0,460	-0,635
7	0,000	-0,346	-0,392	-0,450	-0,383	-0,041	-0,380	0,074	-0,443	-0,431	-0,449	-0,619
8	0,000	-0,302	-0,345	-0,389	-0,341	-0,036	-0,338	0,074	-0,432	-0,423	-0,437	-0,608
9	0,000	-0,267	-0,306	-0,334	-0,304	-0,033	-0,307	0,074	-0,423	-0,411	-0,430	-0,598
10	0,000	-0,234	-0,272	-0,285	-0,282	-0,030	-0,282	0,074	-0,415	-0,409	-0,427	-0,595
11	0,000	-0,209	-0,243	-0,248	-0,268	-0,028	-0,264	0,073	-0,410	-0,403	-0,421	-0,592
12	0,000	-0,191	-0,217	-0,213	-0,247	-0,026	-0,245	0,073	-0,404	-0,394	-0,413	-0,588
13	0,000	-0,175	-0,193	-0,176	-0,228	-0,024	-0,227	0,072	-0,388	-0,385	-0,406	-0,581
14	0,000	-0,159	-0,176	-0,150	-0,210	-0,022	-0,214	0,071	-0,385	-0,380	-0,395	-0,574
15	0,000	-0,145	-0,161	-0,128	-0,200	-0,020	-0,205	0,071	-0,375	-0,370	-0,388	-0,572

4 цикл

Тиск	Х1,1	Х1,2	Х1,3	Х1,4	Х2,1	Х2,2	Х2,3	Х2,4	Х3,1	Х3,2	Х3,3	Х3,4
2	-0,421	-0,349	-0,394	-0,778	-0,384	-0,022	-0,370	0,083	-0,445	-0,432	-0,446	-0,517
3	-0,354	-0,267	-0,325	-0,706	-0,319	0,013	-0,290	0,109	-0,392	-0,373	-0,388	-0,442
4	-0,317	-0,218	-0,286	-0,666	-0,269	0,045	-0,239	0,137	-0,372	-0,351	-0,369	-0,407
5	-0,274	-0,167	-0,246	-0,622	-0,225	0,075	-0,189	0,163	-0,352	-0,328	-0,342	-0,371

6	-0,234	-0,118	-0,203	-0,580	-0,179	0,109	-0,136	0,192	-0,326	-0,301	-0,316	-0,331
7	-0,202	-0,079	-0,169	-0,549	-0,139	0,138	-0,093	0,216	-0,304	-0,277	-0,292	-0,298
8	-0,165	-0,035	-0,133	-0,517	-0,094	0,170	-0,046	0,244	-0,283	-0,252	-0,268	-0,264
9	-0,132	0,008	-0,099	-0,483	-0,053	0,202	-0,004	0,271	-0,264	-0,230	-0,246	-0,233
10	-0,099	0,046	-0,068	-0,454	-0,014	0,232	0,038	0,297	-0,246	-0,210	-0,227	-0,204
11	-0,071	0,079	-0,043	-0,427	0,018	0,257	0,072	0,319	-0,231	-0,195	-0,213	-0,179
12	-0,035	0,117	-0,012	-0,399	0,056	0,289	0,114	0,347	-0,215	-0,178	-0,196	-0,153
13	-0,006	0,149	0,014	-0,373	0,093	0,319	0,153	0,373	-0,200	-0,162	-0,180	-0,129
14	0,025	0,185	0,043	-0,349	0,129	0,350	0,192	0,400	-0,186	-0,146	-0,166	-0,106
15	0,061	0,219	0,073	-0,319	0,167	0,378	0,233	0,424	-0,163	-0,120	-0,143	-0,071

Тиск	у1,1	у1,2	у1,3	у1,4	у2,1	у2,2	у2,3	у2,4	у3,1	у3,2	у3,3	у3,4
2	0,000	-0,331	-0,376	-0,438	-0,353	-0,039	-0,353	0,077	-0,345	-0,297	-0,334	-0,415
3	0,000	-0,275	-0,318	-0,371	-0,306	-0,034	-0,304	0,077	-0,290	-0,243	-0,277	-0,348
4	0,000	-0,252	-0,293	-0,332	-0,280	-0,032	-0,284	0,076	-0,262	-0,224	-0,257	-0,322
5	0,000	-0,227	-0,266	-0,289	-0,260	-0,030	-0,263	0,076	-0,236	-0,202	-0,230	-0,293
6	0,000	-0,204	-0,236	-0,250	-0,237	-0,027	-0,242	0,075	-0,204	-0,176	-0,203	-0,260
7	0,000	-0,186	-0,212	-0,221	-0,218	-0,025	-0,224	0,074	-0,176	-0,153	-0,177	-0,231
8	0,000	-0,167	-0,188	-0,190	-0,201	-0,022	-0,207	0,073	-0,150	-0,127	-0,151	-0,203
9	0,000	-0,146	-0,166	-0,161	-0,185	-0,020	-0,191	0,072	-0,125	-0,105	-0,126	-0,177
10	0,000	-0,130	-0,146	-0,135	-0,169	-0,018	-0,174	0,071	-0,102	-0,086	-0,105	-0,152
11	0,000	-0,116	-0,131	-0,115	-0,159	-0,017	-0,162	0,070	-0,085	-0,071	-0,090	-0,132
12	0,000	-0,102	-0,111	-0,086	-0,147	-0,015	-0,149	0,070	-0,063	-0,052	-0,070	-0,111
13	0,000	-0,090	-0,096	-0,063	-0,135	-0,013	-0,139	0,068	-0,044	-0,034	-0,052	-0,091
14	0,000	-0,076	-0,079	-0,045	-0,125	-0,012	-0,127	0,067	-0,026	-0,016	-0,034	-0,071
15	0,000	-0,061	-0,060	-0,021	-0,110	-0,009	-0,112	0,066	-0,002	0,010	-0,006	-0,041

5 цикл

Тиск	х1,1	х1,2	х1,3	х1,4	х2,1	х2,2	х2,3	х2,4	х3,1	х3,2	х3,3	х3,4
2	-0,635	-0,567	-0,586	-1,067	-0,629	-0,063	-0,608	0,060	-0,699	-0,684	-0,684	-0,866
3	-0,515	-0,440	-0,477	-0,913	-0,495	-0,018	-0,478	0,093	-0,615	-0,598	-0,630	-0,778
4	-0,449	-0,365	-0,410	-0,840	-0,418	0,018	-0,399	0,122	-0,604	-0,530	-0,556	-0,677
5	-0,390	-0,293	-0,355	-0,776	-0,350	0,052	-0,328	0,151	-0,513	-0,474	-0,485	-0,575
6	-0,342	-0,235	-0,305	-0,725	-0,292	0,086	-0,263	0,178	-0,456	-0,426	-0,435	-0,502
7	-0,294	-0,181	-0,261	-0,680	-0,238	0,115	-0,207	0,206	-0,413	-0,389	-0,399	-0,440
8	-0,244	-0,122	-0,212	-0,633	-0,183	0,151	-0,143	0,234	-0,375	-0,345	-0,357	-0,387
9	-0,202	-0,074	-0,175	-0,590	-0,134	0,182	-0,092	0,261	-0,345	-0,313	-0,328	-0,340
10	-0,166	-0,031	-0,139	-0,543	-0,091	0,212	-0,045	0,287	-0,323	-0,286	-0,302	-0,302
11	-0,131	0,010	-0,105	-0,514	-0,049	0,242	0,001	0,312	-0,299	-0,261	-0,279	-0,266
12	-0,093	0,051	-0,070	-0,474	-0,008	0,274	0,045	0,340	-0,271	-0,235	-0,256	-0,230
13	-0,057	0,089	-0,040	-0,448	0,032	0,304	0,087	0,366	-0,250	-0,214	-0,235	-0,197
14	-0,025	0,125	-0,010	-0,418	0,072	0,334	0,131	0,392	-0,229	-0,193	-0,214	-0,166
15	0,007	0,161	0,018	-0,388	0,111	0,364	0,173	0,418	-0,210	-0,173	-0,196	-0,138

Тиск	у1,1	у1,2	у1,3	у1,4	у2,1	у2,2	у2,3	у2,4	у3,1	у3,2	у3,3	у3,4
2	0,000	-0,529	-0,568	-0,702	-0,572	-0,061	-0,572	0,072	-0,562	-0,557	-0,574	-0,789
3	0,000	-0,428	-0,469	-0,554	-0,468	-0,048	-0,467	0,075	-0,480	-0,491	-0,522	-0,710
4	0,000	-0,379	-0,416	-0,479	-0,417	-0,043	-0,420	0,076	-0,447	-0,413	-0,463	-0,611
5	0,000	-0,336	-0,370	-0,415	-0,376	-0,039	-0,379	0,076	-0,374	-0,343	-0,374	-0,499
6	0,000	-0,300	-0,331	-0,368	-0,339	-0,035	-0,343	0,076	-0,320	-0,294	-0,318	-0,426
7	0,000	-0,270	-0,299	-0,323	-0,306	-0,033	-0,316	0,075	-0,283	-0,255	-0,279	-0,369
8	0,000	-0,236	-0,265	-0,281	-0,276	-0,030	-0,283	0,075	-0,238	-0,213	-0,234	-0,322
9	0,000	-0,212	-0,237	-0,245	-0,251	-0,027	-0,259	0,074	-0,208	-0,181	-0,205	-0,280
10	0,000	-0,190	-0,210	-0,211	-0,235	-0,024	-0,238	0,073	-0,179	-0,155	-0,177	-0,247
11	0,000	-0,171	-0,187	-0,182	-0,217	-0,022	-0,221	0,073	-0,151	-0,131	-0,153	-0,214
12	0,000	-0,153	-0,163	-0,149	-0,198	-0,020	-0,205	0,072	-0,117	-0,103	-0,126	-0,182

13	0,000	-0,135	-0,145	-0,121	-0,185	-0,018	-0,189	0,071	-0,093	-0,082	-0,104	-0,155
14	0,000	-0,121	-0,127	-0,099	-0,171	-0,016	-0,172	0,070	-0,067	-0,061	-0,079	-0,129
15	0,000	-0,106	-0,110	-0,076	-0,156	-0,014	-0,157	0,069	-0,045	-0,040	-0,059	-0,105

6 цикл

Тиск	x1,1	x1,2	x1,3	x1,4	x2,1	x2,2	x2,3	x2,4	x3,1	x3,2	x3,3	x3,4
2	-0,553	-0,482	-0,518	-0,949	-0,534	-0,046	-0,528	0,071	-0,699	-0,646	-0,656	-0,825
3	-0,471	-0,399	-0,445	-0,855	-0,448	-0,009	-0,441	0,099	-0,598	-0,561	-0,570	-0,708
4	-0,411	-0,328	-0,381	-0,792	-0,383	0,027	-0,367	0,129	-0,529	-0,500	-0,512	-0,615
5	-0,360	-0,267	-0,332	-0,741	-0,325	0,060	-0,303	0,157	-0,479	-0,453	-0,463	-0,543
6	-0,317	-0,213	-0,285	-0,698	-0,273	0,091	-0,242	0,184	-0,432	-0,409	-0,421	-0,481
7	-0,267	-0,155	-0,239	-0,651	-0,219	0,125	-0,182	0,212	-0,393	-0,369	-0,381	-0,418
8	-0,223	-0,106	-0,199	-0,608	-0,166	0,158	-0,127	0,240	-0,363	-0,334	-0,349	-0,369
9	-0,180	-0,059	-0,160	-0,561	-0,120	0,189	-0,076	0,267	-0,334	-0,304	-0,321	-0,326
10	-0,144	-0,019	-0,126	-0,524	-0,075	0,220	-0,029	0,294	-0,310	-0,276	-0,295	-0,289
11	-0,109	0,021	-0,093	-0,492	-0,034	0,250	0,014	0,320	-0,287	-0,251	-0,271	-0,252
12	-0,079	0,058	-0,062	-0,457	0,008	0,279	0,056	0,345	-0,268	-0,228	-0,248	-0,219
13	-0,051	0,095	-0,033	-0,438	0,044	0,308	0,099	0,370	-0,246	-0,207	-0,228	-0,188
14	-0,017	0,132	-0,002	-0,409	0,084	0,339	0,142	0,397	-0,224	-0,184	-0,208	-0,158
15	0,013	0,166	0,025	-0,381	0,121	0,367	0,181	0,422	-0,206	-0,167	-0,190	-0,130

Тиск	y1,1	y1,2	y1,3	y1,4	y2,1	y2,2	y2,3	y2,4	y3,1	y3,2	y3,3	y3,4
2	0,000	-0,450	-0,503	-0,593	-0,489	-0,052	-0,496	0,074	-0,564	-0,529	-0,568	-0,783
3	0,000	-0,392	-0,443	-0,504	-0,429	-0,046	-0,441	0,075	-0,477	-0,436	-0,481	-0,671
4	0,000	-0,353	-0,393	-0,440	-0,389	-0,042	-0,399	0,075	-0,405	-0,366	-0,404	-0,558
5	0,000	-0,317	-0,351	-0,393	-0,356	-0,039	-0,362	0,075	-0,351	-0,319	-0,349	-0,470
6	0,000	-0,289	-0,318	-0,351	-0,326	-0,036	-0,331	0,074	-0,300	-0,276	-0,303	-0,407
7	0,000	-0,254	-0,284	-0,304	-0,297	-0,032	-0,302	0,074	-0,256	-0,235	-0,261	-0,349
8	0,000	-0,230	-0,255	-0,262	-0,266	-0,029	-0,274	0,073	-0,224	-0,200	-0,225	-0,303
9	0,000	-0,206	-0,227	-0,228	-0,244	-0,027	-0,253	0,073	-0,193	-0,170	-0,194	-0,265
10	0,000	-0,188	-0,200	-0,196	-0,223	-0,024	-0,234	0,072	-0,165	-0,142	-0,167	-0,233
11	0,000	-0,169	-0,178	-0,167	-0,206	-0,022	-0,216	0,071	-0,138	-0,118	-0,141	-0,200
12	0,000	-0,153	-0,158	-0,138	-0,191	-0,020	-0,200	0,071	-0,114	-0,096	-0,117	-0,172
13	0,000	-0,136	-0,140	-0,117	-0,179	-0,019	-0,183	0,070	-0,088	-0,073	-0,093	-0,145
14	0,000	-0,120	-0,122	-0,088	-0,166	-0,017	-0,168	0,069	-0,062	-0,051	-0,071	-0,119
15	0,000	-0,106	-0,106	-0,067	-0,152	-0,015	-0,155	0,068	-0,040	-0,032	-0,051	-0,096

7 цикл

Тиск	x1,1	x1,2	x1,3	x1,4	x2,1	x2,2	x2,3	x2,4	x3,1	x3,2	x3,3	x3,4
2	-0,648	-0,614	-0,627	-1,147	-0,641	-0,064	-0,614	0,062	-0,703	-0,687	-0,690	-0,868
3	-0,565	-0,501	-0,530	-0,987	-0,558	-0,027	-0,533	0,093	-0,673	-0,652	-0,655	-0,817
4	-0,479	-0,401	-0,449	-0,890	-0,456	0,015	-0,434	0,124	-0,617	-0,589	-0,597	-0,739
5	-0,419	-0,328	-0,387	-0,827	-0,382	0,051	-0,356	0,153	-0,535	-0,513	-0,520	-0,623
6	-0,362	-0,255	-0,328	-0,759	-0,312	0,088	-0,278	0,183	-0,474	-0,452	-0,459	-0,532
7	-0,313	-0,199	-0,284	-0,710	-0,257	0,118	-0,221	0,209	-0,436	-0,408	-0,420	-0,471
8	-0,264	-0,141	-0,239	-0,659	-0,203	0,152	-0,161	0,238	-0,402	-0,368	-0,381	-0,415
9	-0,218	-0,092	-0,196	-0,615	-0,152	0,184	-0,105	0,266	-0,367	-0,332	-0,347	-0,363
10	-0,179	-0,045	-0,157	-0,569	-0,105	0,216	-0,055	0,293	-0,336	-0,304	-0,319	-0,322
11	-0,142	-0,008	-0,127	-0,531	-0,063	0,244	-0,014	0,318	-0,313	-0,282	-0,297	-0,284
12	-0,107	0,031	-0,094	-0,496	-0,022	0,274	0,028	0,343	-0,293	-0,257	-0,274	-0,254
13	-0,071	0,071	-0,060	-0,466	0,022	0,307	0,077	0,371	-0,270	-0,230	-0,250	-0,218
14	-0,041	0,108	-0,030	-0,440	0,060	0,335	0,118	0,396	-0,250	-0,210	-0,230	-0,189
15	-0,008	0,145	0,001	-0,407	0,100	0,366	0,161	0,423	-0,230	-0,188	-0,210	-0,159

Тиск	y1,1	y1,2	y1,3	y1,4	y2,1	y2,2	y2,3	y2,4	y3,1	y3,2	y3,3	y3,4
2	0,000	-0,589	-0,615	-0,785	-0,600	-0,070	-0,592	0,070	-0,570	-0,559	-0,574	-0,788

3	0,000	-0,497	-0,533	-0,647	-0,527	-0,059	-0,536	0,072	-0,538	-0,524	-0,537	-0,737
4	0,000	-0,422	-0,461	-0,543	-0,454	-0,049	-0,463	0,073	-0,483	-0,469	-0,502	-0,688
5	0,000	-0,372	-0,406	-0,467	-0,407	-0,044	-0,412	0,074	-0,405	-0,383	-0,414	-0,555
6	0,000	-0,326	-0,357	-0,403	-0,364	-0,039	-0,368	0,074	-0,345	-0,317	-0,339	-0,456
7	0,000	-0,292	-0,326	-0,354	-0,331	-0,036	-0,338	0,074	-0,303	-0,271	-0,296	-0,397
8	0,000	-0,259	-0,291	-0,303	-0,300	-0,033	-0,307	0,073	-0,260	-0,231	-0,254	-0,346
9	0,000	-0,236	-0,258	-0,268	-0,275	-0,030	-0,279	0,073	-0,223	-0,196	-0,218	-0,300
10	0,000	-0,212	-0,231	-0,231	-0,251	-0,027	-0,258	0,072	-0,192	-0,169	-0,187	-0,262
11	0,000	-0,194	-0,210	-0,199	-0,233	-0,025	-0,240	0,072	-0,165	-0,146	-0,162	-0,229
12	0,000	-0,176	-0,189	-0,170	-0,218	-0,023	-0,225	0,071	-0,139	-0,120	-0,138	-0,204
13	0,000	-0,158	-0,165	-0,139	-0,202	-0,020	-0,205	0,070	-0,110	-0,094	-0,111	-0,173
14	0,000	-0,141	-0,145	-0,116	-0,186	-0,019	-0,189	0,069	-0,086	-0,073	-0,090	-0,147
15	0,000	-0,125	-0,127	-0,088	-0,172	-0,017	-0,174	0,069	-0,065	-0,050	-0,067	-0,121

8 цикл

Тиск	x _{1,1}	x _{1,2}	x _{1,3}	x _{1,4}	x _{2,1}	x _{2,2}	x _{2,3}	x _{2,4}	x _{3,1}	x _{3,2}	x _{3,3}	x _{3,4}
2	-0,622	-0,583	-0,607	-1,109	-0,645	-0,063	-0,617	0,064	-0,709	-0,691	-0,691	-0,874
3	-0,529	-0,468	-0,508	-0,963	-0,526	-0,018	-0,507	0,096	-0,673	-0,654	-0,650	-0,814
4	-0,464	-0,386	-0,439	-0,876	-0,440	0,020	-0,418	0,126	-0,599	-0,566	-0,569	-0,701
5	-0,404	-0,313	-0,377	-0,797	-0,369	0,056	-0,339	0,155	-0,521	-0,490	-0,500	-0,590
6	-0,310	-0,191	-0,277	-0,698	-0,249	0,123	-0,211	0,212	-0,427	-0,391	-0,406	-0,449
7	-0,261	-0,136	-0,234	-0,648	-0,194	0,156	-0,152	0,240	-0,386	-0,353	-0,369	-0,396
8	-0,220	-0,094	-0,197	-0,605	-0,150	0,183	-0,104	0,265	-0,359	-0,324	-0,339	-0,350
9	-0,178	-0,051	-0,161	-0,564	-0,100	0,216	-0,054	0,292	-0,331	-0,294	-0,310	-0,304
10	-0,140	-0,007	-0,124	-0,521	-0,056	0,246	-0,008	0,319	-0,306	-0,270	-0,287	-0,268
11	-0,107	0,034	-0,092	-0,490	-0,013	0,276	0,035	0,345	-0,283	-0,245	-0,265	-0,239
12	-0,073	0,074	-0,060	-0,463	0,026	0,305	0,078	0,370	-0,265	-0,224	-0,246	-0,210
13	-0,039	0,113	-0,028	-0,435	0,067	0,337	0,124	0,397	-0,244	-0,202	-0,224	-0,178
14	-0,007	0,147	0,001	-0,403	0,107	0,366	0,164	0,423	-0,222	-0,183	-0,205	-0,147
15	-0,622	-0,583	-0,607	-1,109	-0,645	-0,063	-0,617	0,064	-0,709	-0,691	-0,691	-0,874

Тиск	y _{1,1}	y _{1,2}	y _{1,3}	y _{1,4}	y _{2,1}	y _{2,2}	y _{2,3}	y _{2,4}	y _{3,1}	y _{3,2}	y _{3,3}	y _{3,4}
2	0,000	-0,555	-0,601	-0,749	-0,600	-0,066	-0,599	0,070	-0,580	-0,561	-0,575	-0,791
3	0,000	-0,465	-0,512	-0,606	-0,509	-0,053	-0,515	0,072	-0,538	-0,521	-0,537	-0,736
4	0,000	-0,407	-0,449	-0,521	-0,445	-0,047	-0,451	0,074	-0,475	-0,439	-0,483	-0,637
5	0,000	-0,359	-0,396	-0,449	-0,394	-0,042	-0,401	0,074	-0,399	-0,353	-0,387	-0,509
6	0,000	-0,287	-0,318	-0,348	-0,322	-0,035	-0,331	0,074	-0,290	-0,254	-0,280	-0,379
7	0,000	-0,257	-0,287	-0,301	-0,296	-0,032	-0,302	0,073	-0,249	-0,216	-0,242	-0,327
8	0,000	-0,236	-0,260	-0,263	-0,272	-0,030	-0,280	0,073	-0,218	-0,190	-0,211	-0,285
9	0,000	-0,216	-0,235	-0,227	-0,245	-0,027	-0,259	0,072	-0,186	-0,159	-0,180	-0,245
10	0,000	-0,193	-0,209	-0,191	-0,228	-0,025	-0,240	0,071	-0,158	-0,133	-0,154	-0,213
11	0,000	-0,172	-0,188	-0,164	-0,211	-0,022	-0,222	0,071	-0,128	-0,107	-0,130	-0,188
12	0,000	-0,153	-0,167	-0,139	-0,197	-0,020	-0,204	0,070	-0,105	-0,087	-0,108	-0,164
13	0,000	-0,136	-0,144	-0,112	-0,183	-0,018	-0,187	0,069	-0,080	-0,064	-0,083	-0,137
14	0,000	-0,123	-0,126	-0,086	-0,168	-0,016	-0,171	0,068	-0,056	-0,044	-0,061	-0,111
15	0,000	-0,555	-0,601	-0,749	-0,600	-0,066	-0,599	0,070	-0,580	-0,561	-0,575	-0,791

9 цикл

Тиск	x _{1,1}	x _{1,2}	x _{1,3}	x _{1,4}	x _{2,1}	x _{2,2}	x _{2,3}	x _{2,4}	x _{3,1}	x _{3,2}	x _{3,3}	x _{3,4}
2	-0,651	-0,616	-0,634	-1,144	-0,645	-0,064	-0,614	0,063	-0,709	-0,693	-0,692	-0,876
3	-0,550	-0,478	-0,524	-0,971	-0,591	-0,024	-0,545	0,092	-0,681	-0,653	-0,655	-0,817
4	-0,479	-0,392	-0,453	-0,878	-0,488	0,013	-0,447	0,123	-0,646	-0,621	-0,626	-0,770
5	-0,427	-0,326	-0,397	-0,824	-0,412	0,047	-0,373	0,151	-0,617	-0,581	-0,587	-0,699
6	-0,385	-0,267	-0,348	-0,780	-0,351	0,083	-0,304	0,180	-0,581	-0,514	-0,527	-0,601
7	-0,349	-0,219	-0,306	-0,739	-0,304	0,114	-0,243	0,208	-0,506	-0,453	-0,464	-0,529
8	-0,313	-0,175	-0,269	-0,693	-0,255	0,144	-0,193	0,235	-0,453	-0,406	-0,421	-0,469

9	-0,271	-0,131	-0,227	-0,642	-0,198	0,174	-0,133	0,263	-0,411	-0,365	-0,380	-0,410
10	-0,231	-0,096	-0,191	-0,604	-0,148	0,204	-0,086	0,289	-0,376	-0,333	-0,347	-0,365
11	-0,194	-0,055	-0,157	-0,571	-0,105	0,232	-0,041	0,314	-0,350	-0,307	-0,319	-0,324
12	-0,152	-0,010	-0,123	-0,536	-0,061	0,263	0,006	0,342	-0,326	-0,280	-0,293	-0,289
13	-0,113	0,034	-0,089	-0,508	-0,021	0,294	0,052	0,368	-0,305	-0,260	-0,274	-0,254
14	-0,083	0,075	-0,058	-0,480	0,019	0,325	0,096	0,394	-0,285	-0,236	-0,255	-0,225
15	-0,047	0,114	-0,027	-0,448	0,056	0,357	0,141	0,421	-0,263	-0,212	-0,233	-0,192

Тиск	у _{1,1}	у _{1,2}	у _{1,3}	у _{1,4}	у _{2,1}	у _{2,2}	у _{2,3}	у _{2,4}	у _{3,1}	у _{3,2}	у _{3,3}	у _{3,4}
2	0,000	-0,589	-0,615	-0,785	-0,606	-0,070	-0,590	0,070	-0,568	-0,563	-0,557	-0,794
3	0,000	-0,471	-0,518	-0,629	-0,554	-0,058	-0,544	0,071	-0,540	-0,528	-0,531	-0,747
4	0,000	-0,411	-0,457	-0,535	-0,483	-0,052	-0,476	0,073	-0,503	-0,492	-0,497	-0,704
5	0,000	-0,369	-0,416	-0,473	-0,437	-0,047	-0,429	0,074	-0,450	-0,465	-0,465	-0,655
6	0,000	-0,335	-0,377	-0,428	-0,401	-0,043	-0,388	0,074	-0,394	-0,424	-0,435	-0,610
7	0,000	-0,312	-0,344	-0,388	-0,379	-0,040	-0,353	0,073	-0,340	-0,344	-0,348	-0,499
8	0,000	-0,288	-0,316	-0,348	-0,349	-0,038	-0,328	0,073	-0,299	-0,283	-0,298	-0,421
9	0,000	-0,269	-0,284	-0,302	-0,316	-0,036	-0,299	0,073	-0,257	-0,240	-0,248	-0,357
10	0,000	-0,258	-0,259	-0,265	-0,288	-0,034	-0,279	0,072	-0,223	-0,203	-0,206	-0,312
11	0,000	-0,236	-0,234	-0,235	-0,269	-0,032	-0,259	0,072	-0,195	-0,174	-0,177	-0,273
12	0,000	-0,214	-0,212	-0,205	-0,251	-0,029	-0,242	0,071	-0,167	-0,145	-0,151	-0,243
13	0,000	-0,190	-0,191	-0,175	-0,237	-0,026	-0,224	0,071	-0,140	-0,123	-0,129	-0,210
14	0,000	-0,168	-0,171	-0,150	-0,225	-0,023	-0,205	0,070	-0,118	-0,100	-0,106	-0,185
15	0,000	-0,150	-0,154	-0,124	-0,212	-0,021	-0,190	0,069	-0,094	-0,076	-0,080	-0,156

10 цикл

Тиск	х _{1,1}	х _{1,2}	х _{1,3}	х _{1,4}	х _{2,1}	х _{2,2}	х _{2,3}	х _{2,4}	х _{3,1}	х _{3,2}	х _{3,3}	х _{3,4}
2	-0,648	-0,550	-0,572	-1,026	-0,624	-0,053	-0,570	0,071	-0,710	-0,688	-0,691	-0,872
3	-0,557	-0,443	-0,488	-0,916	-0,504	-0,011	-0,462	0,104	-0,604	-0,583	-0,586	-0,727
4	-0,492	-0,364	-0,426	-0,848	-0,422	0,024	-0,379	0,131	-0,530	-0,509	-0,512	-0,622
5	-0,422	-0,288	-0,361	-0,786	-0,343	0,060	-0,300	0,160	-0,470	-0,448	-0,453	-0,530
6	-0,361	-0,222	-0,308	-0,717	-0,278	0,094	-0,231	0,188	-0,426	-0,400	-0,409	-0,461
7	-0,314	-0,172	-0,265	-0,678	-0,225	0,123	-0,179	0,214	-0,392	-0,365	-0,374	-0,406
8	-0,268	-0,116	-0,220	-0,627	-0,171	0,156	-0,123	0,240	-0,359	-0,328	-0,340	-0,360
9	-0,220	-0,067	-0,179	-0,579	-0,124	0,189	-0,072	0,267	-0,331	-0,296	-0,310	-0,316
10	-0,175	-0,022	-0,140	-0,541	-0,075	0,220	-0,024	0,294	-0,304	-0,268	-0,282	-0,277
11	-0,131	0,021	-0,105	-0,507	-0,034	0,250	0,020	0,320	-0,283	-0,244	-0,258	-0,242
12	-0,090	0,065	-0,068	-0,464	0,012	0,282	0,067	0,348	-0,261	-0,219	-0,235	-0,206
13	-0,057	0,102	-0,039	-0,441	0,048	0,311	0,107	0,373	-0,243	-0,199	-0,217	-0,179
14	-0,022	0,138	-0,009	-0,410	0,087	0,342	0,151	0,399	-0,223	-0,176	-0,195	-0,148
15	0,009	0,173	0,021	-0,383	0,123	0,370	0,189	0,424	-0,204	-0,157	-0,178	-0,122

Тиск	у _{1,1}	у _{1,2}	у _{1,3}	у _{1,4}	у _{2,1}	у _{2,2}	у _{2,3}	у _{2,4}	у _{3,1}	у _{3,2}	у _{3,3}	у _{3,4}
2	0,000	-0,526	-0,558	-0,676	-0,569	-0,061	-0,545	0,072	-0,560	-0,558	-0,548	-0,786
3	0,000	-0,445	-0,489	-0,569	-0,484	-0,052	-0,473	0,074	-0,490	-0,445	-0,433	-0,637
4	0,000	-0,391	-0,435	-0,502	-0,432	-0,046	-0,418	0,075	-0,409	-0,370	-0,361	-0,525
5	0,000	-0,340	-0,383	-0,440	-0,381	-0,041	-0,368	0,074	-0,346	-0,310	-0,308	-0,440
6	0,000	-0,298	-0,339	-0,374	-0,336	-0,037	-0,327	0,074	-0,296	-0,263	-0,265	-0,378
7	0,000	-0,269	-0,306	-0,335	-0,307	-0,034	-0,301	0,074	-0,257	-0,231	-0,233	-0,331
8	0,000	-0,237	-0,274	-0,289	-0,277	-0,031	-0,275	0,073	-0,221	-0,193	-0,200	-0,290
9	0,000	-0,211	-0,242	-0,250	-0,252	-0,028	-0,251	0,073	-0,190	-0,162	-0,170	-0,251
10	0,000	-0,189	-0,214	-0,215	-0,229	-0,025	-0,231	0,072	-0,158	-0,136	-0,142	-0,218
11	0,000	-0,168	-0,189	-0,182	-0,209	-0,023	-0,214	0,071	-0,133	-0,111	-0,118	-0,192
12	0,000	-0,148	-0,164	-0,144	-0,192	-0,020	-0,194	0,070	-0,107	-0,086	-0,093	-0,158
13	0,000	-0,131	-0,148	-0,118	-0,179	-0,018	-0,180	0,069	-0,085	-0,065	-0,074	-0,135
14	0,000	-0,116	-0,129	-0,094	-0,165	-0,016	-0,163	0,069	-0,061	-0,043	-0,049	-0,110
15	0,000	-0,101	-0,111	-0,071	-0,153	-0,014	-0,150	0,068	-0,039	-0,023	-0,032	-0,087

ЗАТВЕРДЖУЮ

Генеральний конструктор – перший
заступник Генерального директора
ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля



АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ

результатів дисертаційної роботи Літота Олександра Володимировича
на здобуття наукового ступеня доктора філософії
«Суцільнокомполітні безлейнерні кріогенні паливні баки»

Результати досліджень Літота Олександра Володимировича, що представлені в дисертаційній роботі «Суцільнокомполітні безлейнерні кріогенні паливні баки», у вигляді методичних та практичних результатів застосовуються у ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля при проведенні робіт з розробки та створення перспективних ракет-носіїв.

Відповідні напрацювання використовувалися під час проектування та виготовлення дослідного паливного баку транспортної космічної системи (ТКС-М, 2019р.), а також при створенні баків - демонстраторів в рамках теми «ModComp» (Horizon 2020, Грант N 685844, 2020р.)

Начальник проектно-експериментального
комплексу нових неметалевих
матеріалів та перспективних технологій
ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля

О.М. Потапов



впровадження наукових і практичних результатів дослідження

комісія у складі директора ТОВ «Альфа Композит» Терзіна С.О., представника від ТОВ «Альфа Композит», к.т.н., Ківіренка О.Б. та представника від ДП «Конструкторське Бюро «Південне» Літота О.В. підтверджує, що в компанії ТОВ «Альфа Композит» наукові та практичні результати досліджень здобувача Літота Олександра Володимировича, які представлені в дисертаційній роботі «Суцільнокомпозитні безлейнерні криогенні паливні баки» у вигляді методичних і практичних результатів застосовуються у ТОВ «Альфа Композит» при розробці технології та виготовленні виробів із полімерних композиційних матеріалів методом мокрого намотування.

Члени комісії:

Представник від
ТОВ «Альфа Композит»

О.Б. Ківіренко

Представник від
ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля

О.В. Літот

ЗАТВЕРДЖУЮ

Директор
 ТОВ «Науково-виробниче підприємство «Адамант»
 О.О. Жулідов
 2023р.



АКТ

впровадження наукових і практичних результатів дослідження

комісія у складі директора ТОВ «Науково-виробниче підприємство «Адамант» Жулідова О.О., комерційного директора Кравченка О.А., головного технолога Куліша В.В., та представника від ДП «Конструкторське Бюро «Південне» Літота О.В. підтверджує, що в компанії ТОВ «Науково-виробниче підприємство «Адамант» наукові та практичні результати досліджень здобувача Літота Олександра Володимировича, які представлені в дисертаційній роботі «Суцільнокомполітні безлейнерні криогенні паливні баки», використані при виконанні проектних робіт, виготовленні та сертифікації розбірних металевих оправок для намотування вуглепластикових заготовок корпусів. Роботи проводились в рамках договору № 31/10 від 30.12.2022р на виготовлення та поставку «Оправки металевої розбірної з хибними днищами для намотування заготовки корпусу» та «Оснащення для виготовлення корпусу в зборі».

Члени комісії:

Комерційний директор
 ТОВ «НВП «Адамант»

О.А. Кравченко

Головний технолог
 ТОВ «НВП «Адамант»

В.В. Куліш

Представник від
 ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля

О.В. Літот

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ**Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати**

Статті, опубліковані в періодичних виданнях, проіндексованих у базах Scopus та/або Web of Science або включених до категорії «А» Переліку наукових фахових видань України:

1. И.А. Гусарова, Т.А. Манько, О.П. Роменская, **А.В. Литот.** Исследование механизма влияния плазменной обработки на свойства низко модульных углеволокон. Космічна наука і технологія. 2020. 26, №1(122). С.90-99. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.090> (Індексована Scopus, Web of Science). *Особистий внесок здобувача: дослідження матеріалів та розробка технології виготовлення зразків.*

Статті у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань України:

2. Manko T.A., **Litot A.V.**, Shilin S.A.. Application of modern means of computer simulation in the development of technology manufacturing fuel tank flange of carbon fiber [Применение современных средств компьютерного моделирования при разработке технологии изготовления фланца топливного бака из углепластика]. Технологические системы. 4(85)/2018. С. 27-30. *Особистий внесок здобувача: дослідження графічної моделі процесу виготовлення, розробка технології на її основі.*

3. Т.А. Манько, **А.В. Литот.** Композитные топливные баки в современном ракетостроении. Збірник матеріалів II Міжнародної конференції «Інноваційні технології в науці і освіті. Європейський досвід. 12-15 листопада 2018р. м.Гельсінкі, Фінляндія. С. 352-355. *Особистий внесок здобувача: літературний огляд.*

4. Т.А. Манько, **А.В. Литот,** С.А. Шилин. Технологические особенности изготовления композитного корпуса топливного бака с фланцами из

углепластика. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Том XXV. Дніпро 2018. С.91-97. *Особистий внесок здобувача: розробка технології виготовлення та випробувань.*

5. Т.А. Манько, **О.В. Літот.** Створення надтонких структур силових оболонок паливних баків із углепластику. Матеріали III Міжнародної конференції «Інноваційні технології в науці та освіті. Європейський досвід» 12-14 листопада 2019р. м. Амстердам, Нідерланди. С. 274-277. *Особистий внесок здобувача: літературний огляд, розробка технології та практичні дослідження.*

6. Т.А. Манько, **А.В. Литот.** Применение современных программных комплексов при проектировании и изготовлении фланца топливного бака из углепластика. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Том XXVII. Дніпро. 2019. С.90-94. *Особистий внесок здобувача: апробація графічного моделювання процесу виготовлення.*

7. **А.В. Литот,** Т.А. Манько. Моделирование многослойного композиционного материала фланца топливного бака из углепластика. Системні технології. 6 (131) 2020 «System technologies». С. 3-9. DOI 10.34185/1562-9945-6-131-2020-01. *Особистий внесок здобувача: літературний огляд, мікроструктурні дослідження.*

8. А.В. Сидорук, Д.А. Попов, А.С. Задоя, Д.С. Калиниченко, А.В. Аксененко, И.А. Гусарова, И.И. Деревянко, В.Н. Харченко, **А.В. Литот.** Экспериментальное исследование безлейнерного топливного из полимерных композиционных материалов. Космическая техника. Ракетное вооружение. Space Technology. Missile Armament. 2020. Вып. 1(119) С.90-98. *Особистий внесок здобувача: літературний огляд, виготовлення та випробування дослідної конструкції.*

9. **О.В. Літот,** Т.А. Манько. Методи графічної побудови процесу виготовлення силової оболонки композитних паливних баків. Вісник Дніпровського університету. Серія: ракетно-космічна техніка. Випуск 23. №4 том

28 2020. С.75-81. DOI: 10.15421/452010. *Особистий внесок здобувача: розробка технології графічного моделювання процесу виготовлення.*

10. **О. Литот.** Т. Manko. Modeling of mandrel for creation of thin-walled linerless fuel tanks of rocket carriers from composite materials. Математичне моделювання №2 (45) 2021. С.58-63. *Особистий внесок здобувача: дослідження вимог та обмежень щодо використання оправок.*

11. Малайчук В.П., Манько Т.А., Астахов Д.С., **Літот О.В.** Комп'ютерна модель дослідження інформативності критерію Стьюдента. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Том XXX. 2022р. С.47-54. Doi: 10.15421/472205. *Особистий внесок здобувача: проведення досліджень, формування вихідних даних для аналізу.*

12. Манько Т.А., **Літот О.В.**, Сєдачова К.Г. Багатошарові склопластикові оболонки що виготовляються методом намотування. Збірник наукових праць ЦНДІ #3 (86). Інв. № 75891г. Київ 2022. С.183-189. *Особистий внесок здобувача: розробка технології та виготовлення оболонки.*

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

13. Т.А. Манько, А.В. Литот. Технологические аспекты создания криогенного топливного бака для ракетносителя из углекомполита. Материалы XIV Международной конференции «Стратегия качества в промышленности и образовании». 4-7 июня 2018г. Варна, Болгария. С.97-98. *Особистий внесок здобувача: літературний огляд та розробка технології.*

14. **А.В. Литот.**, Т.А. Манько., С.А. Шилин. Технология изготовления композитного топливного бака с фланцами из углепластика. Материалы XXV Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції «Людина і Космос». 2019. С.230. *Особистий внесок здобувача: виготовлення дослідного зразка та його випробування.*

15. **О.В. Літот.** Герметичність фланцевого стику суцільнокомпозитного паливного бака. Материалы 9го семінару з питань авіаційних конструкцій і

корпоративної стандартизації в інтересах підприємств авіаційної промисловості. 21 листопада 2019 р. С. 53. *Особистий внесок здобувача: виготовлення конструктивних макетів та їх випробування.*

16. Iryna Husarova, Xiao Ying Li, Olha Romenska, **Oleksandr Litot**, Yana Liang. Application of modified carbon plastics in advanced unit if aviation and aerospace structure. Booklet of Abstracts 9-th EASN International conference on innovation in aviation & space. 3-6 September 2019. Athens, Greece. P.130-131. *Особистий внесок здобувача: літературний огляд, виготовлення зразків та їх дослідження.*

17. **А.В. Литот**, Т.А. Манько, А.М. Потапов. Создание цельнокомпозитных криогенных топливных баков из углепластика. Материалы 7-й Международной конференции Космические технологии: настоящее и будущее. 21-24 мая 2019г. Днепр, Украина. С. 83, 165. *Особистий внесок здобувача: розробка, виготовлення та випробування дослідних конструкцій.*

18. **А.В. Литот**, Т.А. Манько. Моделирование процесса изготовления композитных топливных баков методом мокрой намотки. Збірка тез XXII Міжнародна науково-практична конференція «Людина і космос» Дніпро 2020. С.308. *Особистий внесок здобувача: проведення досліджень та моделювання.*

19. Манько Т.А., **Літот О.В.**. Вирішення задач герметичності композитних трубопроводів. Проблеми прикладної механіки, енергозбереження та механізації в гірничо-металургійному комплексі: Матеріали Міжнародна науково-технічна конференція молодих вчених і студентів. Кривий ріг: КНУ, 2021. С.30-31. *Особистий внесок здобувача: літературний огляд та проведення досліджень фланцевого стику на дослідних конструкціях.*

20. Т.А. Манько, **О.В. Літот**. Технологічні аспекти вибору оправки для створення суцільнокомпозитних паливних баків ракет носіїв. XXIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» Збірник тез, НЦАОМ, Дніпро 2021. С.136. *Особистий внесок здобувача: літературний огляд та дослідження конструкцій оправок.*

21. **Літот О.В.**, Манько Т.А. Декомпозиція шаруватих структур із композиційних матеріалів при формуванні поверхонь подвійної кривизни. 6-8 грудня 2021р. Університет Аалто, Гельсінкі, Фінляндія. С.211-212. *Особистий внесок здобувача: проведення практичних досліджень на зразках.*

22. **О.В. Літот**, Т.А. Манько. Дослідження процесів формоутворення шаруватих структур із композиційних матеріалів що отримуються методом намотування. Збірка тез XXIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос». Дніпро 2022. С.180. *Особистий внесок здобувача: виготовлення та випробування дослідних зразків.*

23. **Літот О.В.**, Манько Т.А.. Дослідження параметрів формування структури вуглепластиків отриманих методом мокрого намотування. Матеріали III Міжнародна науково-практична конференція «Авіація, промисловість, суспільство» 12 травня 2022р. Кременчук. С.220. *Особистий внесок здобувача: експериментальні дослідження.*

24. Манько Т.А., **Літот О.В.**.. Дослідження впливу шорсткості поверхні вуглепластиків на герметичність рознімних з'єднань вузлів із вуглепластику що працюють при криогенних температурах. Матеріали XXV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» 12-14 квітня 2023р. Дніпро. С.223. *Особистий внесок здобувача: експериментальні дослідження.*

25. **Літот О.В.** Манько Т.А.. Рішення задач герметичності рознімних з'єднань вузлів із вуглепластику що працюють при криогенних температурах. Матеріали IV Міжнародна науково-практична конференція «Авіація, промисловість, суспільство» 18 травня 2023р. Кременчук С.68. *Особистий внесок здобувача: технологія виготовлення та експериментальні дослідження.*

26. Астахов Д.С., Малайчук В.П., Манько Т.А., **Літот О.В.** Дослідження інформативності порівняння середніх вибірок експериментальних досліджень. International scientific and technical conference Information Technologies in Metallurgy and Machine building – ITMM 2023. С.153-154. ISSN-online 2708-0102

153 DOI:10.34185/1991-7848.itmn/2023.01.041. *Особистий внесок здобувача: формування матеріалів для досліджень.*

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації

27. Патент України на корисну модель №138264UA МПК(2019.01), F17C 1/00, B21D 51/24(2006.01), F17C 1/06(2006.01) F17C 1/16(2006.01) «Спосіб виготовлення легких паливних баків високого тиску з композиційних матеріалів» / Потапов О.М., Сімбіркіна А.Н., Гусарова І.О., Літот О.В., Шилін С.О., Дервянко І.І., Роменська О.П., Немченко Д.А., Федоренко С.В. / Заявка № u 2019 04635, дата подання 02.05.2019, дата з якої є чинними права на корисну модель 25.11.2019, дата публікації відомостей про видачу патенту та номер бюлетеня 25.11.2019 Бюл. № 22. – 4с. *Особистий внесок здобувача: технологія виготовлення.*

28. Патент України на корисну модель №141527UA МПК(2020.01), B29C 53/82(2006.01), B29D 22/00 «Розбірна оправка для виготовлення високоміцних оболонок із композиційних матеріалів» / Потапов О.М., Шилін С.О., Манько Т.А., Літот О.В., Немченко Д.А., Федоренко С.В., Гусарова І.О., Дервянко І.І., / Заявка № u 2019 10573, дата подання 24.10.2019, дата з якої є чинними права на корисну модель 10.04.2020, дата публікації відомостей про видачу патенту та номер бюлетеня 10.04.2020 Бюл. № 7. – 4с. *Особистий внесок здобувача: літературний огляд та технічне рішення щодо конструкції оправки.*

29. Патент України на Винахід №122542UA МПК(2020.01), F17C 1/00, F17C 1/06 (2006/01), F17C 1/16(2006.01) «Спосіб виготовлення ємності з композиційних матеріалів» / Потапов О.М., Шилін С.О., Літот О.В., Немченко Д.А., Федоренко С.В., Гусарова І.О., Дервянко І.І., / Заявка № a 2019 02622, дата подання 18.03.2019, дата з якої є чинними права інтелектуальної власності 26.11.2020, дата публікації відомостей про державну реєстрацію та номер бюлетеня 25.11.2020 Бюл. № 22. – 4с. *Особистий внесок здобувача: технічне рішення щодо конструкції та технологія виготовлення.*