

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара
Міністерство освіти і науки України
Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Бондаренко Олег Євгенійович

УДК 629.7.

УДОСКОНАЛЕННЯ МАСОВОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ

Спеціальність 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Галузь 13 Механічна інженерія

Подається на здобуття ступеня **доктора філософії**

Подані до захисту наукові досягнення є напрацюванням автора, а всі запозичені ідеї, наукові результати, цитати супроводжуються належними посиланнями на їх авторів та джерела опублікування

О. Є. Бондаренко

Науковий керівник – **Ткачов Юрій Валентинович**,
кандидат технічних наук, доцент

Дніпро – 2024

АНОТАЦІЯ

Бондаренко О. Є. Удосконалення масової ефективності силових елементів ракетних двигунів.

Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, 2024.

Дисертаційна робота присвячена створенню методик удосконалення масової ефективності силових елементів ракетних двигунів шляхом чисельного моделювання напружено-деформованого стану типових і не типових конструкцій для силових елементів ракетних двигунів.

На сьогоднішній день ракетно-космічна галузь переходять на новий рівень розвитку технологій. Розширення можливостей адитивних технологій для 3D-друку і композитних матеріалів позитивно впливають на галузь в цілому. У сучасному аерокосмічному ринку конкуренція стрімко зростає, тому більшість космічних компаній (як державних, так і приватних), таких як, SpaceX, Firefly Aerospace, FlightControl Propulsion, та інші, все частіше використовують 3D-друк задля зменшення часу виготовлення окремих виробів та агрегатів, що стає важливим фактором при серійному виробництві. Було проведено огляд силових елементів, що використовуються як силовий елемент у двигунних установках. Також проведено аналіз існуючих методів підвищення експлуатаційних характеристик та виділено декілька з них. Наприклад, інженерний та системний підходи, топологічну оптимізацію та експеримент.

Сучасні досягнення в галузі адитивного виробництва відкривають широкі можливості для створення нетипових складних геометричних форм різних компонентів. Адитивні технології ґрунтуються на різноманітних фізичних процесах та включають різноманітні технології виробництва, в тому числі SLM (вибіркове лазерне плавлення), який використовується для створення оптимізованих

кронштейнів, рам, тощо. Також приділено увагу композиційним матеріалам у ракетно-космічній техніці та фізико-механічним характеристикам, що мають перевагу над сталями чи сплавами. Було досліджено вплив використання композитів у цій галузі та наведено окремі переваги таких матеріалів у подальших конструкціях.

Окрему увагу приділено також власно процесу виготовлення та технологіям виготовлення конструкцій 3Д-друком та намотуванням конструкцій з композитних матеріалів.

Ця дисертаційна робота фокусується на принципах методу топологічної оптимізації, використовуючи оптимізацію типових конструкцій кронштейнів чи силових рам у якості прикладу, як найбільш поширених силових елементів. Приділено увагу також на методах топологічної оптимізації, а саме SIMP та інших. У всіх цих методах різна структура та методи розв'язання задачі, але мета одна – створити таку конструкцію, що буде водночас міцною, жорсткою та легкою. Критерій мінімуму маси в цьому дослідженні головний.

Окремим розділом дисертаційного дослідження згадано експлуатаційні характеристики та їх значення для конструкцій в цілому. Сформовано основні з них для подальшої роботи та розрахунків.

Особливу увагу приділено застосуванню передових обчислювальних методів, таких як чисельне моделювання, що відіграє ключову роль у аналізі та прогнозуванні поведінки цих елементів в різних умовах експлуатації. Описано цільові функції для топологічної оптимізації та параметр, у просторі якого ці цільові функції рахуються. Згадані методи обчислення геометричних параметрів композитних несучих конструкцій ракетних двигунів на твердому паливі.

В окремому розділі дисертаційної роботи наведено практичні моделі розрахункових сіток для простих розрахункових задач (тестових) на прикладі 3Д та 2Д об'єктів (пластини та куби). Наведено основні переваги методу скінченних елементів. Описано основні формули та фізичний запис. Додатково описано закон Гука для пружних задач у математичній постановці, а також наведено

описання основних формул для тензорів напружень, деформацій та переміщень і їхнє переведення в вектор-стовпчики для методу скінчених елементів (рівняння, які лежать в основі методу скінчених елементів). Також розглянуто узагальнений закон Гука, що працює в задачах пластичності.

Окремий розділ присвячено поясненню нелінійності матеріалів, де розкрито значення ізотропного мультилінійного зміцнення та кінематичного зміцнення матеріалів, яка модель для яких задач більше підходить та як модель конкретно використовувалась у дисертаційному дослідженні та чому. Обґрунтовано саме, коли та чи інша задача та об'єкт дослідження вважається лінійно пружним, а коли задача та конструкція під дією зовнішніх сил переходить за межу пластичності.

У цьому дослідженні вивчені та розроблені методи системного підходу до удосконалення масової ефективності силових елементів ракетних двигунів. Розглянуті різноманітні стратегії та методи, спрямовані на підвищення надійності, ефективності та загальної продуктивності цих елементів. Серед розглянутих методів виділяють використання передових матеріалів, топологічна оптимізація, інноваційні технології виробництва, системна інтеграція, оптимізація геометрії та інші.

В результаті проведеного дослідження розроблено методика оптимального розрахунку кронштейнів, саме розглянутих у контексті топологічної оптимізації. Ця методика містить систематизований і науково обґрунтований підхід до вибору параметрів та проектування кронштейнів з урахуванням різних умов експлуатації. Формування методики, що дозволяє підвищити ефективність силових елементів ракетних двигунів відбувалося за наступними етапами:

- проведено верифікаційний розрахунок балону високого тиску для підтвердження розрахункових результатів чисельного моделювання;
- розроблено та структуровано блок-схему алгоритму топологічної оптимізації;

- описано весь процес цієї оптимізації, цільової функції, і пояснені основні принципи методу SIMP (*Solid Isotropic Material with Penalization*);
- на основі проміжних результатів були проведено розрахунки на міцність з використанням методу скінчених елементів (МСЕ) до і після топологічної оптимізації, враховуючи різні розрахункові схеми (осьові стискаючі навантаження, квазістатичні перевантаження, масу конструкції, тощо.);
- отримано остаточний варіант конструкції, який виготовлено, та який успішно пройшов серію статичних випробувань в реальних умовах на камері рідинного ракетного двигуна (РРД) і ефективно впроваджено в кінцевий виріб. При цьому цю схему було застосовано і для інших кронштейнів (кріплення, утримання, тощо.) і які також знаходяться на стадії виготовлення та впровадження в ракетні двигуни;
- проведено подібний цикл і для силової рами розгінного блоку рідинного ракетного двигуна, задля удосконалення масової ефективності в порівнянні з подібною конструкцією, що виготовлено класичними методами, та проведено відповідні розрахунки на міцність та стійкість;
- виконано чисельне моделювання для композитного несучого корпусу ракетного двигуна на твердому паливі. Було проведено цілий комплекс розрахунків з варіацією кутів армування та структури армування, тощо.

Особливу увагу приділено застосуванню передових обчислювальних методів, таких як чисельне моделювання, що відіграє ключову роль у аналізі та прогнозуванні поведінки цих елементів в різних умовах експлуатації. Саме тому було проведено верифікаційний розрахунок балону високого тиску, який було виготовлено адитивними технологіями, де розрахунковий руйнівний тиск відрізнявся від реального руйнівного тиску в межах 5%, також прогнозоване місце руйнування повністю збігається, що доводить правильність та коректність розрахунків та розрахункової моделі в цілому.

У цьому дослідженні вивчаються та розробляються методи системного підходу до удосконалення масової ефективності силових елементів ракетних двигунів. Розглянуті різноманітні стратегії та методи, спрямовані на підвищення надійності, ефективності та загальної продуктивності цих елементів. Серед розглянутих методів виділяються використання передових матеріалів, топологічна оптимізація, інноваційні технології виробництва, системна інтеграція, оптимізація геометрії та інші.

Отримані результати надають важливий внесок у розвиток ракетобудівної галузі, а також можуть слугувати основою для подальших досліджень, спрямованих на вдосконалення конструкцій силових елементів та загальне підвищення продуктивності ракетних систем.

Ключові слова: ракетно-космічна техніка, рідинний ракетний двигун, твердопаливний ракетний двигун, напружено-деформований стан, міцність, адитивні технології, 3D-друк, композиційні матеріали, пластичність, пружність, рідинний ракетоносій, CAE-системи, метод скінченних елементів, подвійне зміцнення, технологія SLM.

ABSTRACT

Bondarenko O. E. Improvement of mass efficiency of power elements of rocket engines.

Qualifying scientific work on the rights of the manuscript.

Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy in the specialty 134 Aviation and Rocket and Space Engineering. Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, 2024.

The dissertation is devoted to the study of methods for improving the mass efficiency of rocket engine power elements, numerical modeling of the stress-strain state of typical and non-typical structures for rocket engine power elements.

Today, the aerospace industry is moving to a new level of technology development. Expanding the capabilities of additive technologies for 3D printing and composite materials have a positive impact on the industry as a whole. In today's aerospace market, competition is growing rapidly, so most space companies (both public and private), such as SpaceX, Firefly Aerospace, FlightControl Propulsion, and others, are increasingly using 3D printing to reduce the manufacturing time of individual products and assemblies, which is becoming an important factor in mass production. A review of the power elements used as a power element in propulsion systems was conducted. An analysis of existing methods for improving performance was also conducted and several of them were identified. For example, engineering and system approaches, topological optimization, and experimentation.

Modern advances in additive manufacturing open up wide opportunities for creating atypical complex geometries of various components. Additive technologies are based on various physical processes and include a variety of manufacturing techniques, including SLM (selective laser melting), which is used to create optimized brackets, frames, etc. Attention is also paid to composite materials in rocket and space technology and the physical and mechanical characteristics that are superior to steels or alloys. The impact of the use of composites in this field was investigated and some advantages of such materials in further designs were presented.

Special attention is also paid to the manufacturing process and technologies for manufacturing structures by 3D printing and winding structures made of composite materials.

This research work focuses on the principles of the topological optimization method, using the optimization of typical bracket or power frame designs as an example, as the most commonly used force elements. Attention is also paid to topological optimization methods, namely SIMP and others. All of these methods have different structures and methods for solving the problem, but the goal is the same: to create a structure that is strong, rigid, and lightweight at the same time. The criterion of minimum mass is the main one in this research.

A separate subsection mentions performance characteristics and their importance for structures in general. The main ones have been formed for further work and calculations.

Particular attention is paid to the use of advanced computational methods, such as numerical modeling, which plays a key role in analyzing and predicting the behavior of these elements under various operating conditions. The objective functions for topological optimization and the parameter in which these objective functions are evaluated are described. The methods for calculating the geometric parameters of composite bearing structures of solid-fuel rocket engines are mentioned.

In a separate subsection, practical models of computational grids for simple computational problems (test problems) are presented on the example of 3D and 2D objects (plates and cubes). The main advantages of the finite element method are presented. The basic formulas and physical notation are described. Additionally, Hooke's law for elastic problems in mathematical formulation is described, as well as a description of the basic formulas for stress, strain, and displacement tensors and their translation into vector-columns for the finite element method (equations that underlie the finite element method). The generalized Hooke's principle, which works in problems of plasticity, is also considered.

A separate section is devoted to explaining the nonlinearity of materials, where the meaning of isotropic multilinear hardening and kinematic hardening of materials is revealed, which model is more suitable for which tasks, and how the model was specifically used in the dissertation research and why. It is substantiated exactly when a particular problem and object of study is considered linearly elastic, and when the problem and structure under the influence of external forces goes beyond the plasticity limit.

As a result of the research, a methodology for the optimal calculation of brackets, specifically considered in the context of topological optimization, was developed. This methodology contains a systematic and scientifically based approach to the selection

of parameters and design of brackets taking into account various operating conditions. The development of the methodology to improve the efficiency of rocket engine power elements was carried out in the following stages:

- a verification calculation of a high-pressure cylinder was performed to confirm the calculated results of numerical modeling;
- a block diagram of the topological optimization algorithm was developed and structured;
- the entire process of this optimization, the objective function, and the basic principles of the SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) method are described;
- on the basis of intermediate results, strength calculations were carried out using the finite element method (FEM) before and after topological optimization, taking into account various design schemes (axial compressive loads, quasi-static overloads, structure weight, etc.);
- the final version of the design was obtained, which was manufactured and successfully passed a series of static tests in real conditions on a liquid rocket engine (LRE) chamber and effectively implemented in the final product. At the same time, this scheme was applied to other brackets (fasteners, holders, etc.), which are also at the stage of manufacturing and implementation in rocket engines;
- a similar cycle was carried out for the power frame of the upper stage of a liquid rocket engine to improve mass efficiency compared to a similar structure made by classical methods, and the corresponding strength and stability calculations were performed;
- Numerical modeling was performed for the composite solid-fuel rocket engine bearing body. A whole range of calculations was carried out with the variation of reinforcement angles and reinforcement structure, etc.

Particular attention is paid to the use of advanced computational methods, such as numerical modeling, which plays a key role in analyzing and predicting the behavior of these elements under various operating conditions. That is why a verification

calculation of a high-pressure cylinder manufactured by additive technologies was performed, where the calculated destructive pressure differed from the actual destructive pressure within 5%, and the predicted place of destruction completely coincided, which proves the correctness and correctness of the calculations and the calculation model as a whole.

In this research, methods of a systematic approach to improving the mass efficiency of rocket engine power elements are studied and developed. Various strategies and methods are considered to improve the reliability, efficiency, and overall performance of these elements. Among the methods considered are the use of advanced materials, topological optimization, innovative production technologies, system integration, geometry optimization, and others.

The results make an important contribution to the development of the rocketry industry and can serve as a basis for further research aimed at improving the design of power elements and the overall performance of rocket systems.

Keywords: rocket and space technology, liquid rocket engine, solid rocket engine, stress-strain state, strength, additive technologies, 3D printing, composite materials, plasticity, elasticity, liquid launch vehicle, CAE systems, finite element method, double hardening, SLM technology.

Список опублікованих праць здобувача за темою дисертації

Публікації у фахових виданнях України категорії «Б»:

Бондаренко О. Є. та ін. Особливості топологічної оптимізації силових елементів РРД, виготовлених адитивними методами. *Journal of Rocket-Space Technology*. 2024. Т. 29, № 4. С. 106–111. URL: <https://doi.org/10.15421/452111>

S. S. Vekilov et al. Distinctive features of SLM technology application for manufacturing of LPRE components. *Journal of Rocket-Space Technology*. 2021. Vol. 29, no. 4. P. 112–123. URL: <https://doi.org/10.15421/452112>

Бондаренко О. Є., Ткачов Ю. В. Підвищення масової досконалості композитних циліндричних оболонок баків РКТ. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*, 2024. Т. 34(1), С. 38-48. <https://doi.org/10.15421/472404>

Білоцерковський І. В., Бондаренко О. Є. Синтез конструкторських рішень проектування лопаткових машин, виготовлених адитивними методами. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*, 2024. Т. 34(1), С. 23-37. <https://doi.org/10.15421/472403>

Публікації, в яких додатково відображені результати дисертаційного дослідження:

Bondarenko O., Tkachov Y. Numerical modeling of the stress-strain state of power frames of liquid rocket engines of low. *Математичне моделювання*, 2024. Т. 50(1), Р. 194-201. [https://doi.org/10.31319/2519-8106.1\(50\)2024.305937](https://doi.org/10.31319/2519-8106.1(50)2024.305937)

Бондаренко, О. Є., Ткачов, Ю. В. Удосконалення масової ефективності силового корпусу насоса високого тиску. *Вісник Дніпровського університету імені Олеся Гончара. Серія: Ракетно-космічна техніка*, 2024. Т.33(1), С. 118-124. <https://doi.org/10.15421/452416>

Апробації досліджень на конференціях:

Бондаренко О. Є. Синтез конструкторських рішень для корпусів високотискових насосів // О. Є. Бондаренко, О. П. Бадун, Ю. В. Ткачов // I Міжнародна науково-практична конференція «Виклики та проблеми сучасної науки». 2023. С. 52.

Бондаренко О. Є. Раціональність використання матеріалу в силових конструкціях ракетної техніки // О. Є. Бондаренко, Ю. В. Ткачов // XXV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос». Збірник тез. – 2023. С. 141.

O. Bondarenko. The use of topological optimization methods on the examples of problems of strength of rocket and space structures // A. F. Sanin, V.I. Lipovskyi, O.E. Bondarenko, V.I. Shynkaruk // INTERNATIONAL SCIENTIFIC CONFERENCE «ACTUAL PROBLEMS OF MECHANICS – 2023». Збірник тез. – 2023. С. 276.

ЗМІСТ

ВСТУП	14
1 АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ МЕТОДІВ ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦІЙ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ.....	18
1.1 Огляд силових елементів, що використовуються у ракетно-космічній техніці	18
1.2 Поняття про експлуатаційні характеристики силових елементів	22
1.3 Висновки до розділу 1	25
2 МЕТОДИ ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧІ ПРО ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ РКТ	27
2.1 Обґрунтування напряму дослідження та постановка задачі	27
2.2 Існуючі методи підвищення експлуатаційних характеристик силових елементів РКТ	35
2.3 Топологічна оптимізація силових елементів	38
2.4 Метод SIMP для топологічної оптимізації силових елементів в ракетній техніці....	41
2.5 Методика розрахунку композитного корпусу ракетного двигуна на твердому паливі	44
2.6 Висновки до розділу 2	46
3 ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧІ ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗА ДОПОМОГОЮ CAE СИСТЕМ.....	48
3.1 Алгоритм рішення задачі та його обґрунтування.....	48
3.2 Метод скінчених елементів та поняття про нього.....	49
3.3 Закон Гука та узагальнений закон Гука для моделювання задач	56
3.4 Поняття про пластичність матеріалів та моделі зміцнення матеріалів	61
3.4 Особливість задання граничних умов та навантажень для топологічної оптимізації.....	67
3.5 Висновки та основні результати до розділу 3.....	69
4 ОТРИМАННЯ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ З ПІДВИЩЕНИМИ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ЗА ДОПОМОГОЮ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ	71
4.1 Верифікаційний розрахунок на тримкість балону високого тиску, виготовленого адитивними технологіями.....	71
4.2 Покращення кронштейну кріплення камери ракетного двигуна	74
4.3 Підвищення масової ефективності силової рами для розгінного блоку рідинного ракетного двигуна.....	85
4.4 Покращення композитного несучого корпусу ракетного двигуна на твердому паливі	90
4.5 Концентратори напружень у топологічно оптимізованих конструкціях силових елементів.....	105
4.6 Висновки та основні результати до розділу 4.....	108
Висновки до дисертаційного дослідження.....	110
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	112

ВСТУП

Актуальність теми

Проблеми силових елементів у ракетних двигунах є актуальними і до сьогодні. Актуальність підвищення експлуатаційних характеристик силових елементів ракетних двигунів чітко простежується в тенденціях розвитку сучасної космічної галузі. Технологічний прогрес і підвищений інтерес до освоєння космосу призвели до необхідності вдосконалення конструкції ракетних двигунів для досягнення більш високих показників продуктивності та ефективності.

Зокрема, використання передових матеріалів і технологій виготовлення дозволяє зменшити вагу силових елементів і підвищити їхню ефективність. Інтеграція композитних матеріалів, вуглецевих волокон і титанових сплавів стає важливим кроком на шляху до створення легших і міцніших конструкцій.

Топологічна оптимізація з використанням передових алгоритмів і обчислювальних методів дозволяє спроектувати оптимальну форму і структуру силового елемента, зменшуючи вагу і витрату матеріалу. Це особливо важливо для ефективної роботи ракетних систем, де кожен кілограм ваги має вирішальне значення для об'єму палива та маневреності ракети.

Інноваційні технології та чисельне моделювання сприяють розробці надійних та ефективних ракетних систем, дозволяючи всебічно аналізувати силові елементи за різних умов експлуатації.

Таким чином, підвищення характеристик силових елементів є важливим напрямком удосконалення ракет-носіїв, що відповідає вимогам сучасної космічної галузі та сприяє розвитку систем ракет-носіїв нового покоління.

Мета і завдання дослідження

Метою дослідження є підвищення експлуатаційних характеристик ракетних двигунів шляхом удосконалення масової ефективності і конструкції силових елементів на основі результатів топологічної оптимізації конструкції і встановлених закономірностей формування напружено-деформованого стану елементів.

Завданням дослідження є аналіз можливих шляхів вдосконалення конструкцій:

- дослідити сучасними методами проблему, з використанням інноваційних CAE пакетів;
- провести моделювання задач та об'єктів дослідження;
- розробити методику раціональної конструкції силового елемента за допомогою топологічних перетворень в розрахунковій моделі;
- обґрунтувати отримані результати дослідження згідно з критеріями міцності та мінімізації маси конструкції.

Об'єкт дослідження – процеси формування НДС силових елементів ракетних двигунів.

Предмет дослідження – визначення критеріїв масової ефективності силових елементів ракетних двигунів.

Методи дослідження – чисельне моделювання, аналітичні розрахунки, експериментальне відпрацювання.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у наступному:

- вперше проведена оптимізація геометрії кронштейнів кріплення, силових рам для реальних конструкцій РРД малої тяги для розгінного блоку, які у складі двигуна пройшли ряд вогневих випробувань
- доведено, що граничні умови, які встановлюються при топологічній оптимізації конструкції елементів, залежать від типу навантаження і особливостей зони прикладення навантаження;

— набули подальшого розвитку закономірності впливу зон концентрації напружень на експлуатаційні характеристики деталей, виготовлених з використанням методу 3D-друку, що дозволяє розширити області застосування адитивної технології.

Таким чином, отримані результати відрізняються не тільки застосуванням сучасних матеріалів і передових технологій, але й впровадженням комплексного підходу до оптимізації конструкції силових елементів ракетних двигунів. Наукова новизна отриманих результатів полягає в доопрацюванні підходів до удосконалення масової ефективності силових елементів ракетних двигунів.

Практична значимість отриманих результатів:

- а) запропоновано готовий алгоритм для роботи з такими конструкціями.
- б) отримано теоретичне і практичне підтвердження отриманих результатів.
- в) за представленим алгоритмом і методикою, розраховано і виготовлено кронштейн кріплення камери рідинного ракетного двигуна, який пройшов успішно випробування на міцність і загалом великий цикл вогневих випробувань двигуна.

— розроблена, експериментально та практично підтверджена нова методика топологічної оптимізації у вигляді структурованого алгоритму, за якою можна забезпечити удосконалення масової ефективності силових елементів конструкції двигунних установок ще на етапі проєктування для подальшого виготовлення адитивними методами. Вперше одержані конструктивні елементи, які підтверджують цієї методики на виробництві.;

— запропонований новий підхід до інтеграції чисельного моделювання у середовищі CAE Discovery Live в процесі технологічної підготовки виробництва елементів конструкцій двигунних установок із застосуванням адитивних технологій, який вперше впроваджений та реалізований на виробничій базі FlightControl Propulsion;

— виконані дослідження можливості топологічної оптимізації елементів конструкції двигунних установок, виготовлених із композиційних матеріалів, на основі яких вперше запропонована методика для підвищення масової досконалості композитних конструкцій, ефективність якої підтверджена під час чисельного моделювання ракетного двигуна на твердому паливі;

Результати дисертаційного дослідження було впроваджено у приватній ракетно-космічній компанії Flight Control Propulsion (Акт впровадження від 13.03.2024).

Обґрунтованість, достовірність наукових положень, висновків та рекомендацій

Сучасні САЕ системи використовувалися для теоретичних досліджень, результати яких були підтверджені експериментальними випробуваннями. Були апробації на наукових конференціях.

Особистий внесок здобувача полягає в активній участі у всіх етапах дослідження. Чисельному моделюванню та аналізу результатів розрахунків. Це охоплює вивчення наукових джерел, розробку методів проведення експериментів, планування та здійснення практичних досліджень, обробку та аналіз отриманих даних.

1 АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ МЕТОДІВ ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦІЙ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ

1.1 Огляд силових елементів, що використовуються у ракетно-космічній техніці

Силові елементи в ракетних двигунах є ключовими компонентами, бо вони виконують низку важливих функцій, що визначають успішність польоту та функціональність космічного апарата. Тому повстало питання, як можна покращити силові елементи, зменшити їх масу та при цьому залишити конструкції міцними та стійкими.

Сьогодні ракетно-космічна техніка вступає в нову фазу розвитку, а розширення можливостей адитивних технологій та композитів позитивно впливає на галузь в цілому. Через стрімке зростання конкуренції на сучасному аерокосмічному ринку більшість космічних компаній (як державних, так і приватних), таких як SpaceX, Firefly Aerospace та FlightControl Propulsion, зараз використовують 3D-друк. 3D-друк можна використовувати для виготовлення окремих деталей. Він стає важливим фактором масового виробництва, оскільки значно скорочує час виготовлення окремих виробів.

Надважливим критерієм у ракетній техніці є критерій мінімуму маси, тому використання технологій топологічної оптимізації та легких матеріалів дозволяє зменшити вагу силових елементів, що впливає на загальну масу ракети.

Загальна важливість силових елементів полягає в їхньому вирішальному внеску у функціонування ракетних систем, забезпечуючи стабільність, міцність та ефективність у всіх етапах місії.

До силових елементів в ракетній техніці та ракетних двигунах відносяться [1]:

- а) балони високого тиску;
- б) кронштейни кріплення;
- в) силові рами;
- г) композитний несучий корпус (камера згоряння) ракетного двигуна на твердому паливі.

Балони високого тиску необхідні для зберігання та постачання пального. Їх конструкція повинна бути не тільки легкою, але й витривалою до високих навантажень тиском. Важливим аспектом топологічної оптимізації балонів високого тиску є знаходження оптимальної форми та структури для максимальної міцності та мінімальної маси. Використання високоміцних матеріалів, таких як алюмінієві та титанові сплави, дозволяє створювати легкі та витривалі балони. Також широкого вжитку компаніями стало використання композитних матеріалів, таких як армовані вуглепластиком, дозволяє забезпечити оптимальну міцність при низькій масі. Приклад балонів високого тиску наведено на рисунку 1.1.1.



Рисунок 1.1.1 – Вуглепластикові балони високого тиску

Кронштейни в ракетних двигунах відіграють ключову роль утримання та підтримки різноманітних компонентів. Вони піддаються складним динамічним і статичним навантаженням під час польоту. Оптимізація їх конструкції та використання легких, але міцних матеріалів, таких як титанові сплави, сприяють покращенню ваго-міцнісних характеристик.

Оскільки кронштейни піддаються складним динамічним і статичним навантаженням під час польоту, оптимізація їх конструкції стає ключовим аспектом розробки ракетних систем. Приклад кронштейну кріплення наведено на рисунку 1.1.2.

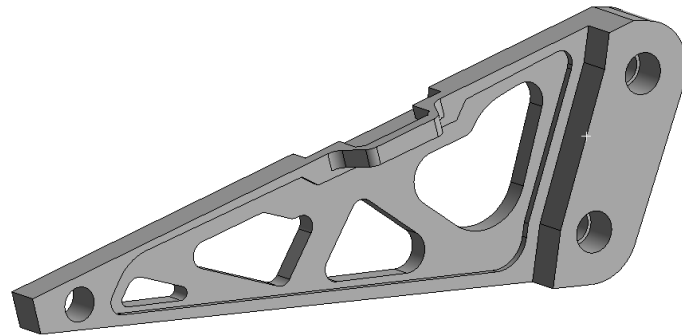


Рисунок 1.1.2 – Кронштейн кріплення

Силові рами розташовані в основних конструкціях ракетних двигунів і підтримують значні механічні навантаження. Застосування топологічної оптимізації та використання високоміцних сталей дозволяють створити компактні та ефективні силові рами.

Впровадження топологічної оптимізації у конструюванні силових рам ракетних двигунів є вкрай важливим, оскільки ці елементи несуть значні механічні навантаження в основних конструкціях. Зазвичай виготовлені з сталей, алюмінію чи титану, а також можуть використовувати композитні матеріали для зменшення ваги та підвищення міцності. Оптимізація їх форми та використання високоміцних сталей дозволяють досягти компактних та ефективних рішень. Топологічна оптимізація визначає оптимальне розташування матеріалу в межах силових рам, забезпечуючи максимальну

міцність та надійність при мінімальній масі конструкції. Це сприяє покращенню загальної функціональності ракетного двигуна. Приклад силової рами наведено на рисунку 1.1.3.



Рисунок 1.1.3 – Силова рама двигуна тягою 250 кгс

Композитні корпуси знаходять широке застосування в твердопаливних ракетах, де вони виступають як контейнери для твердого палива. Вони мають відмінні аеродинамічні та міцнісні властивості, що покращують ефективність польоту та забезпечують безпечне зберігання палива. Ці корпуси виготовляються з комбінації різних матеріалів, таких як карбонові волокна, епоксидні смоли та інші полімери. Приклад композитного несучого корпусу ракетного двигуна на твердому паливі наведено на рисунку 1.1.4.



Рисунок 1.1.4 – Несучий корпус ракетного двигуна
на твердому паливі з вуглепластику

Крім того, використання легких матеріалів дозволяє знизити вагу конструкції, що є ключовим фактором для досягнення більшої висоти польоту та маневреності.

Міцність композитних матеріалів також важлива для забезпечення безпеки зберігання та транспорту твердого палива. Вони здатні витримувати значні механічні навантаження та тертя, що можуть виникнути під час різних етапів використання ракети.

Полімерні композиційні матеріали (ПКМ) розробляються технологічно в процесі виготовлення виробу, відкриваючи нові можливості для комплексного вирішення конструкторських та формоутворювальних завдань. Ці аспекти взаємодіють вже на етапі інженерного проектування об'єкта виробництва.

Засновані на ефекті конструктивної анізотропії механічних властивостей односпрямованих полімерних композитів створюють передумови для розробки конструкцій з рівномірним розподіленням напружень. Цей аспект відкриває ще один спосіб зменшення маси проєктованих виробів.

Таким чином, використання композитних корпусів у твердопаливних ракетах сприяє покращенню масових та міцнісних характеристик, що впливає на загальну ефективність та безпеку цих ракетних систем.

1.2 Поняття про експлуатаційні характеристики силових елементів

Експлуатаційні характеристики є невід'ємними параметрами або властивостями об'єкта, які визначають його працездатність, ефективність, надійність, безпеку та інші аспекти у реальних умовах. Ці характеристики розкривають взаємодію об'єкта з оточуючим середовищем, його здатність виконувати функції і тривалість утримання визначеного рівня продуктивності.

У випадку силових елементів ракетних двигунів експлуатаційні характеристики охоплюють:

1) Міцність: Здатність витримувати механічні навантаження і утримувати форму та структуру під впливом сил і тиску. Міцність силових елементів ракетних двигунів визначається їхньою здатністю витримувати механічні навантаження, які виникають під час всього циклу польоту та роботи ракетного двигуна. Цей аспект важливий для забезпечення безпеки та надійності.

2) Теплостійкість: Стійкість до високих температур, що можуть виникнути під час роботи ракетного двигуна. Адже на прикладі роботи двигуна температури камери згорання чи змішувальної головки можуть бути вкрай високими.

3) Легкість і мінімізація маси: Важливо для забезпечення ефективності витрати пального та загальної продуктивності ракети. Як вже було зазначено вище, то критерій мінімуму маси є надзвичайно вагомим та основним.

4) Стійкість до вібрацій і ударів: Здатність зберігати структурну цілісність при динамічних впливах, таких як вібрації та удари. На прикладі старту ракети в корпусі виникають random vibration [2], що значною мірою навантажують конструкцію.

5) Стійкість до корозії: Роботоздатність матеріалів в умовах високих тисків та агресивних середовищ, наприклад, окисник в ракетних двигунах.

6) Довговічність: Здатність зберігати свої характеристики тривалий час без значних втрат продуктивності.

7) Жорсткість: Наскільки конструкція здатна утримувати свою форму та структуру під впливом зовнішніх сил і тисків. Жорсткість має прямий вплив на стабільність та надійність конструкції під час різних умов експлуатації.

Ці характеристики сильно залежать від матеріалів, конструкції та технологій виробництва силових елементів. Оптимізація грає важливу роль у

забезпеченні ефективної та надійної роботи ракетних систем. Тому вводяться такі поняття, як питома міцність, питома жорсткість та питома маса.

В цій роботі основний акцент було зроблено на підвищення таких експлуатаційних характеристик як міцність, достатня жорсткість конструкції, адже висока жорсткість дозволяє запобігти деформаціям та зберегти цілісність конструкції, що є ключовим для ракетних двигунів та мінімуму маси.

При виборі матеріалу конструкції варто враховувати не тільки необхідність зменшення маси, але і ряд інших факторів, таких як технологічні властивості, вартість, корозійна стійкість і ін.

Ці питання розглядаються в наступних розділах, де дано конкретні значення фізико-механічних характеристик, основні технологічні властивості й особливості типових матеріалів ракетних конструкцій. У даному розділі названі показники, по яких слід вибирати матеріал, виходячи з головного критерію конструювання - критерію мінімальної маси.

Сутність показників важлива для аналізу роботи силових елементів під навантаженням і полягає в наступному:

1. Для елементів, що працюють на міцність при розтягненні, кращим буде матеріал, у якого вище питома міцність, що представляє собою відношення межі міцності σ_b , до його густини ρ , тобто σ_b/ρ .
2. Для елементів, що працюють на міцність при стисканні, коли їхня несуча здатність не визначається стійкістю, кращим буде також матеріал, що має максимальну питому міцність. Показник питомої міцності в цьому випадку приймається у виді відношення границі плинності σ_m ; (чи умовної границі плинності $\sigma_{0.2}$) до густини ρ , тобто σ_m/ρ ($\sigma_{0.2}/\rho$). Напруження вище границі плинності в стиснутих тонкостінних конструкціях як правило не допускаються через велику імовірність порушення їхньої працездатності унаслідок утрати стійкості при роботі в пластичній зоні.

3. Для елементів, підданих стиску, у яких несуча здатність визначається стійкістю, вибирається той матеріал, у якого вище питома жорсткість. Форма показника питомої жорсткості залежить від характеру навантаження. Для поздовжнього стискання він приймається зазвичай у виді $\sqrt{E/\rho}$, де E – модуль пружності.

З вищевикладеного випливає, що при роботі елемента на розтягнення критерій вибору матеріалу однозначний. У випадку ж стискання необхідно враховувати таку закономірність – конструкції, які працюють на міцність (тобто ті, що мають діючі напруження, близькі до максимально допустимих), як правило, більш ефективні по масі, чим конструкції, у яких визначальної є втрата стійкості при більш низьких напруженнях.

Тому при конструюванні стиснутих елементів варто вибирати матеріал як по показнику максимальної питомої жорсткості $\sqrt{E/\rho}$, щоб підвищити критичні напруження, так і по показнику максимальної питомої міцності σ_m/ρ ($\sigma_{0.2}/\rho$), маючи на увазі. розробку високо напруженої, а отже, більш легкої конструкції, у якої втрата загальної і місцевої стійкості виключається конструктивно (наприклад, рознесенням матеріалу перетину, скороченням розрахункової довжини, жорсткістю торців і т.д.). [3]

1.3 Висновки до розділу 1

Аналіз існуючих конструкцій силових елементів ракетних двигунів дають підстави для оптимізації та вдосконалення цих важливих компонентів космічних систем. Використання передових матеріалів, таких як композити або матеріали для 3D-друку, може забезпечити оптимальні умови роботи в умовах високих температур.

Подальше удосконалення масової ефективності силових елементів залишається ключовим завданням для підвищення загальної ефективності ракетних систем. Топологічна оптимізація та використання легких матеріалів можуть бути вдосконаленням в цьому напрямку.

Інтеграція сучасних систем, таких як САЕ інструменти дозволяє ефективно визначати стан силових елементів та передбачати можливі поломки, що сприяє підвищенню надійності.

Задачі, які необхідно виконати у ході даної роботи:

- розробити універсальну алгоритм для розрахунку силових елементів.
- обґрунтувати ефективність цього алгоритму.
- провести чисельне моделювання задач у САЕ середовищі.

Більш поглиблене дослідження в цьому напрямку передбачає інтеграцію різноманітних методів та підходів. [4]. Наприклад, використання алгоритмів спеціалізованого програмного забезпечення для автоматизації процесу аналізу та оптимізації конструкцій може значно полегшити завдання і прискорити швидкість розробки. Також, інтеграція обчислювальних методів з експериментальними дослідженнями дозволить отримати більш точні та достовірні дані для аналізу та оптимізації конструкцій.

Підвищення масової ефективності силових елементів є складною задачею, яка потребує комплексного підходу та використання передових технологій. Продовження досліджень у цьому напрямку та пошук нових інноваційних рішень сприятиме досягненню високої ефективності та надійності ракетних систем, що є ключовими для подальшого розвитку ракетно-космічної галузі промисловості.

2 МЕТОДИ ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧІ ПРО ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНІВ РКТ

2.1 Обґрунтування напряму дослідження та постановка задачі

Використання сучасних методів виробництва дозволяє зараз виготовляти дуже складні конструкції, які було неможливо виготовити за традиційними технологічними процесами.

2.1.1 Адитивне виробництво

Адитивне виробництво, представляє собою технологію, що дозволяє створювати об'єкти шар за шаром на основі цифрового 3D-моделювання. Принцип полягає у послідовному додаванні матеріалу, такого як пластик, метал або кераміка, для формування конкретних геометричних структур.

Ця інноваційна технологія використовується в різних галузях, включаючи аерокосмічну промисловість. Вона надає можливість швидкого та ефективного створення деталей та виробів зі складною формою, відкриваючи нові можливості для інновацій у виробництві.

Існує кілька різних методів 3D-друку, які використовуються для створення об'єктів різної форми та матеріалів. Актуальними зараз є наступні методи виробництва: [5-7].

- 1) Fused Deposition Modeling (FDM): Цей метод використовує термопластичний матеріал, який розплавляється і наноситься шар за шаром, формуючи об'єкт. Принтер FDM має нагрівальний екструдер, який переносить матеріал по програмованому шляху.
- 2) Stereolithography (SLA): у цьому методі використовується лазер для затвердження рідкого смолоподібного матеріалу шар за шаром, що створює деталі високої деталізації. Якщо використовується

світлочутливий полімер, він висихає або затверджується внаслідок впливу ультрафіолетового світла.

- 3) Selective Laser Sintering (SLS): Цей метод використовує лазер для затвердження тонкого шару порошку, часто металевого або найтовстіших пластмас. Лазер нагріває порошок до температури плавлення, що сприяє його злиттю та створенню об'єкта.
- 4) Digital Light Processing (DLP): Схожий на SLA, DLP використовує світловий джерело, але замість лазера використовується світловий проектор, який визначає кожен шар за допомогою маски, розташованої на поверхні рідкого матеріалу.
- 5) Binder Jetting: у цьому методі тонкий шар порошку наноситься, а потім зв'язуюча рідина розпилюється або наноситься, зливаючи частинки порошку разом, щоб створити об'єкт.
- 6) Electron Beam Melting (EBM): Цей метод використовує електронний промінь для плавлення металевого порошку шар за шаром. Відмінність від SLS полягає в використанні електронного проміння замість лазера.
- 7) PolyJet Printing: у цьому методі рідкі смоли з полімерів витискаються через насадку, а потім затверджуються за допомогою ультрафіолетового світла.
- 8) Selective Laser Melting (SLM): Метод 3D-друку, що використовує лазер для розплавлення та з'єднання шарів металевого порошку, створюючи високоміцні металеві деталі з великою точністю. Застосовується в аерокосмічній промисловості, медицині та інших галузях, де потрібна висока якість та складні форми.

Деякі механічні характеристики для матеріалів, що використовуються у 3Д-друці наведено у таблиці 2.1.1.

Таблиця 2.1.1 – Механічні характеристики металевих матеріалів, що використовуються у 3Д-друці

Матеріал	Густина ρ , кг/м ³	Межа міцності σ_B , МПа	Модуль Юнга E , ГПа	Відносне подовження матеріалу δ , %
Алюміній (Al)	2700	240 – 310	68.9	3 – 10
Титан (Ti)	4500	240 – 550	110	25 – 30
Нікель (Ni)	8900	140 – 460	190	25 – 35
Нержавіюча сталь (316L)	7900	500 – 700	200	50
Кобальт-хром (CoCr)	8500	600 – 800	220	15 – 25
Хром-нікель (CrNi)	8200	800 – 1200	165	10 – 40

Конкретні конструкції, що будуть фігурувати у цьому дослідженні виготовлені Selective Laser Melting (SLM) методом. [8].

Метод SLM, що є передовим технологічним підходом у 3D-друку металевих конструкцій, визначається своєю високою точністю та здатністю створювати складні деталі, що робить його популярним у різних промислових галузях.

Основний принцип методу SLM полягає в послідовному розплавленні тонкого шару металевого порошку за допомогою точкового лазера. Комп'ютер керує лазером, визначаючи точні координати для розплавлення порошку в конкретних областях та відтворюючи 3D-модель об'єкта. Після розплавлення кожного шару металу процес повторюється: новий шар порошку додається на

попередній, і лазер знову розплавляє його за необхідними координатами. Таким чином, об'єкт будується шар за шаром.

Однією з ключових переваг методу SLM є можливість виготовлення об'єктів з високою складністю геометрії, дозволяючи створювати деталі з оптимізованими внутрішніми порожнинами для ваги та функціональності. Цей метод широко використовується в виробництві прецизійних компонентів для авіації, медицини, автомобільної промисловості та інших галузей, де важлива висока якість і точність виготовлення. На рисунку 2.1.1.1 наведено схему роботи 3D-принтера за методом друку SLM. На рисунку 2.1.1.2 наведено реальний ілюстративний приклад 3D-друку.[9]. На рисунку 2.1.1.3 наведено виготовлені конструкції технологією SLM друку де видно, що виготовлення такою технологією не обмежується друкуванням однієї деталі (якщо звісно вона не габаритна), а можна друкувати за раз декілька дрібних деталей, тобто використовувати ефективно корисну площу плити для друку, що ще прискорює час виготовлення.

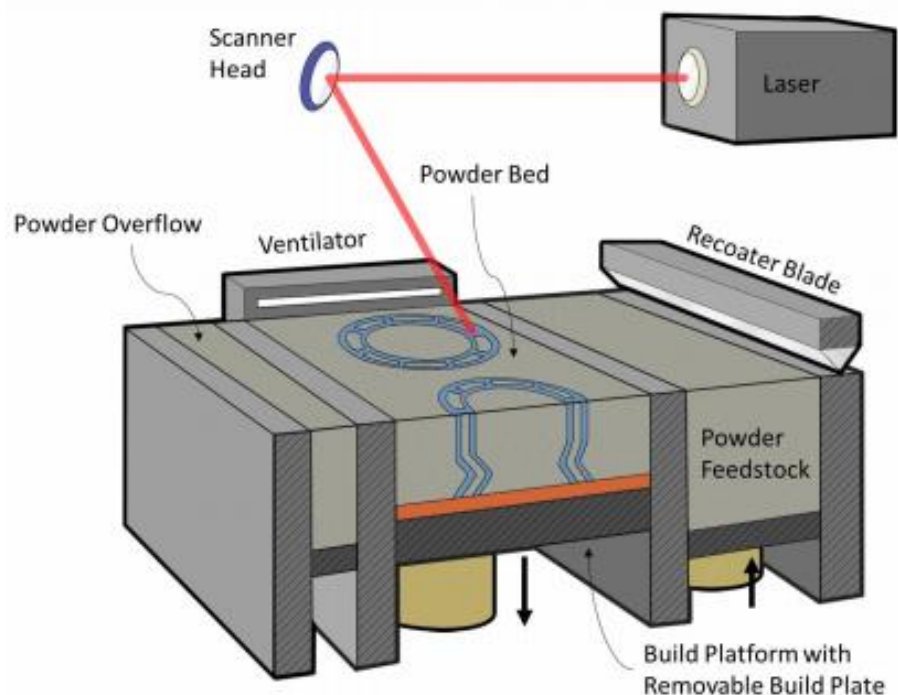


Рисунок 2.1.1.1 – Схема роботи 3D-принтера (технологією SLM)

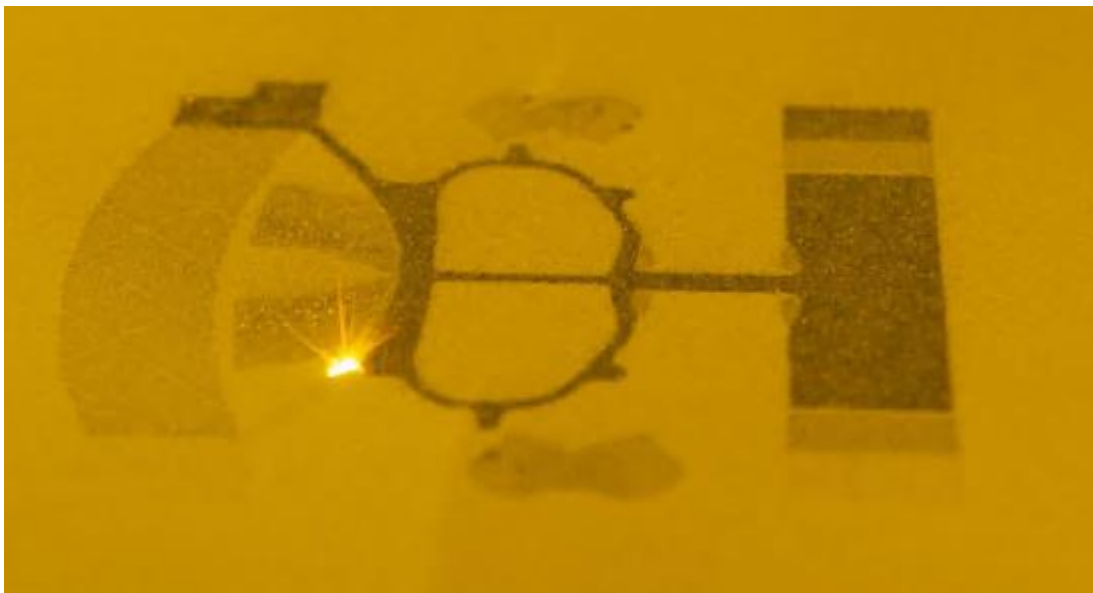


Рисунок 2.1.1.2 – Ілюстративний приклад 3D-друку технологією SLM

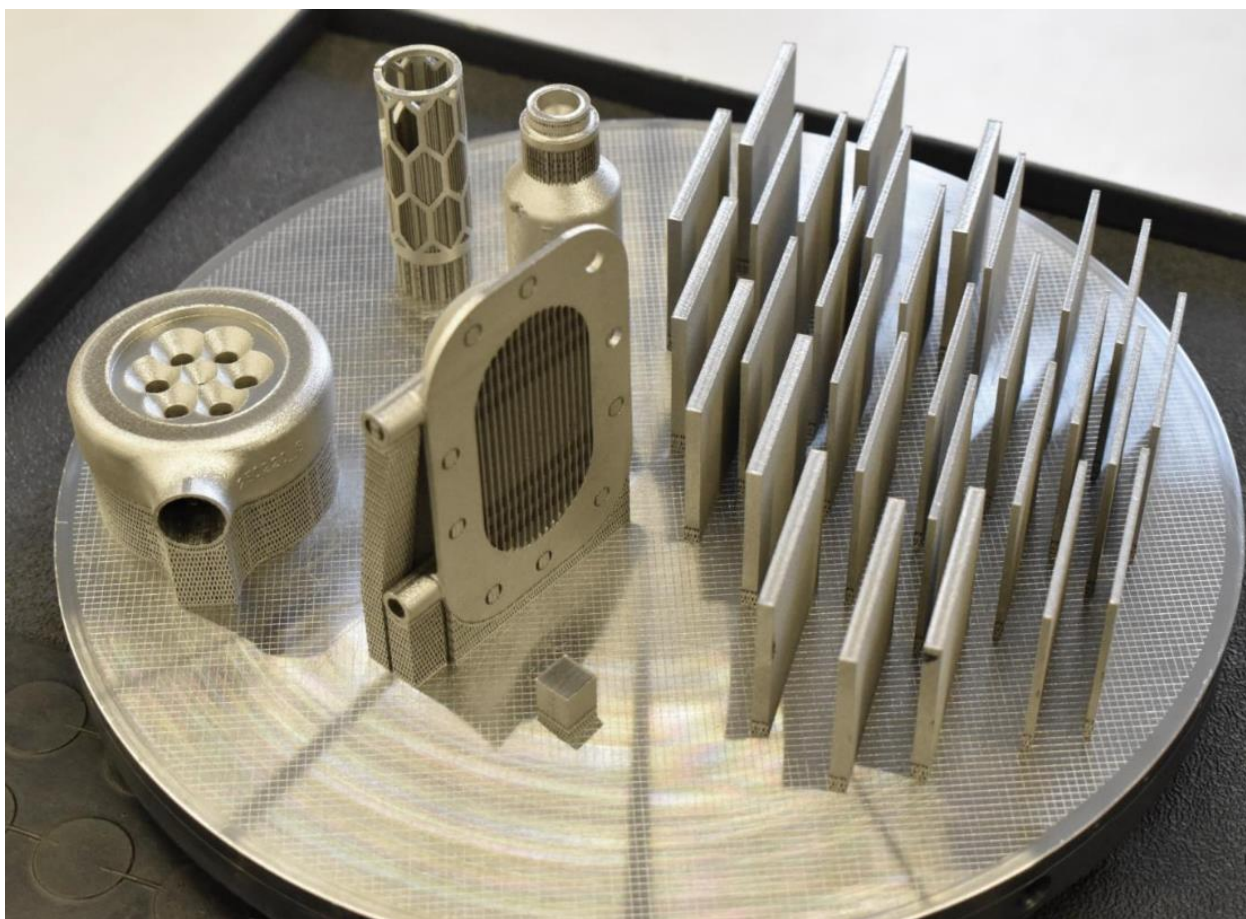


Рисунок 2.1.1.3 – Готові деталі, виготовлені технологією друку

2.1.2 Композитні матеріали та методи їх виготовлення

Композитний матеріал – це інженерний матеріал, що складається з двох або більше компонентів з поверхнею розділу між ними. Компонентами композитного матеріалу є матриця і наповнювач. Матриця виконує роль сполучної речовини, а наповнювач є армуючим елементом.

Зазвичай у виробництві композитних матеріалів використовують базові полімери, змішані з іншими речовинами, і композитні матеріали можуть містити до 90% добавок.

На сьогодні проблема раціонального проектування оболонок тіл обертання з односпрямованого волокнистого ПКМ методом намотування вивчена всебічно і ґрунтовно. Насамперед, це стосується циліндричних (труба, циліндр з днищем), конічних і сферичних композитних ємностей, що працюють під тиском. У меншій мірі вивчалися також композитні тороїдальні оболонки, що працюють під тиском, і криволінійні трубопроводи. Основним несучим елементом конструкцій, що працюють під тиском, як з металу, так і з намотаних односпрямованих КМ, є тонкостінна силова оболонка.

До переваг композиційних матеріалів на основі полімерних матриць належать високі питомі міцнісні та пружні властивості, стійкість до хімічно агресивних середовищ і достатня простота виготовлення. Однак є і ряд недоліків, зумовлених властивостями полімерної матриці. По-перше, вони мають низькі значення міцності на стискання і зсув (при високих питомих значеннях цих величин), низьку термостійкість і схильність до старіння під впливом кліматичних факторів.

Сучасні технології дозволяють використовувати полімерні композиційні матеріали (ПКМ) для виготовлення різноманітних виробів різних розмірів, конфігурацій і призначень. Одним з ключових технологічних процесів є намотування конструкцій із ПКМ.

Під час намотування використовуються різноманітні наповнювачі, такі як джгути, тканини, препреги, а в якості зв'язників використовують епоксидні та фенольні смоли.

Процес намотування включає в себе наступні етапи: спочатку суцільний армувальний наповнювач просочується зв'язником. Потім цей матеріал подається на оправку, яка має конфігурацію внутрішньої поверхні виробу. Після цього матеріал укладається по поверхні оправки в заданому напрямку.

Отримавши необхідну схему армування та задану товщину, структуру матеріалу піддають твердінню і видаляють оправку. За потреби оправка може служити елементом намотувальної конструкції, наприклад, герметизуючою оболонкою.

Намотування широко застосовується для виготовлення виробів, що мають форму обертання, таких як баки, балони для тиску, корпуси ракетних двигунів та інші деталі. [10 – 11]. Схема намотувального станку приведена на малюнку 2.1.2.1. Фото реального процесу намотування композитних конструкцій вуглепластиком наведено на рисунку 2.1.2.2.

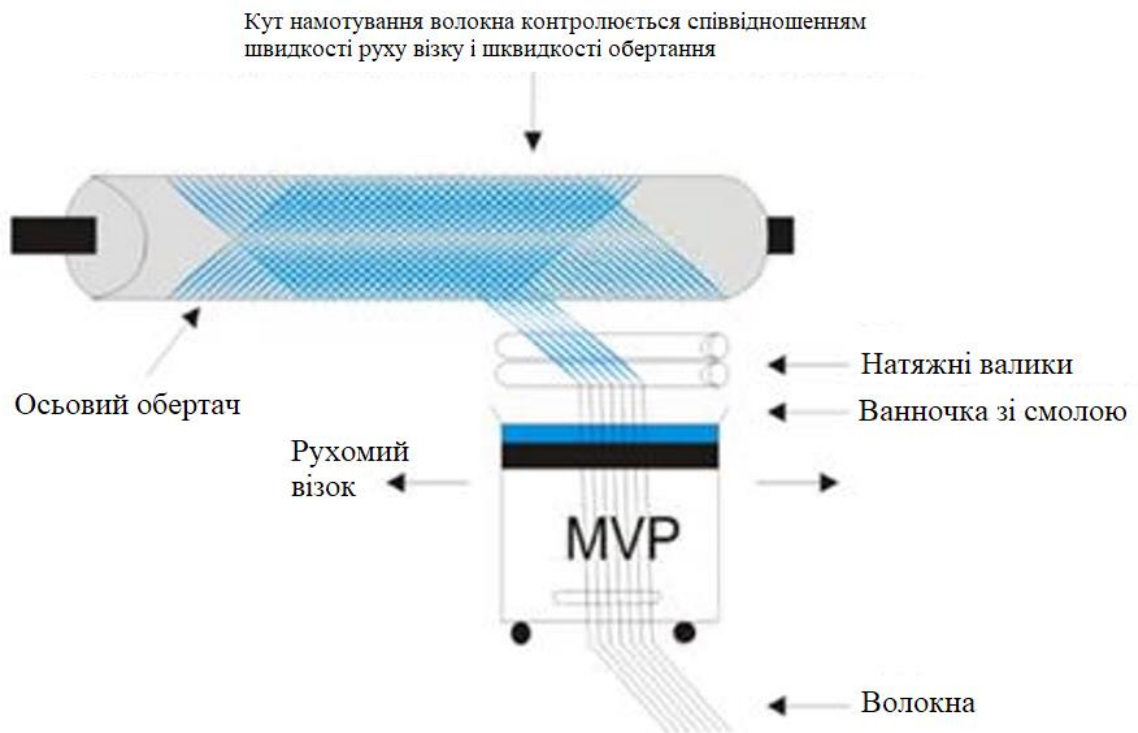


Рисунок 2.1.2.1 – Схема намотувального композитного станку



Рисунок 2.1.2.2 – Ілюстративний приклад процесу намотки композитної конструкції з вуглепластику

Базова конструкція композитних конструкцій є осесиметричною, близьку за формою до еліпсоїдної, оболонку обертання, що складається з металевої ємності (оправки зазвичай чи лєсра) і композитної силової оболонки (рис. 2.1.2.3). [12].

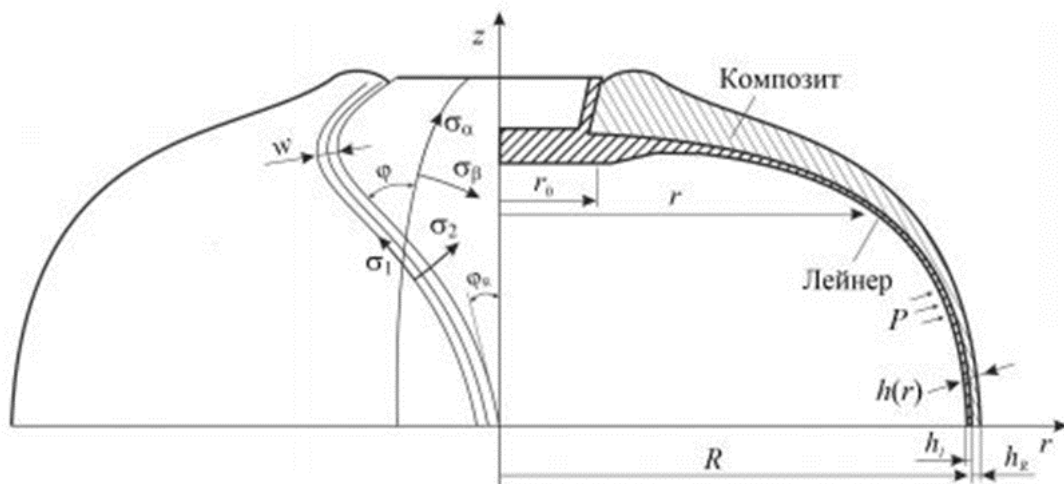


Рисунок 2.1.2.3 – Конструктивна схема композитної конструкції

Використання цих технологічних процесів дозволяє отримати вироби дуже складних форм, які наведені на рисунку 2.1.2.3.



Рисунок 2.1.2.3 – Приклади складних форм виготовлених новітніми методами (де а) адитивними технологіями, б) намотуванням композитних матеріалів)

Але для отримання таких виробів необхідно використовувати нові методи проектування, оптимізації форми і методів аналізу експлуатаційних характеристик.

Тому підвищення експлуатаційних характеристик силових елементів ракетних двигунів з урахуванням нових можливостей виробництва є сучасною та актуальною.

2.2 Існуючі методи підвищення експлуатаційних характеристик силових елементів РКТ

Сучасна інженерія потребує методів вирішення задач з підвищення експлуатаційних характеристик. Однак вимоги до таких методів теж відповідні, адже вони повинні бути швидкими, відносно простими та не сильно ресурсовитратними. Можна виділити декілька методів, а саме:

1. **Інженерний підхід.** Тобто спеціалісти конструктори за допомогою CAD систем розробляють конструкцію, яка одразу планується використовуватись як основна конструкція. Зазвичай, якщо мова йде про кронштейни чи силові рами, то такі конструкції важкі, бо є багато

незалученого у роботу матеріалу, але такі складові міцні і жорсткі. Основними перевагами інженерного підходу є швидкість проектування та можливість швидко внести зміни до конструкції за потреби. Завдяки використанню CAD систем інженери можуть візуалізувати та аналізувати конструкції в реальному часі, що дозволяє швидко виявляти недоліки та оптимізувати їх перед тим, як розпочати виробництво.

2. **Системний підхід.** Системний підхід у сучасній інженерії включає в себе інженерний підхід, але додатково розширює його за рахунок використання комп'ютерних систем автоматизованого проектування (САПР).[13]. Цей підхід передбачає не лише створення конструкцій за допомогою CAD систем [14], але й їхню комплексну перевірку та аналіз за допомогою різноманітних інженерних програм та математичних моделей. Важливим етапом системного підходу є визначення відповідних критеріїв якості та безпеки конструкцій. Ці критерії встановлюються на основі вимог замовника, нормативних документів, а також особливостей самої конструкції та умов її експлуатації. Для цього використовуються різноманітні інженерні методи, включаючи чисельне моделювання, експериментальні дослідження та аналіз реальних умов експлуатації. Після визначення критеріїв якості конструкції проводиться її детальний розрахунок та аналіз за допомогою спеціалізованих САПР систем. Ці системи дозволяють інженерам врахувати всі необхідні параметри та умови, що впливають на роботу конструкції, та забезпечити її відповідність встановленим критеріям якості. Одним із головних переваг системного підходу є можливість автоматизації багатьох процесів проектування та аналізу конструкцій, що значно збільшує ефективність та точність роботи інженерів. Крім того, такий підхід дозволяє швидко виявляти та виправляти недоліки в конструкціях ще на етапі їхнього розроблення, що зменшує ризик виникнення неполадок та збільшує надійність та безпеку виробів.

3. **Топологічна оптимізація конструкції.** Це складний процес, в якому за допомогою відповідних критеріїв та алгоритмів вишукується оптимальна форма та розподіл матеріалу у виробі з метою мінімізації маси при забезпеченні визначених вимог до міцності та жорсткості. [15, 16]. Основна ідея полягає в тому, щоб лише там, де це дійсно необхідно для досягнення встановлених вимог, залишити матеріал, усуваючи незалучені у роботу частини. Перевагами топологічної оптимізації є автоматизація процесу та швидкість опрацювання конструкцій. Завдяки використанню спеціальних алгоритмів та програмного забезпечення можна швидко отримати результати, що зазвичай перевершують ефективність традиційних методів обробки в CAD/CAE системах. Проте, є деякі недоліки цього методу. Наприклад, на перших етапах топологічної оптимізації CAE інструменти не завжди можуть надати повністю «адекватні» результати, що може вимагати додаткової ітерації та контролю з боку інженера. Крім того, використання цього методу вимагає потужних обчислювальних ресурсів, оскільки обробка великої кількості даних потребує великої кількості обчислень.
4. **Експеримент.** Експериментальні дослідження є важливою складовою сучасної інженерії, оскільки вони дозволяють перевірити теоретичні припущення, валідувати математичні моделі та отримувати реальні дані про поведінку матеріалів і конструкцій під різними умовами навантаження. Експерименти надають можливість отримати об'єктивну інформацію про властивості матеріалів, їхню міцність, стійкість та інші характеристики, які не завжди можна точно передбачити за допомогою теоретичних методів. Крім того, експерименти дозволяють виявляти недоліки та потенційні проблеми в конструкціях або матеріалах на ранніх стадіях розробки, що дозволяє вчасно ввести корективи та покращити якість продукту. Такий підхід дозволяє ефективно використовувати ресурси та зменшує витрати на подальше вдосконалення та виробництво. Отже, експериментальні дослідження є невід'ємною частиною

інженерного процесу, яка допомагає забезпечити високу якість та надійність продукції при мінімальних витратах та зусиллях.

2.3 Топологічна оптимізація силових елементів

Топологічна оптимізація є передовим інженерним методом, спрямованим на створення оптимальних структур шляхом раціонального розташування та використання матеріалів у конструкції. Використовуючи математичні алгоритми, цей метод автоматично аналізує та оптимізує форму об'єкта з метою досягнення конкретних цілей, таких як мінімізація маси при забезпеченні необхідної міцності та стійкості.

Основна мета топологічної оптимізації – створити структуру, яка ефективно розташовує матеріали та забезпечує оптимальні властивості при мінімальній вазі. При цьому отримані форми мають зовсім незвичний футуристичний дизайн, на відміну від конструкцій, зроблених класичними методами. З розвитком адитивних технологій взагалі стерлося поняття про неможливість виготовлення тих чи інших деталей чи агрегатів. Для досягнення цього використовуються алгоритми чисельного моделювання для визначення ідеальних областей матеріалу та їх розташування в конструкції.

Цей підхід знаходить широке застосування в аерокосмічній галузі. Топологічна оптимізація дозволяє інженерам і дизайнерам оптимізувати використання матеріалів, поліпшувати експлуатаційні характеристики конструкцій та зменшувати експлуатаційні витрати, досягаючи високої ефективності та стійкості. [17 – 25]. Ілюстративний приклад роботи топологічної оптимізації наведено на рисунку 2.3.1.



Рисунок 2.3.1 – Ілюстративний приклад роботи топологічної оптимізації кронштейна

Топологічна оптимізація спрямована на знаходження оптимального розподілу матеріалу у конструкції з метою досягнення певних критеріїв, таких як мінімізація маси чи максимізація жорсткості.

Модуль Юнга (модуль пружності) також впливає на топологічну оптимізацію. Його вираз наведено у формулі (2.1).

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon}, \quad (2.1)$$

де σ – напруження, ε – деформація.

У топологічній оптимізації розглядається розподіл матеріалу у конструкції. Модуль пружності визначає матеріальну жорсткість матеріалу. У випадку мінімізації маси конструкції може бути вигідно використовувати матеріали з високим модулем Юнга, оскільки вони можуть забезпечити високу жорсткість при мінімальній масі.

Однак варіації модуля Юнга також можуть враховуватися в задачах топологічної оптимізації для урахування анізотропії матеріалів або

використання різних матеріалів у різних частинах конструкції. У таких випадках формули топологічної оптимізації можуть включати модуль Юнга в якості параметра.

Одним із головних компонентів топологічної оптимізації є об'єктивна функція, яку потрібно мінімізувати або максимізувати залежно від конкретних цілей проекту. [26]. У випадку топологічної оптимізації, це часто функція, яка виражає масу структури. Загальний вид такої функції на прикладі мінімізації маси наведено у формулі (2.2):

$$\text{minimize } M(\Omega) = \int_{\Omega} \rho(x) d\Omega, \quad (2.2)$$

де Ω - область конструкції, $\rho(x)$ – густина матеріалу в кожній точці x .

Для максимізації жорсткості вираз буде описано у формулі (2.3) і виражено так:

$$\text{maximize } K(\Omega) = \frac{1}{\int_{\Omega} \frac{1}{E(x)} d\Omega}, \quad (2.3)$$

де $E(x)$ – модуль Юнга в кожній точці x .

Обмеження визначаються на основі конкретних умов та обмежень, які повинна враховувати конструкція. Наприклад, обмеження може включати вимоги до напружень, жорсткості, деформацій, тощо. Обмеження мають наступний вигляд (2.4):

$$g_i(x) \leq 0, i = 1, 2, \dots, n \quad (2.4)$$

де $g_i(x)$ – обмеження, n – кількість обмежень.

Для ефективної оптимізації часто використовують градієнти об'єктивної функції та обмежень. Градієнти дозволяють більш ефективно орієнтуватися в просторі дизайну.

Формули (2.2) та (2.3) є загальними для топологічної оптимізації та можуть варіюватись. За конкретними параметрами та обмеженнями можуть використовуватися різні функції та методи оптимізації.

2.4 Метод SIMP для топологічної оптимізації силових елементів в ракетній техніці

В сучасному розумінні топологічної оптимізації існує одразу декілька методів. Всі ці методи використовують різні підходи, але їх спільна мета – знайти оптимальну топологію структури для заданих умов та обмежень. Наведу тезисно декілька слів про кожен метод.

1) *BESO (Bi-directional Evolutionary Structural Optimization)*: Цей метод використовує еволюційний підхід для оптимізації топології. Елементи матеріалу додаються або видаляються, із зміною їх густини, щоб максимізувати стійкість та мінімізувати масу.

2) *MMA (Method of Moving Asymptotes)*: Цей метод базується на виправленні штрафів і використовує асимптотичні криві для збіжності до оптимального розв'язку. Він ефективний для обмежених задач топологічної оптимізації.

3) *Level Set Method*: Метод, що представляє границю між матеріалом і порожнечою як поверхню рівня. Оптимізація відбувається за рахунок еволюції цієї поверхні для досягнення бажаного розподілу матеріалу.

4) *Evolutionary Algorithms*: Генетичні алгоритми та інші еволюційні методи можуть використовуватися для оптимізації топології, де вони генерують та оцінюють популяції різних структур.

5) *Method SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization)*: Цей метод використовує функцію штрафу для керування наявністю матеріалу в конструкції. Він регулює густину матеріалу в кожній області конструкції, застосовуючи штрафні коефіцієнти для областей з низькою густиною. Це дозволяє створювати оптимальні структури, максимізуючи міцність при мінімальній масі. [27].

У процесі топологічної оптимізації, використовуючи метод SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization), є важливою задачею регулювання густини

матеріалу в різних частинах конструкції з метою досягнення мінімальної маси при забезпеченні необхідної міцності і жорсткості.

Метод SIMP є потужним інструментом у галузі топологічної оптимізації, спрямованим на створення оптимальних структур шляхом раціонального розташування матеріалів для досягнення мінімальної ваги при заданих механічних властивостях. Основні принципи методу SIMP включають регулювання доступності матеріалів у різних частинах конструкції за допомогою штрафної функції, що контролює оптимізаційний процес. Використання штрафних коефіцієнтів для ділянок з низькою густиною матеріалу, створюючи градієнти густини та впливаючи на розподіл матеріалу.

Формалізація методу SIMP включає визначення густини матеріалу в областях конструкції, де кожна область характеризується значенням від 0 (відсутність матеріалу) до 1 (повний матеріал). Процес оптимізації включає регулювання густини матеріалу з метою мінімізації маси конструкції при забезпеченні визначених механічних властивостей.

Основна ідея методу SIMP полягає в представленні топології матеріалу за допомогою параметрів, які варіюються в діапазоні від 0 до 1. Такі параметри визначають, наскільки матеріал присутній в кожному елементі (вузлі) конструкції.

Опишу декілька варіантів об'єктивної функції. Нехай основна мета – мінімізація об'єктивної функції, яка виражає масу конструкції. Об'єктивна функція може бути визначена, наприклад, як середнє арифметичне маси для всіх елементів конструкції (2.5):

$$\text{minimize } f(x) = \sum_{i=1}^N \rho_i(x) \quad (2.5)$$

де $f(x)$ – об'єктивна функція, $\rho_i(x)$ – параметр топології для i -го елемента.

Обмеження часто визначається для забезпечення правильного представлення топології матеріалу. Наприклад, може бути встановлено, що

параметри топології мають бути в діапазоні від 0 до 1, тому вони мають вигляд (2.6):

$$0 \leq \rho_i(x) \leq 1 \quad (2.6)$$

Метод SIMP використовує пеналізацію для розгляду не перервних функцій топології. Пеналізаційна функція може мати вигляд (2.7):

$$\rho_i(x) = \frac{1}{2} [1 + \tanh(\beta \eta_i)] \quad (2.7)$$

де β – параметр пеналізації, η_i – локальний ефективний модуль Юнга для i -го елемента.

Ефективний модуль Юнга (η_i) обчислюється як наступним чином з урахуванням параметрів топології (2.8):

$$\eta_i = \rho_i(x)^p \cdot E_{min} + (1 - \rho_i(x))^p \cdot E_{max} \quad (2.8)$$

де p – параметр пеналізації (зазвичай 3), E_{min} та E_{max} – модулі Юнга для відсутнього та присутнього матеріалу відповідно.

Оновлення параметрів топології здійснюється в кожній ітерації оптимізації для досягнення оптимальної топології, що мінімізує масу конструкції при виконанні обмежень та врахуванні механічних властивостей.

Інша об'єктивна функція (максимізація жорсткості) може бути визначена, як сума жорсткостей всіх елементів конструкції (2.9):

$$\text{maximize } f(x) = \sum_{i=1}^N k_i(x) \quad (2.9)$$

де $f(x)$ – об'єктивна функція для максимізації жорсткості, $k_i(x)$ – жорсткість i -го елемента конструкції.

Жорсткість елемента може бути визначена за допомогою закону Гука для елементів конструкції (2.10):

$$k_i(x) = E_i(x) \frac{A_i}{L_i} \quad (2.10)$$

де $E_i(x)$ – модуль Юнга для i -го елемента, який може бути залежним від параметрів топології, A_i – площа поперечного перерізу i -го елемента, L_i – довжина i -го елемента.

Обмеження можуть включати в себе параметри топології та інші умови, які обмежують деформації, напруження або інші аспекти проекту відповідно до конкретних вимог та умов (2.11):

$$g_i(x) \leq 0 \quad (2.11)$$

Таким чином, метод SIMP дозволяє ефективно керувати розподілом матеріалу для максимізації жорсткості при забезпеченні обмежень на масу та інші граничні умови конструкції.

2.5 Методика розрахунку композитного корпусу ракетного двигуна на твердому паливі

У дисертаційному дослідженні використовувалось також програмне забезпечення, яке було розроблене та використовується у науково-викладацькій роботі співробітниками дослідницьких лабораторій Університету. [28].

Програма COCOON призначена для визначення оптимального кута армування для композитних конструкцій, а також розрахунку маси і об'єму оболонок і днища цих конструкцій.

Програма COCOON працює за наступною методикою:

1. Визначаємо параметри b_0 та b_1 (2.12), (2.13):

$$b_0 = \sqrt{\frac{3}{2}} \cdot r_0 \quad (2.12)$$

$$b_1 = \sqrt{\frac{3}{2}} \cdot r_1 \quad (2.13)$$

де r_0 – радіус внутрішньої межі днища, r_1 – радіус зовнішньої межі днища

2. Визначаємо утворюючу:

– в діапазоні $r_0 \leq r \leq b_0$ та $r_1 \leq r \leq b_1$ наведено у формулі (2.14)

$$y^{II} = \frac{y^I \cdot (1 + (y^I)^2)}{r} \cdot \left[\frac{2r^2 - 3r_0^2}{r^2 - r_0^2} \right] \quad (2.14)$$

– в діапазоні $b_0 \leq r \leq R$ та $b_1 \leq r \leq R$ наведено у формулі (2.15)

$$y^{II} = \frac{y^I \cdot (1 + (y^I)^2)}{r} \cdot \left[\frac{2r^2 - r_0^2}{r^2 - r_0^2} \right] \quad (2.15)$$

Утворюючи y^{II} – це математична функція, яка визначає форму (залежно від r) поверхні частини конструкції (у даному випадку днища). Формула для y^{II} використовується для розрахунку висоти чи координати точок на цій поверхні в залежності від радіусу r .

3. По утворюючій знаходимо довжину днищ $l_{\text{дн } 1}$ та $l_{\text{дн } 2}$, формули для котрих наведені у формулах (2.16) та (2.17):

$$l_{\text{дн } 1} = \int_{r_0}^{b_0} \sqrt{1 + \left(\frac{dy^{II}}{dr} \right)^2} dr \quad (2.16)$$

Цей інтеграл визначає довжину днища, і область інтегрування визначена межами від r_0 до b_0 , які є границями області, де ми розглядаємо утворюючу y^{II} .

$$l_{\text{дн } 2} = \int_{r_1}^{b_1} \sqrt{1 + \left(\frac{dy^{II}}{dr} \right)^2} dr \quad (2.17)$$

Цей інтеграл визначає довжину днища, і область інтегрування визначена межами від r_1 до b_1 , які є границями області, де ми розглядаємо утворюючу y^{II} .

4. Визначаємо об'єм днищ V_1 і V_2 (2.18), (2.19):

$$V_1 = \frac{2}{3} \cdot \pi \cdot R^2 \cdot l_{\text{дн } 1} \quad (2.18)$$

$$V_2 = \frac{2}{3} \cdot \pi \cdot R^2 \cdot l_{\text{дн } 2} \quad (2.19)$$

де R – радіус зовнішньої межі досліджуваної конструкції (в даному випадку днища).

5. Визначаємо об'єм циліндричної частини (2.20):

$$V_{\text{ц}} = \pi \cdot R_{\text{ц}}^2 \cdot l_{\text{ц}} \quad (2.20)$$

де $R_{\text{ц}}$ – радіус циліндричної частини, $l_{\text{ц}}$ – довжина циліндричної частини.

6. Із рівняння Клеро знаходимо const для днищ (2.21) та (2.22):

$$\varphi_0 = \arcsin \left(\frac{r_0}{R} \right) \quad (2.21)$$

$$\varphi_1 = \arcsin \left(\frac{r_1}{R} \right) \quad (2.22)$$

7. За знайденими параметрами зрівняємо виконання умови (2.23):

$$\left(\frac{1}{\sin(\varphi_0)} - \frac{1}{\sin(\varphi_1)} \right) \cdot \frac{R}{l_{\text{ц}}} \leq f \quad (2.23)$$

8. Визначаємо товщину циліндра $h_{\text{ц}}$ (2.24):

$$h_{\text{ц}} = \frac{P \cdot R}{2 \cdot \sigma_1 \cdot \cos^2(\varphi_0)} \quad (2.24)$$

9. Визначаємо товщини днищ $h_1(r)$ (2.25) та $h_2(r)$ (2.26):

$$h_1(r) = \frac{h_a \cdot \cos(\varphi_0) \cdot R}{\sqrt{r^2 - r_0^2}} \quad (2.25)$$

$$h_2(r) = \frac{h_a \cdot \cos(\varphi_1) \cdot R}{\sqrt{r^2 - r_1^2}} \quad (2.26)$$

Ця методика визначення форми конструкцій, включаючи днища та циліндричні частини, проявляє високу ефективність та гнучкість в застосуванні. Її здатність точно враховувати геометричні особливості на різних діапазонах радіусу надає інженерам потужний інструмент для створення оптимізованих та функціональних конструкцій.

2.6 Висновки до розділу 2

Використання нових і перспективних технологій вкрай важливе для сучасного інженера. Удосконалення масової ефективності – це важлива задача, особливо у ракетній техніці. Тому можна зробити наступні висновки:

- 1) *Топологічна оптимізація*: використання топологічної оптимізації, зокрема методу SIMP, є важливим інструментом для створення легких,

міцних та жорстких конструкцій силових елементів. Цей метод дозволяє оптимізувати розподіл матеріалу, забезпечуючи максимальну міцність при мінімальній масі.

- 2) *Намотування композитів*: використання композитних матеріалів, отриманих за допомогою технології намотування, дозволяє створювати конструкції з високою міцністю та легкістю. Варіюючи кути намотування та шари матеріалу, можна досягти оптимальних експлуатаційних параметрів.
- 3) *Використання 3D-друку*: технологія 3D-друку, зокрема метод SLM для металевих конструкцій, є ефективним засобом створення складних деталей з високою точністю та міцністю. Це дозволяє реалізувати нові конструкційні рішення та забезпечує гнучкість у виготовленні.
- 4) *Урахування ефектів полімеризації*: розуміння процесів полімеризації композитів важливо для забезпечення стійкості та надійності силових елементів у різних умовах експлуатації.

Об'єднуючи інженерний підхід, системний підхід, топологічну оптимізацію конструкції та експеримент, ми отримуємо комплексний підхід до вирішення задач з підвищення експлуатаційних характеристик. У синергії ці методи дозволяють досягти кращих результатів, забезпечуючи оптимальний баланс між масою, міцністю та іншими параметрами конструкції. Однак, важко проводити всі ці процеси одній чи невеликій групі людей, оскільки вони потребують широкого спектру знань, навичок та ресурсів. Тому успішна реалізація цього комплексного підходу зазвичай вимагає співпраці різних спеціалістів з різних галузей та використання спеціалізованих програмних засобів і обчислювальних технологій.

Всі ці методи можуть бути використані в комбінації для досягнення оптимальних експлуатаційних характеристик силових елементів ракетно-космічної техніки, забезпечуючи вагомий внесок у розвиток космічних технологій.

3 ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧІ ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗА ДОПОМОГОЮ CAE СИСТЕМ

3.1 Алгоритм рішення задачі та його обґрунтування

Для вирішення задач з підвищення експлуатаційних характеристик було запропоновано наступний алгоритм, який наведено на рисунку 3.1.1. Його послідовність поділяється на виконання усіх пунктів. Спочатку розробляється початкова конструкція (пункт 1), далі проводиться аналіз напружено-деформованого стану цієї конструкції за допомогою CAE систем (наприклад, ANSYS Workbench, Nastran/Patran NX, Abaqus чи Catia V5 тощо). Основуються ці CAE системи на методі скінчених елементів (МСЕ), що значно допомагає та полегшує обчислення складних конструкцій, у порівнянні з інженерними методиками. Так, наприклад, можливості в розрахунковій області майже необмежені. Те, що складно, або неможливо порахувати аналітичними методиками – тепер можна порахувати за допомогою сучасних програм. У таких CAE системах проводиться побудова розрахункових скінчено-елементних сіток, та скінчено-елементний аналіз, де задаються усі граничні умови (жорсткі закріплення, шарніри, консолі, тощо) та навантаження (тиск, сили, перенавантаження, тощо) конструкцій (пункт 2). А далі вже проводиться топологічна оптимізація (пункти 3 – 6). Нині в деяких CAE системах вже є окремий вбудований модуль топологічної оптимізації (наприклад, ANSYS Discovery чи ANSYS Discovery Live, Autodesk Inventor, Abaqus, TopOpt і так далі). І вже на підставі того, чи відповідає конструкція певним умовам (наприклад, нормам міцності, мінімуму маси чи максимуму жорсткості), якщо відповідь «так», то конструкція проходить певні дороблювання та в решті решт ми отримуємо фінальну конструкцію (пункт 7), а вже потім вона йде на 3Д-друк (пункт 8). Якщо відповідь «ні», то проводиться повторна ітерація з 3 по 6 пункти. Як було згадано вище, то топологічна оптимізація – це ітеративний підхід для покращення конструкції.

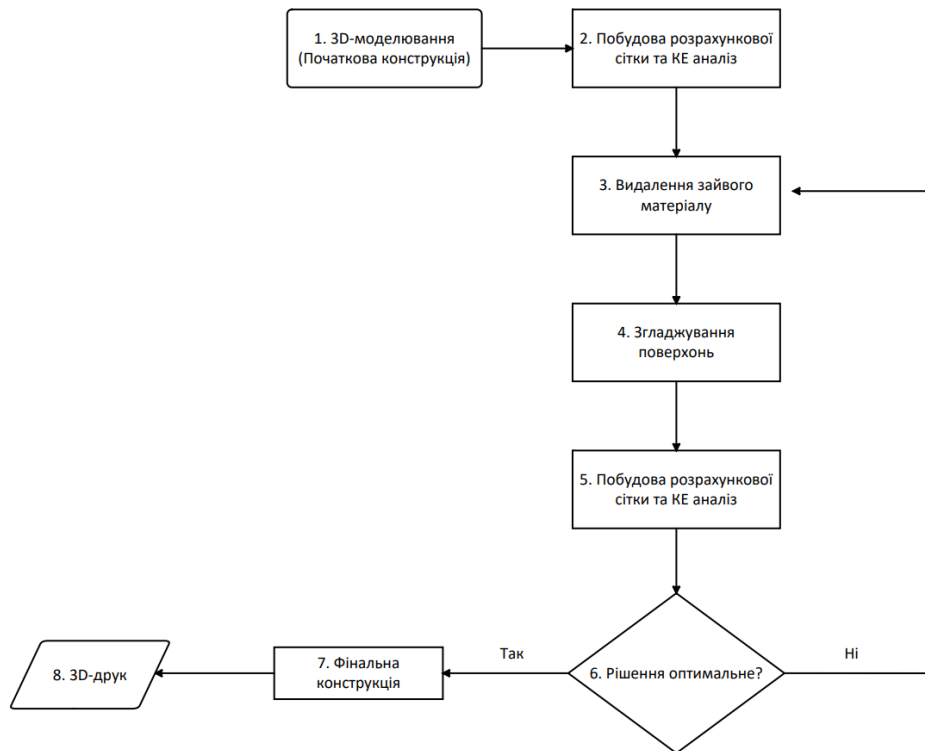


Рисунок 3.1.1 – Схематичне зображення алгоритму топологічної оптимізації конструкцій

3.2 Метод скінчених елементів та поняття про нього

В сучасній інженерії використовуються декілька числових методів для розрахунку тих складних задач, де інженерні методики чи розрахунки складно або неможливо зробити. В дисертаційній роботі були виконані та представлені розрахунки CAE системи ANSYS Workbench, основні модулі якого використовують метод скінчених елементів.

Метод скінчених елементів (МСЕ) представляє собою числовий метод, який використовується для апроксимації та розв'язання різноманітних фізичних задач, таких як структурна механіка, теплопередача, електродинаміка та інші. Цей метод дозволяє інженерам та дослідникам моделювати складні геометричні та фізичні структури, вирішуючи їхні поведінкові характеристики та взаємодію в умовах реального середовища. [29].

МСЕ починається з подрібнення області на скінченну кількість елементів. Ці елементи можуть бути різної форми та розміру, а деталізація геометрії вимагає від інженера уважно вибирати розподіл вузлів та визначати граничні умови для точного відображення об'єкта.

Вузли є крайніми точками кожного елемента та мають координати в просторі. Елементи можуть бути двовимірними (трикутники, чотирикутники) або тривимірними (тетраедри, куби). Важливо правильно визначити конфігурацію вузлів для точності розрахунків.

Визначення властивостей матеріалу кожного елемента – це важлива задача. Модуль Юнга, коефіцієнт Пуассона, термічні властивості – все це враховується. Граничні умови визначають взаємодію з навколишнім середовищем та зовнішніми чинниками.

Вибір математичної моделі визначає точність апроксимації. Лінійна чи нелінійна модель, статичний або динамічний аналіз – це лише деякі з аспектів, які слід враховувати.

Для кожного елемента формуються рівняння на основі обраної математичної моделі. Ці рівняння потім збираються в систему рівнянь для вирішення задачі.

Для числового розв'язання системи рівнянь, що описують поведінку системи, зазвичай використовують різні чисельні методи – метод скінчених різниць, метод Гауса, тощо.

Отримані результати піддаються ретельному аналізу та порівнянню з експериментальними даними або аналітичними рішеннями, забезпечуючи довіру до отриманих результатів.

Однією з переваг МСЕ є його здатність обробляти нерегулярні та складні геометрії. Цей метод можна використовувати для вирішення проблем, пов'язаних із неоднорідними матеріалами та нерегулярними границями, що робить його потужним інструментом для моделювання.

Ще одна перевага МСЕ – це здатність обробляти широкий спектр фізичних явищ. Наприклад, його можна використовувати для моделювання поведінки конструкцій під навантаженням, передачі тепла через матеріали та потоку рідин через складні геометрії.

Однак МСЕ має деякі обмеження. Одним з обмежень є те, що це може бути обчислювально-інтенсивним, вимагаючи значних обчислювальних ресурсів для вирішення великих проблем. Крім того, точність методу залежить від якості скінчено-елементної моделі та точності вхідних даних.

Таким чином, метод скінчених елементів є потужною чисельною технікою, яка дозволяє аналізувати складні системи та широкий спектр фізичних явищ. Хоча він має деякі обмеження, він став важливим інструментом у інженерії та науці, і очікується, що його популярність продовжуватиме зростати в найближчі роки.

Для деякого підсумку про метод скінчених елементів можна сказати наступне – це інструмент для моделювання та аналізу складних фізичних систем. Застосовується в різних областях, включаючи пружні та пластичні деформації матеріалів, теплопередачу, електромагнітні поля та багато іншого.

У пружних задачах, використовуючи закон Гука та рівняння статичної рівноваги, можна моделювати поведінку лінійно-упругих матеріалів. Важливою частиною цього методу є матриця градієнта формування та матриця жорсткості.

Оцінюючи варіанти, можна робити прогнози щодо змін у матеріалах та конструкціях, допомагаючи інженерам удосконалювати та оптимізувати свої проекти перед фізичним виробництвом. Метод скінчених елементів залишається важливим інструментом у сучасній інженерії, дозволяючи розв'язувати складні завдання та забезпечуючи безпеку та ефективність конструкцій.

Скінчено-елементні сітки складаються з вузлів, які в свою чергу формують елементи. Елементи можуть бути різної форми (чотирикутники та трикутники для двовимірних задач та куби та тетраедри для тривимірних задач), приклади вигляду елементів розрахункової сітки наведено на рисунку 3.2.1. [30].

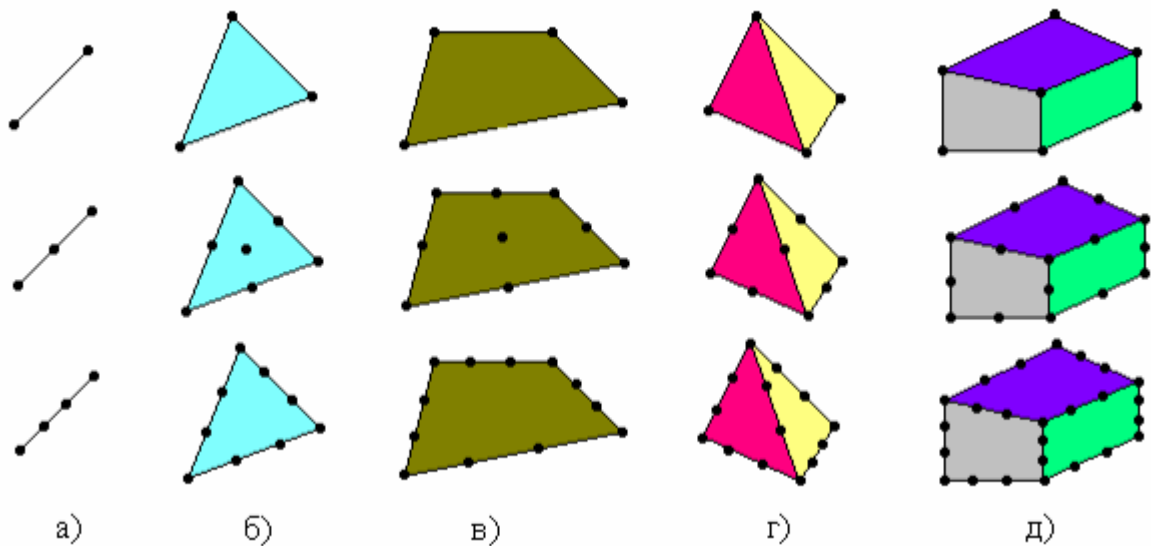


Рисунок 3.2.1 – Основні типи скінчених елементів

На рисунку 3.2.1 показані основні типи скінчених елементів. Для різних задач використовуються різні типи. Наприклад для розрахунку фермових конструкцій використовуються лінійні стрижневі елементи (а). Такими ж елементами можна моделювати пружини, стрижні, балки та рами, тощо.

Плоскі двовимірні елементи (б-в), використовують для моделювання мембран, тонких пластин, тонкостінні оболонки, тощо.

Об'ємні тривимірні елементи (г-д), застосовуються для дослідження об'ємного напружено-деформованого стану.

Для кожного елементу побудовано локальні рівняння, що описують поведінку матеріалу або поле в елементі. В свою чергу локальні рівняння об'єднуються для утворення глобальних рівнянь. На рисунках 3.2.2 та 3.2.3

показані візуально види скінчено-елементних сіток для двовимірних задач відповідно.

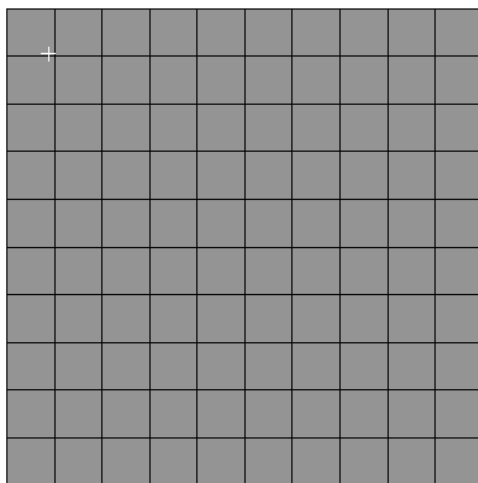


Рисунок 3.2.2 – Структурована скінчено-елементна сітка чотирикутниками для двовимірної пластини

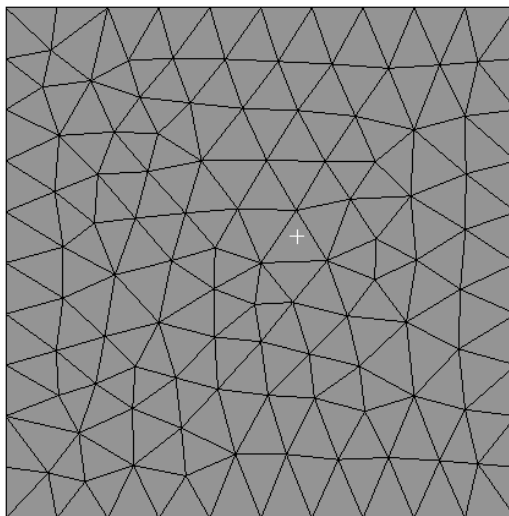


Рисунок 3.2.3 – Скінчено-елементна сітка трикутниками для двовимірної пластини

Для тривимірних задач та форм будується розрахункова сітка тетраедрами та кубами. Відповідні розрахункові сітки демонстровано на рисунках 3.2.4 та 3.2.5 відповідно.

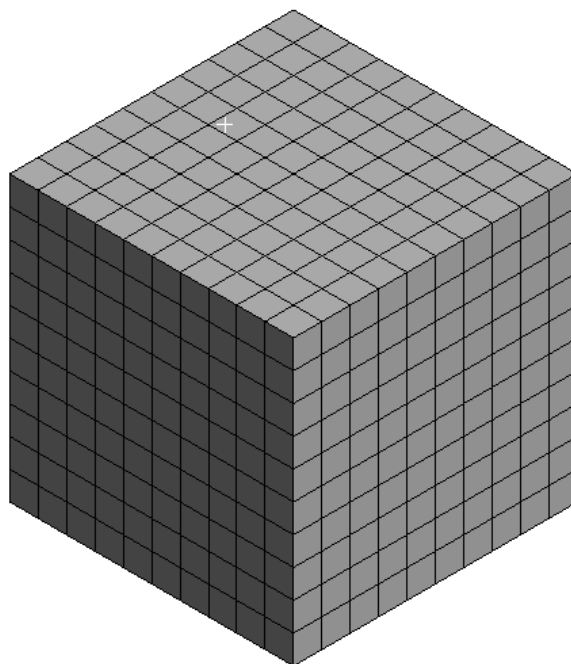


Рисунок 3.2.4 – Структурована скінчено-елементна сітка кубами для тривимірного тіла

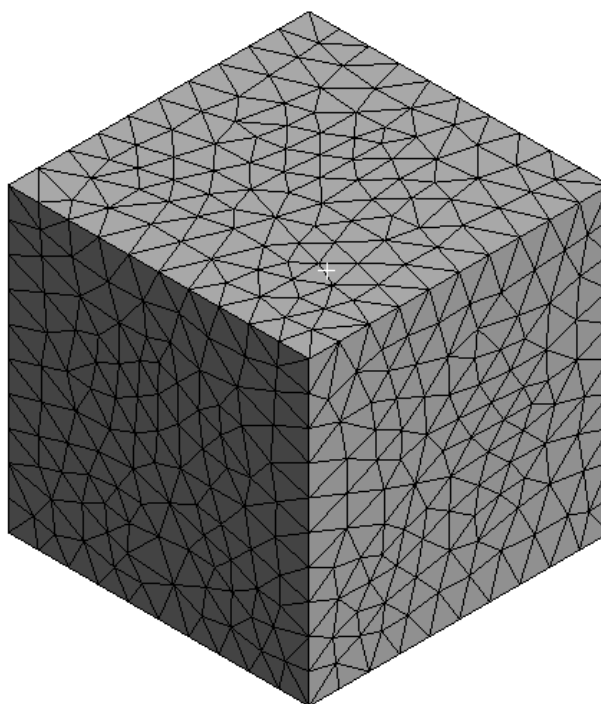


Рисунок 3.2.5 – Скінчено-елементна сітка тетраедрами для тривимірного тіла

В дисертаційній роботі всі конструкції тривимірні, тому для них розрахункова скінчено-елемента сітка була збудована тетраедрами.

Параметри розрахункової сітки в основному залежать від складності розрахункової моделі. Тобто якщо конструкція що розглядається складна (має нерівності, різкі переходи, закруглення) то таку конструкцію розбивають на тетраедри, бо вони здатні приймати будь-яку форму. Такі конструкції як, наприклад, труба, чи шестигранна гайка, шайба чи тіла обертання (якщо це стосується сопел, що не мають каналів охолодження, тощо) моделюються кубами, та мають більш структуровану розрахункову сітку. Для розрахунків на міцність методом скінчених елементів важливо, щоб сітка була якісна, бо від цього залежать результати розрахунків.

Якість розрахункової скінчено-елементної сітки оцінюється на основі кількох параметрів, які визначають, наскільки добре сітка апроксимує реальну геометрію та фізичні властивості аналізованого об'єкта. Оцінка якості сітки є важливим етапом при застосуванні методу скінчених елементів. Основні параметри для оцінки якості сітки включають:

1) *Розмір елементів (Mesh Size)* – малий розмір елементів дозволяє докладніше апроксимувати геометрію та фізичні властивості, але може призвести до значного збільшення кількості елементів, що вимагає більше обчислювальних ресурсів. Оптимальний розмір елементів залежить від конкретного завдання та вимог точності.

2) *Форма елементів (Element shape)* – ідеальною формою елементів вважається прямокутник або куб, оскільки вони мають менший розсіювальний ефект. Зазвичай уникають дуже вузьких або довгих елементів, оскільки це може призвести до погіршення якості сітки.

3) *Аспектне відношення елементів (Aspect Ratio)* – відношення довжини до ширини елементів повинно бути прийнятним, щоб уникнути деформаційних аномалій. Великі аспектні відношення можуть призвести до числових нестабільностей та менш точних результатів.

4) *Кутові елементи (Angular Elements)* – зазвичай уникають використання дуже малих або великих кутових елементів, оскільки це може вплинути на точність розрахунків.

Всі ці параметри мають велике значення у побудові скінчено-елементних сіток.

3.3 Закон Гука та узагальнений закон Гука для моделювання задач

Закон Гука в контексті методу скінчених елементів є ключовим аспектом при моделюванні лінійно-пружних матеріалів та їхньої поведінки під впливом навантажень. [31]. Цей закон, названий на честь вченого Роберта Гука, визначає лінійну залежність між напруженням та деформацією у пружних тілах.

Математично закон Гука виражається рівнянням (3.1):

$$\sigma = E \cdot \varepsilon \quad (3.1)$$

де E – модуль пружності, ε – деформація, σ – напруження.

У методі скінчених елементів використання закону Гука вимагає формулювання виразу для визначення напруження у кожному елементі в залежності від його деформації. Цей процес включає обчислення градієнту деформації та застосування матриць жорсткості для опису взаємодії між елементами.

Використовуючи закон Гука у методі скінчених елементів, інженери можуть детально моделювати відгук матеріалів на різноманітні навантаження. Це відкриває можливість визначати критичні точки конструкцій, передбачати деформації та створювати оптимальні умови для довговічності та надійності.

Закон Гука, впроваджений у метод скінчених елементів, розширює можливості точного проектування та аналізу. Це робить інженерні рішення

більш точними та ефективними, сприяючи подальшій оптимізації та вдосконаленню в області інженерних досліджень.

Напружений стан в будь-якій точці однорідного тіла характеризується тензором напруження, який має вигляд (3.2):

$$S = \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

де $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ – нормальні напруження, що діють на площадках, перпендикулярних осям координат, $\tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yx}, \tau_{yz}, \tau_{zx}, \tau_{zy}$ – дотичні напруження (перший індекс вказує на орієнтацію площадки, другий – на напрямлення дотичного напруження)

Тензор напружень має симетричні властивості, тобто $S^T = S$. Тому в МСЕ тензор S заміняють вектором-стовпчиком напружень (3.3):

$$\sigma = \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} \quad (3.3)$$

Графічно наведено компоненти тензора напружень на рисунку 3.3.1.

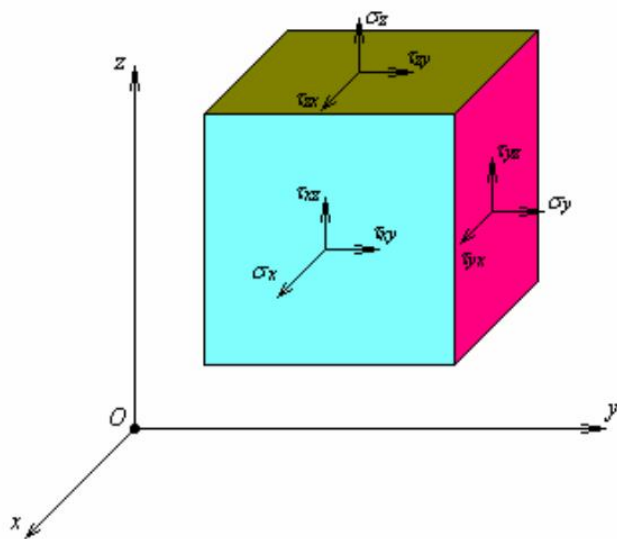


Рисунок 3.3.1 – Компоненти тензора напружень

Аналогічна ситуація і для тензору деформацій, бо деформований стан в будь-якій точці однорідного тіла характеризується тензором деформацій (3.4):

$$T = \begin{bmatrix} \varepsilon_x & \gamma_{xy} & \gamma_{xz} \\ \gamma_{yx} & \varepsilon_y & \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} & \gamma_{zy} & \varepsilon_z \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

де $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ – лінійні деформації в напрямленні відповідних вісей, а $\gamma_{xy}, \gamma_{xz}, \gamma_{yx}, \gamma_{yz}, \gamma_{zx}, \gamma_{zy}$ – зсувні деформації у відповідних координатних площинах.

Зовсім подібно до тензору напружень тензор деформацій також має симетричні властивості, тобто $T^T = T$. Тому в МСЕ тензор T заміняють вектором-стовпчиком деформацій (3.5):

$$\varepsilon = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix} \quad (3.5)$$

Графічно наведено тензор деформації на рисунку 3.3.2.

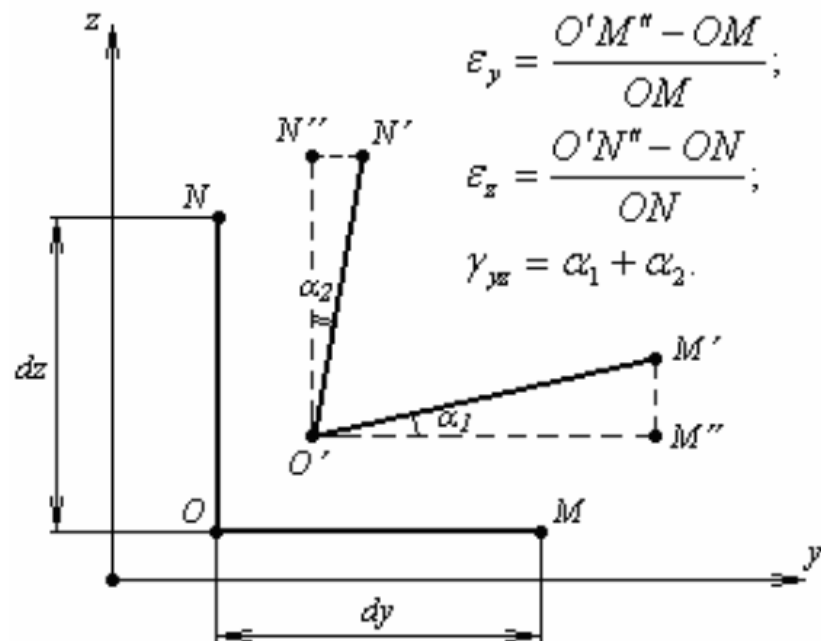


Рисунок 3.3.2 – Графічне зображення тензору деформацій

Кожна точка, що піддається напружено-деформованому стану, отримує переміщення, яке можна записати у вигляді (3.6):

$$\vec{s} = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} \quad (3.6)$$

де u , v , w – проекції переміщення на вісі x , y , z відповідно

Тому введемо вектор-стовпчик переміщень (3.7):

$$u = \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} \quad (3.7)$$

Графічно переміщення елемента наведено на рисунку 3.3.3.

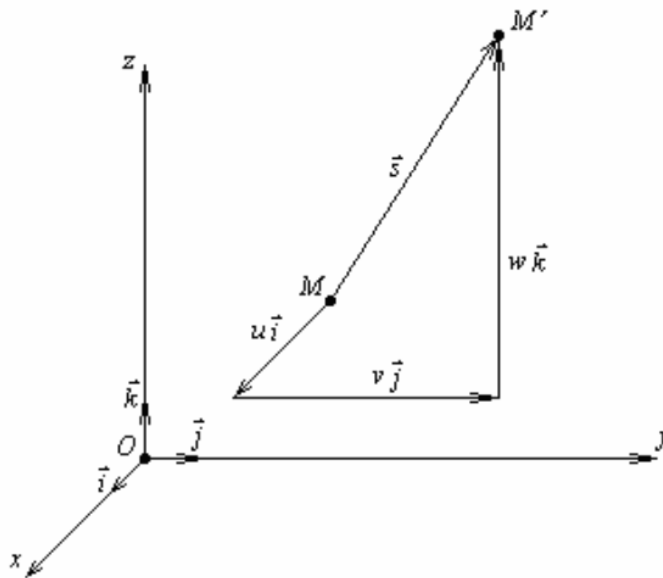


Рисунок 3.3.3 – Вектор переміщення елемента

Рівняння Коши встановлюють зв'язок компонентів деформованого стану з вектором переміщень. В межах лінійної теорії пружності ці співвідношення мають вигляд (3.8):

$$\begin{cases} \varepsilon_x = \frac{du}{dx}; \\ \varepsilon_y = \frac{dv}{dy}; \\ \varepsilon_z = \frac{dw}{dz}; \end{cases} \quad \begin{cases} \gamma_{xy} = \frac{du}{dy} + \frac{dv}{dx}; \\ \gamma_{yz} = \frac{dv}{dz} + \frac{dw}{dy}; \\ \gamma_{zx} = \frac{du}{dz} + \frac{dw}{dx}, \end{cases} \quad (3.8)$$

або у матричній формі (3.9):

$$\varepsilon = Du \quad (3.9)$$

де D – матриця диференціювання (3.10):

$$D = \begin{bmatrix} \frac{d}{dx} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{d}{dy} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{d}{dz} \\ \frac{d}{dy} & \frac{d}{dx} & 0 \\ 0 & \frac{d}{dz} & \frac{d}{dy} \\ \frac{d}{dz} & 0 & \frac{d}{dx} \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Узагальнений закон Гука встановлює зв'язок компонентів напружено-деформованого стану і у випадку ізотропного матеріалу має вигляд (3.11):

$$\begin{cases} \varepsilon_x = \frac{1}{E} [\sigma_x - \nu(\sigma_y + \sigma_z)]; \\ \varepsilon_y = \frac{1}{E} [\sigma_y - \nu(\sigma_z + \sigma_x)]; \\ \varepsilon_z = \frac{1}{E} [\sigma_z - \nu(\sigma_x + \sigma_y)]; \end{cases} \quad \begin{cases} \gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G}; \\ \gamma_{yz} = \frac{\tau_{yz}}{G}; \\ \gamma_{zx} = \frac{\tau_{zx}}{G}, \end{cases} \quad (3.11)$$

де E – модуль пружності матеріалу, G – модуль зсуву, ν – коефіцієнт Пуассона.

Встановлено зв'язок між параметрами ν , E та G (3.12):

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (3.12)$$

Система (3.11) в матричному вигляді приймає наступний вигляд (3.13):

$$\varepsilon = M\sigma \quad (3.13)$$

де M – введене значення та має вигляд (3.14):

$$M = \frac{1}{E} \begin{bmatrix} 1 & -\nu & -\nu & 0 & 0 & 0 \\ -\nu & 1 & -\nu & 0 & 0 & 0 \\ -\nu & -\nu & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2(1+\nu) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2(1+\nu) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2(1+\nu) \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

З (3.13) отримуємо закон Гука в оберненій формі (3.15):

$$\sigma = A\varepsilon \quad (3.15)$$

де A – матриця закону Гука, що визначається наступним чином (3.16):

$$A = M^{-1} = \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} \begin{bmatrix} 1-\nu & \nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & 1-\nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & \nu & 1-\nu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2} \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Ключовим в МСЕ є матриця жорсткості елемента чи вузла, вона має наступний вигляд (3.17):

$$Ku = F \quad (3.17)$$

де u – вектор-стовпчик вузлових зміщень елемента, F – вектор-стовпчик діючих сил. [32].

3.4 Поняття про пластичність матеріалів та моделі зміцнення матеріалів

В дисертаційній роботі для більш широкого розуміння нелінійності та поведінки матеріалів конструкцій при навантаженнях було розглянуто поняття нелінійності. [33, 34]. Значні класи конструкцій не мають лінійної залежності між силою та переміщенням. Оскільки графік залежності F від u для таких конструкцій не є прямою лінією, такі структури називають нелінійними.

Жорсткість більше не є постійною величиною, а змінюється в міру просування по траєкторії навантаження, а поняття K^T (тангенціальна жорсткість) являє собою тангенс кута нахилу кривої відхилення сили в певній точці на шляху навантаження. Такий графік наведено на рисунку 3.4.1.

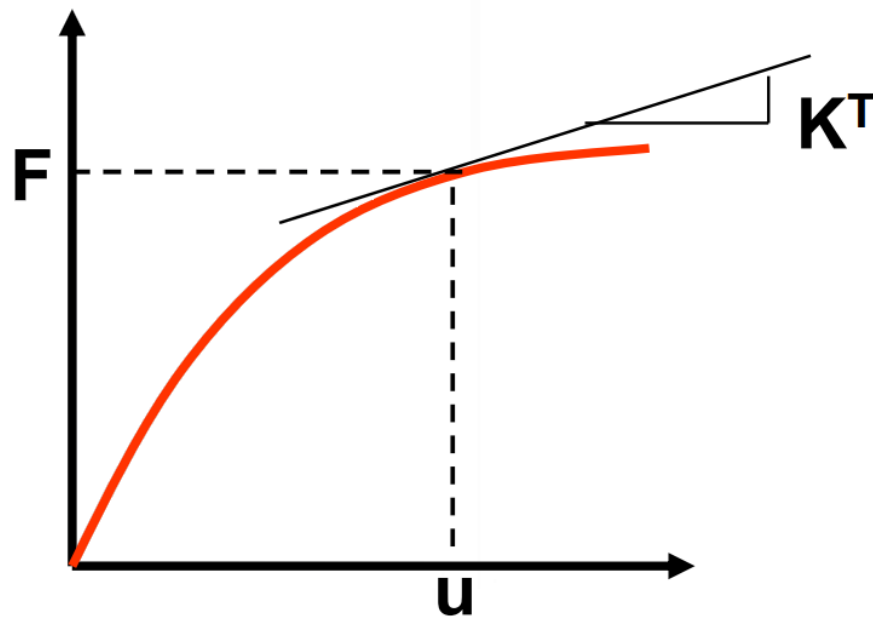


Рисунок 3.4.1 – Графік залежності сили від переміщення

Конструкція вважається нелінійною, якщо навантаження викликає значні зміни жорсткості, такі як:

- деформації за межею пружності (пластичність);
- великі прогини, тощо. [35].

У нелінійному аналізі реакцію не можна передбачити безпосередньо за допомогою набору лінійних рівнянь. Однак нелінійну структуру можна проаналізувати, використовуючи ітераційну серію лінійних наближень з поправками. Використовує ітераційний процес, який називається методом Ньютона-Рафсона. Кожна ітерація називається рівноважною ітерацією.

Для більш повного розуміння цього методу, на рисунку 3.4.2 наведено графік повного ітераційного аналізу Ньютона-Рафсона для одного приросту навантаження, показаного в чотирьох ітераціях.

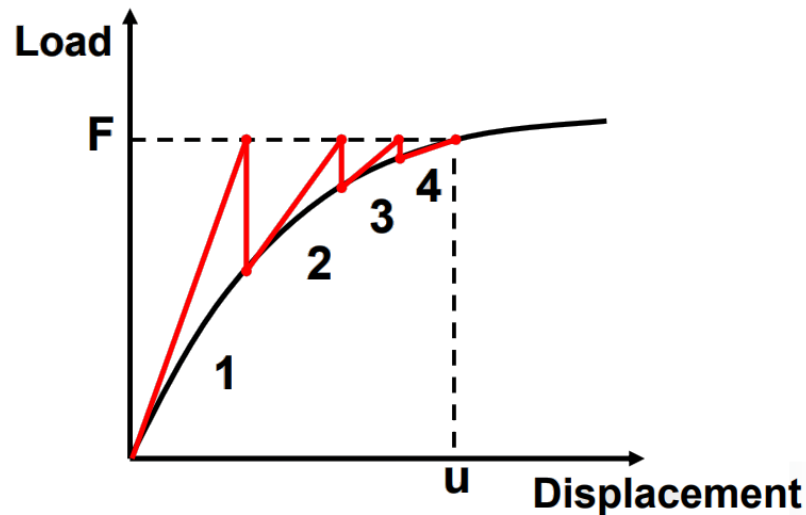


Рисунок 3.4.2 – Графік повного ітераційного аналізу Ньютона-Рафсона для одного приросту навантаження

Пластична деформація виникає внаслідок ковзання між площинами атомів під дією зсувних напружень зсуву (девіаторних напружень). Цей рух дислокацій по суті є перегрупуванням атомів у кристалічній структурі. Це призводить до постійної деформації навіть після зняття навантаження. Ковзання, як правило, не призводить до об'ємних деформацій (умова нестисливості), на відміну від пружності. На рисунку 3.4.3 наведено графік напружено-деформованого стану матеріалу.

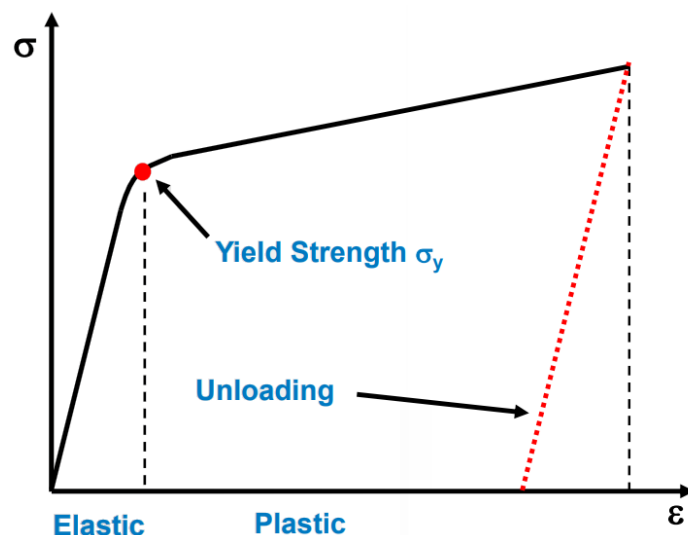


Рисунок 3.4.3 – Графік напружено-деформованого стану матеріалу

На рисунку 3.4.3 як раз наведено зони пружності і пластики. Тобто як видно з графіку, якщо напруження в конструкції мають значення менші за

межу плинності матеріалу, то така конструкція працює у пружності, але якщо напруження стають вищими за межу плинності матеріалу, то така задача працює у пластиці, бо деформації, які виникають, вони невідворотні. Простіше кажучи, навіть після розвантаження конструкції – вона залишиться zdeформованою. В дисертаційному дослідженні чисельне моделювання було виконане з урахуванням нелінійних властивостей матеріалів.

Якщо побудувати пластичну деформацію в 3D просторі головних напружень, то поверхня плинності фон Мізеса має вигляд циліндра.

Циліндр суміщений з віссю віссю $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma_3$. Особливо потрібно звернути увагу, що якщо напружений стан знаходиться всередині циліндра, то плинності не відбувається. Це означає, що якщо матеріал знаходиться під гідростатичним тиском ($\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma_3$), жодна величина гідростатичного тиску не спричинить плинності.

Інший погляд на це полягає в тому, що напруження, які відхиляються від осі ($\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma_3$), беруть участь у розрахунку напружень за фон Мізесом. На рисунку 3.4.4 зображено такий циліндр пластичної деформації в 3D просторі.

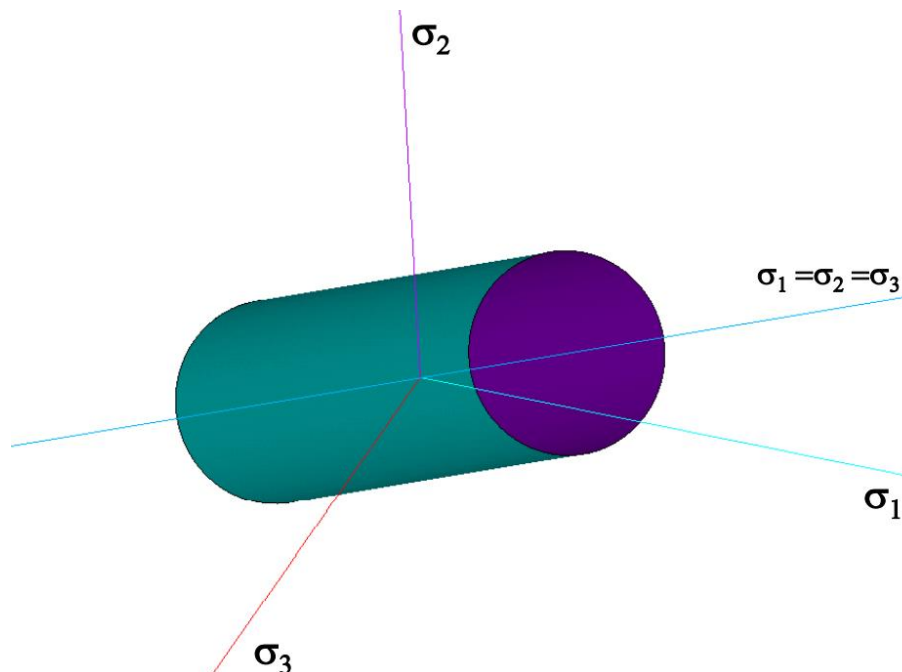


Рисунок 3.4.4 – Ілюстративне зображення пластичної деформації в 3D просторі

Правило зміцнення описує, як змінюється поверхня плинності (розмір, центр, форма) в результаті пластичної деформації. Правило зміцнення визначає, коли матеріал знову піддається деформації, якщо навантаження продовжується або змінюється на протилежне. Це на відміну від пружно-ідеально пластичних матеріалів, які не демонструють ніякого твердіння – тобто поверхня плинності залишається фіксованою. На рисунку 3.4.5 показано саме відмінність площадок плинності пружності та пластичності.

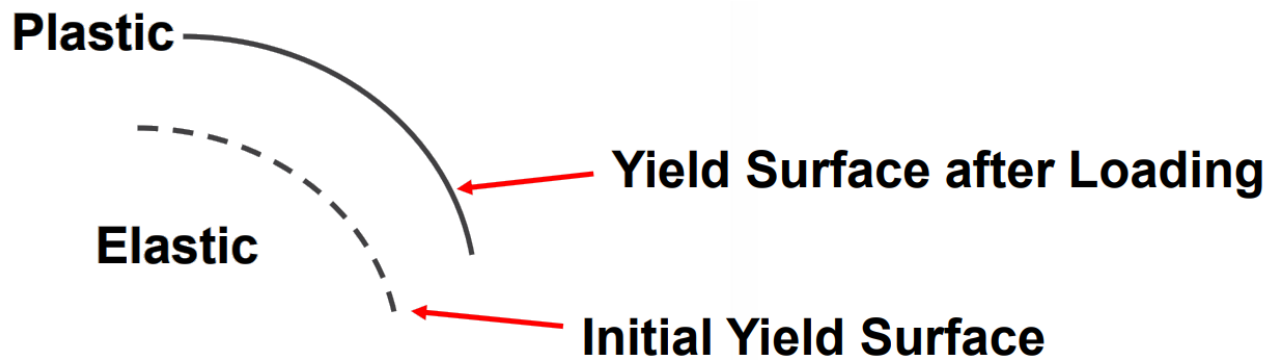


Рисунок 3.4.5 – Схематичне зображення відмінності площадок пружності і пластичності

Існує два основних правила зміцнення, які визначають модифікацію плинності поверхні:

- Кінематичне зміцнення (Поверхня плинності залишається постійною за розміром і зміщується в у напрямку плинності).
- Ізотропне зміцнення (Поверхня плинності рівномірно розширюється в усіх напрямках завдяки пластичності) [36]

На рисунку 3.4.6. наведено схематичне зображення кінетичного та ізотропного зміцнення матеріалу.

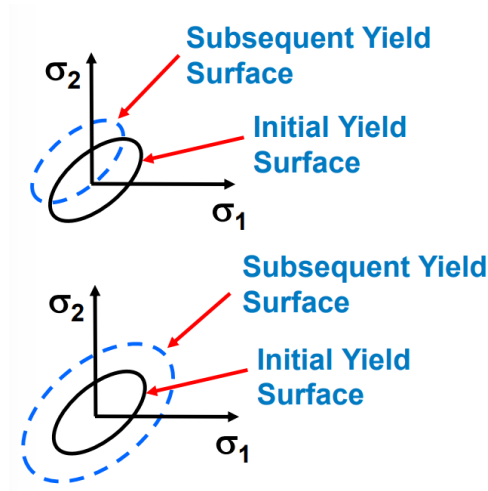


Рисунок 3.4.6 – Схематичне зображення кінетичного та ізотропного зміцнення матеріалу

Оскільки кінематична модель зміцнення матеріалу використовується у задачах циклічного навантаження, то було прийняте рішення використовувати ізотропне зміцнення матеріалів у своєму чисельному моделюванні. Ізотропне зміцнення стверджує, що поверхня плинності рівномірно розширюється під час пластичної течії. Термін «ізотропний» відноситься до рівномірного розширення поверхні плинності та відрізняється від «ізотропного» критерію плинності (тобто орієнтації матеріалу). На рисунку 3.4.7 наведено схему зв'язку циліндру пластичної деформації з напружено-деформованим станом матеріалу.

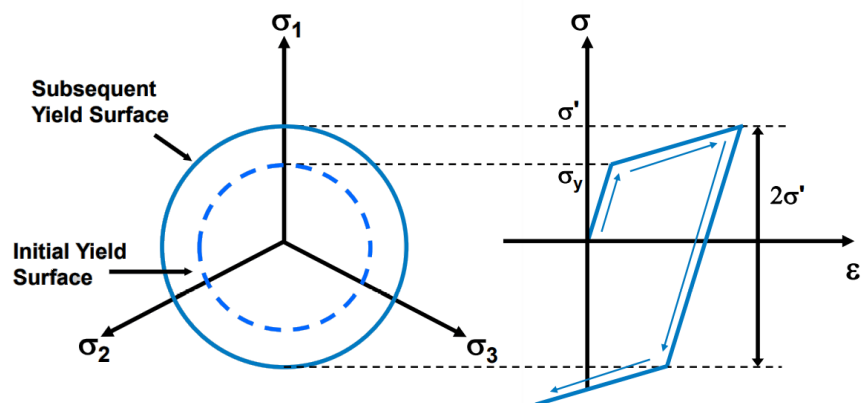


Рисунок 3.4.7 – Схема зв'язку циліндру пластичної деформації з напружено-деформованим станом матеріалу

3.4 Особливість задання граничних умов та навантажень для топологічної оптимізації

Одним з найважливіших аспектів топологічної оптимізації є правильне задання граничних умов, які визначають, як конструкція взаємодіє із зовнішніми навантаженнями та опорами. Адекватні граничні умови забезпечують реалістичність та ефективність отриманих оптимізованих конструкцій. Граничні умови повинні відображати реальні умови, в яких буде працювати конструкція. Це включає навантаження, які вона буде витримувати, способи кріплення та підтримки, а також взаємодію з іншими елементами системи. Неправильне задання граничних умов може призвести до створення конструкцій, які не зможуть ефективно функціонувати в реальних умовах, що знижує їхню надійність і безпеку. Неправильні або неточні граничні умови можуть викликати аномальні розподіли напружень в оптимізованій конструкції. Це може призвести до концентрацій напружень, що викликають передчасне руйнування або пошкодження матеріалу. Правильні граничні умови допомагають забезпечити рівномірний розподіл навантажень і мінімізувати ризики локальних перевантажень.

Граничні умови є критичними для точності і достовірності результатів топологічної оптимізації. Якщо граничні умови не відповідають реальним робочим умовам, результати оптимізації можуть бути неточними і невірними. Це призведе до витрат часу і ресурсів на подальше коригування конструкцій або їх повне перепроєктування. Адекватні граничні умови дозволяють оптимізувати використання матеріалів, що знижує загальні витрати на виробництво і експлуатацію конструкцій. Це особливо важливо в галузях, де матеріальні витрати становлять значну частину бюджету, таких як авіація, ракетобудування, тощо. Правильні граничні умови забезпечують необхідну жорсткість і стійкість конструкції. Вони дозволяють правильно розподілити матеріал для досягнення оптимальної жорсткості та мінімізації деформацій під дією навантажень, що важливо для підтримки функціональності та безпеки конструкцій. В процесі експлуатації конструкції можуть піддаватися різним

типам навантажень, включаючи статичні, динамічні, теплові та інші. Врахування всіх можливих сценаріїв навантаження через адекватні граничні умови дозволяє створити універсальні та надійні конструкції, здатні витримувати різні експлуатаційні умови.

У модулі DISCOVERY Live задання граничних умов регулюється зонами закріплення конструкції та її навантаженням. Ці зони мають певний «іmunітет» і вони не чіпаються для прибирання зайвого матеріалу. На рисунку 3.4.1 наведено приклад конструкції перед топологічною оптимізацією.

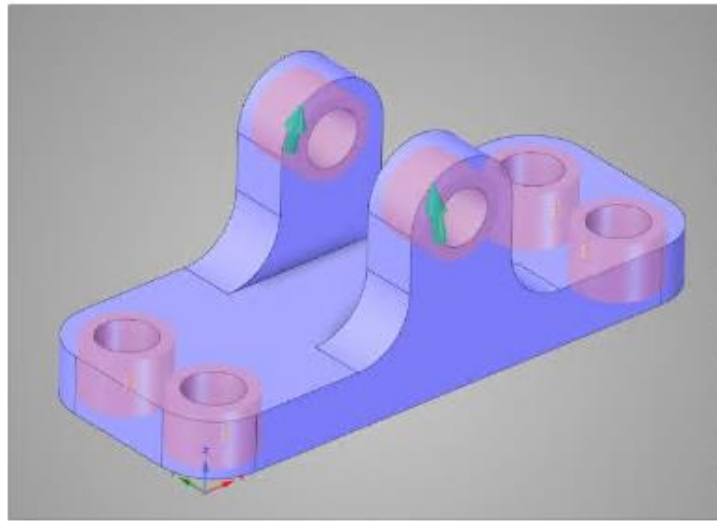


Рисунок 3.4.1 – Конструкція до топологічної оптимізації (рожевим позначено зони «іmunітету»)

А на рисунку 3.4.2 наведено конструкція після топологічної оптимізації, але граничні умови були задані некоректно.

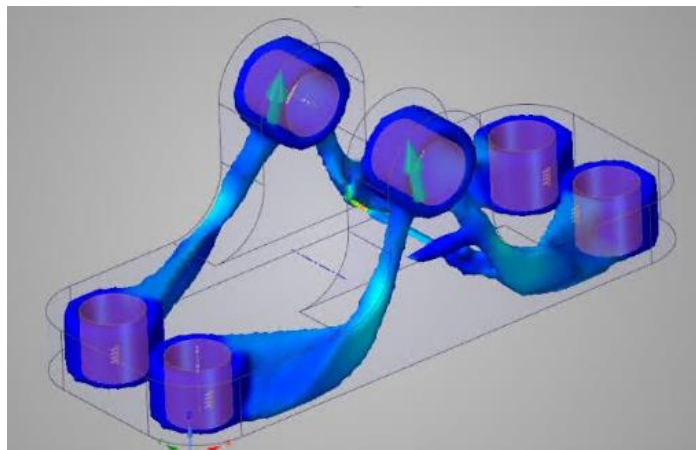


Рисунок 3.4.2 – Конструкція після топологічної оптимізації з некоректними граничними умовами

Задання адекватних граничних умов є ключовим етапом топологічної оптимізації, що забезпечує точність і надійність оптимізованих конструкцій. Вони дозволяють отримати реалістичні результати, що відповідають реальним умовам експлуатації, забезпечують рівномірний розподіл напружень, економічну ефективність, жорсткість та стійкість конструкцій, а також адаптацію до різних сценаріїв навантаження. Тому увага до граничних умов є критично важливою для успішного застосування топологічної оптимізації в інженерних проектах.

3.5 Висновки та основні результати до розділу 3

У розділі 3 було розглянуто таке питання, як вирішення задачі підвищення експлуатаційних характеристик за допомогою CAE (Computer-aided engineering) систем. Тому це питання вимагає систематичного та обґрунтованого підходу, який можна розглядати через призму алгоритму рішення задачі, методу скінчених елементів та використання закону Гука для моделювання пружних задач чи узагальненого закону Гука для моделювання задач, коли матеріал чи матеріали проявляють нелінійну або анізотропну поведінку.

Було вперше запропоновано алгоритм постановки та рішення задачі, та його обґрунтування. А саме, що цей алгоритм розпочинається з чіткого формулювання задачі, визначенням цілі та області дослідження.

Залучено метод скінчених елементів, що є потужним і сучасним методом для моделювання складних фізичних явищ в інженерії. Використання скінчених елементів дозволяє ефективно апроксимувати геометричні області та аналізувати їх вплив на матеріал. Цей метод є основою чисельного моделювання для вирішення різноманітних завдань, таких як міцність, термодинаміка, тощо.

Закон Гука є ключовим елементом для моделювання пружних задач. Його використання дозволяє враховувати лінійну залежність між напруженням та деформацією для пружних матеріалів. Фізично обґрунтована

модель використання закону Гука полягає в тому, що для пружних матеріалів зберігається лінійна еластичність, а модуль Юнга визначає ступінь жорсткості матеріалу.

Узагальнений Закон Гука застосовується у випадках, коли закон Гука стає непридатним через нелінійні або характеристики матеріалу.

Пластичність матеріалів та моделі їх зміцнення є ключовими аспектами для розробки сучасних конструкцій у різних галузях інженерії. Розуміння пластичності матеріалів дозволяє інженерам створювати більш надійні та ефективні конструкції, які можуть працювати в умовах різного роду навантажень та зберігати свої властивості протягом тривалого часу.

Моделі зміцнення матеріалів, такі як ізотропне та кінетичне, допомагають прогнозувати поведінку матеріалів під дією навантаження та розробляти оптимальні стратегії зміцнення. Це важливо для забезпечення безпеки та надійності конструкцій у різних умовах експлуатації.

Основний внесок в цей напрямок роблять експериментальні дослідження, комп'ютерне моделювання та аналіз результатів, що дозволяє постійно покращувати розуміння пластичності матеріалів і розвивати нові методи їх зміцнення. Розуміння цих концепцій є важливим для подальшого розвитку сучасної інженерії та створення нових технологічних рішень.

Тобто загальність та ефективність вирішення задачі підвищення експлуатаційних характеристик через CAE системи (метод скінчених елементів та закон Гука, узагальнений закон Гука) стає зрозумілою, коли ці елементи комбінуються для створення точних та достовірних моделей, що відображають поведінку матеріалів та конструкцій в різних умовах експлуатації.

4 ОТРИМАННЯ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ З ПІДВИЩЕНИМИ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ЗА ДОПОМОГОЮ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ

4.1 Верифікаційний розрахунок на тримкість балону високого тиску, виготовленого адитивними технологіями

У цьому підрозділі представлено верифікаційний розрахунок на тримкість балону високого тиску, який було виготовлено адитивними технологіями 3D-друку. Розрахунок було проведено у осесиметричній 2d-постановці задачі. Матеріал конструкції балону – нікелевий сплав для 3D-друку Inconel 718, механічні властивості якого наведено у таблиці 4.1.1, згідно з SAE AMS 5662. [37]

Таблиця 4.1.1 – Механічні властивості нікелевого сплаву Inconel 718

Температура $t, ^\circ\text{C}$	Модуль пружності E , МПа	Межа міцності σ_B , МПа	Межа плинності $\sigma_{0.2}$, МПа	Відносне подовження δ , %
20	165000	1242	1001	3

Для такої конструкції також було побудовано структуровану скінчено-елементу сітку, для подальшого чисельного моделювання. Скінчено-елемента сітка показана на рисунку 4.1.1.

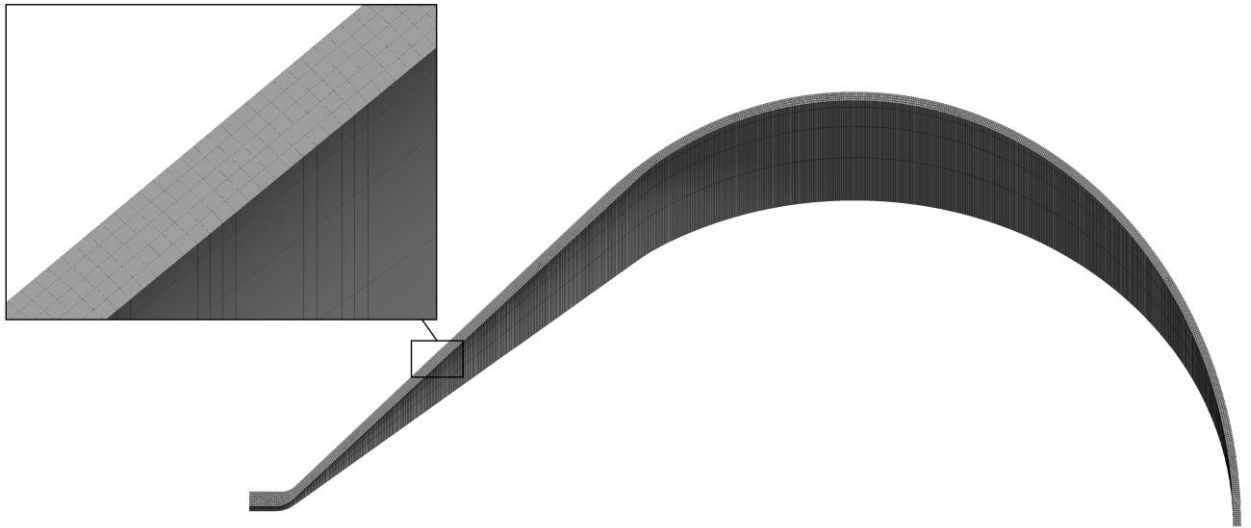


Рисунок 4.1.1 – Скінчено-елемента сітка конструкції балону високого тиску

Результати розрахунку балону на тримкість, а саме максимальні поля пластичних деформацій конструкції наведено на рисунку 4.1.2.

Type: Equivalent Plastic Strain

Unit: mm/mm

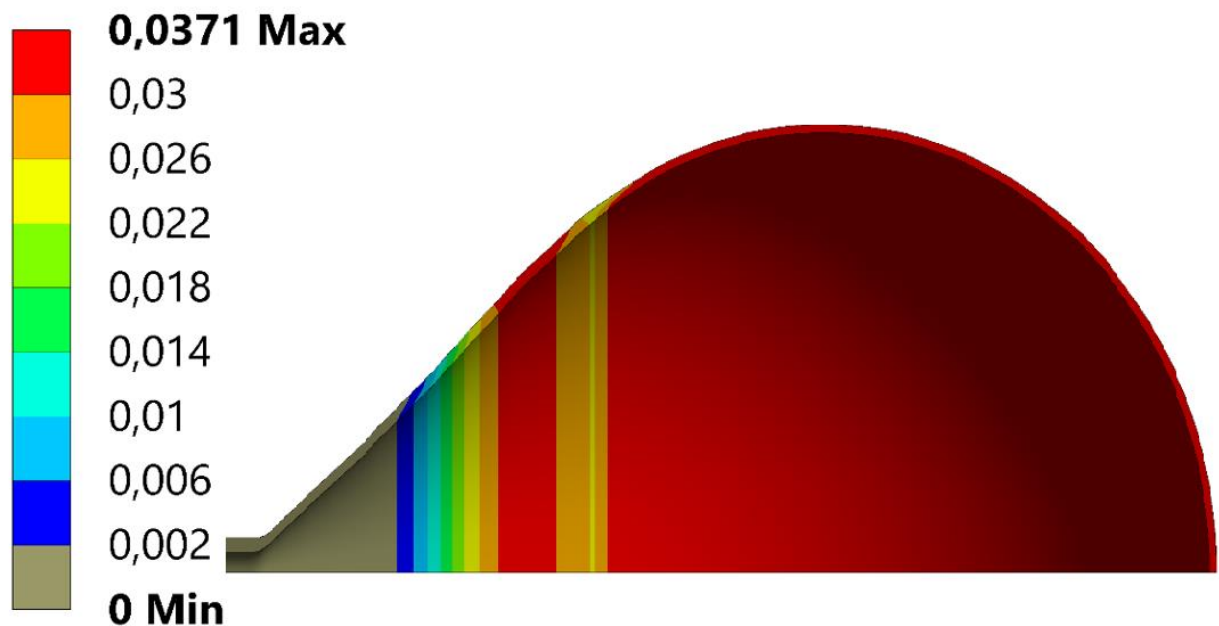


Рисунок 4.1.2 – Максимальні поля пластичних деформацій в конструкції балону високого тиску

За результати чисельного моделювання можна спрогнозувати, де конструкція буде руйнуватись. Саме на це вказують поля пластичних деформацій. Аналіз отриманих результатів включає в себе визначення

величини розрахункового руйнівного тиску для такої конструкції. Після чого розраховується коефіцієнт тримкості конструкції за формулою (4.1):

$$\eta_{\text{тр}} = \frac{p_{\text{рр}}}{p_{\text{н}}} \quad (4.1)$$

де $p_{\text{рр}}$ – розрахунковий руйнівний тиск, $p_{\text{н}}$ – номінальний тиск.

Такий балон був виготовлений та випробуваний. На рисунку 4.1.3 показано фото цього балону, а на рисунку 4.1.4 наведено кадр моменту руйнування цього балону.



Рисунок 4.1.3 – Виготовлений балон високого тиску на випробувальному стенді

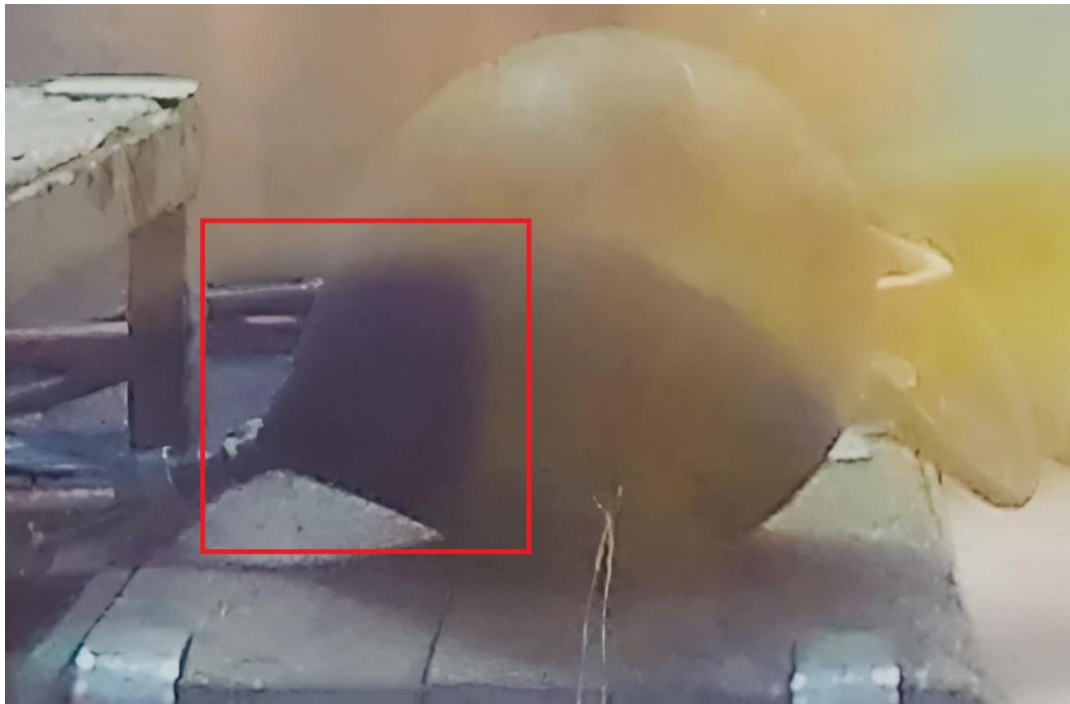


Рисунок 4.1.4 – Момент руйнування балону високого тиску

Область, що виділена червоним вказує на початкове місце руйнування конструкції. Тобто, якщо порівняти прогнозоване місце руйнування (рисунок 4.1.3) та реальне місце руйнування (рисунок 4.1.4), то видно, що результати збігаються. Також реальний руйнівний тиск для цієї конструкції відрізнявся від розрахункового не більше ніж на 5%, що є в межах допустимої похибки.

Таким чином було верифіковано підхід до чисельного моделювання в CAE середовищі ANSYS.

4.2 Покращення кронштейну кріплення камери ракетного двигуна

Ключовим компонентом конструкції ракетного обладнання, відповідальним за надійне утримання камери ракетного двигуна, є кронштейн кріплення. Цей елемент визначає не лише стабільність камери під час запуску та польоту, але й має суттєвий вплив на загальну міцність та ефективність двигуна.

У зв'язку із швидким розвитком технологій та зростанням вимог до продуктивності та безпеки ракетних запусків, а також необхідністю в

оптимізації маси та об'єму, удосконалення кронштейну стає невідкладним завданням. Оригінальне дослідження та вдосконалення конструкції кронштейну кріплення камери ракетного двигуна нині стає актуальним завданням, спрямованим на досягнення оптимального балансу між міцністю, вагою та ефективністю.

Постановка задачі наступна: необхідно провести топологічну оптимізацію кронштейну кріплення, для мінімізації його маси, при тому щоб він відповідав усім нормам міцності та мав достатні запаси міцності. Матеріал конструкції нікелевий сплав Haynes230. Фізичні властивості цього сплаву наведень у таблиці 4.2.1. [38].

Таблиця 4.1.1 – Механічні властивості нікелевого сплаву Haynes230

Температура $t, ^\circ\text{C}$	Модуль пружності E , МПа	Межа міцності σ_B , МПа	Межа плинності $\sigma_{0.2}$, МПа	Відносне подовження δ , %
20	200900	838	422	47

На рисунку 4.2.1 наведено конструкцію кронштейну до топологічної оптимізації.

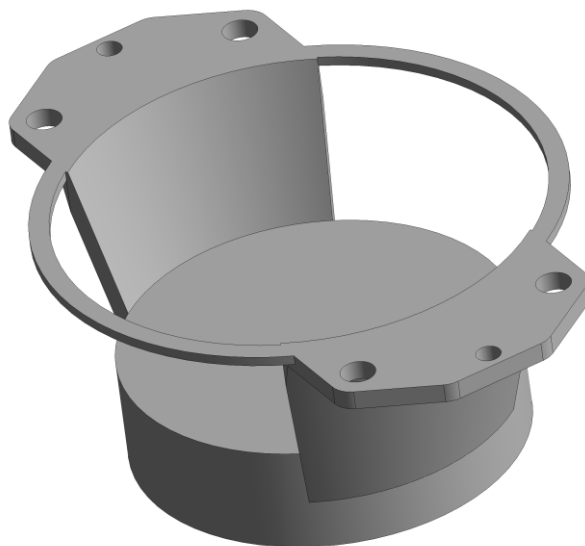


Рисунок 4.2.1 – Конструкція кронштейну до топологічної оптимізації

Посилаючись на підрозділ 3.1 використовую алгоритм для роботи з такими конструкціями. Тому моделюю скінчено-елементну сітку для даного кронштейну, щоб зробити чисельне моделювання у САЕ системі Ansys Mechanical. [39 – 40]. Скінчено-елементну сітку наведено на рисунку 4.2.2.



Рисунок 4.2.2 – Скінчено-елемента сітка конструкції кронштейну кріплення до топологічної оптимізації

Оскільки конструкція складна геометрично (має гострі переходи, закруглення, тощо) скінчено-елемента сітка побудована тетраедрами. Умовами навантаження для цієї конструкції будуть осьова стискаюча сила еквівалентом 250 кг тяги двигуна, маса двигуна та квазістатичні перевантаження. Умовами обмежень будуть заборона осьових переміщень, що імітує закріплення кронштейна до рами двигуна. Схема навантаження конструкції наведено на рисунку 4.2.3.

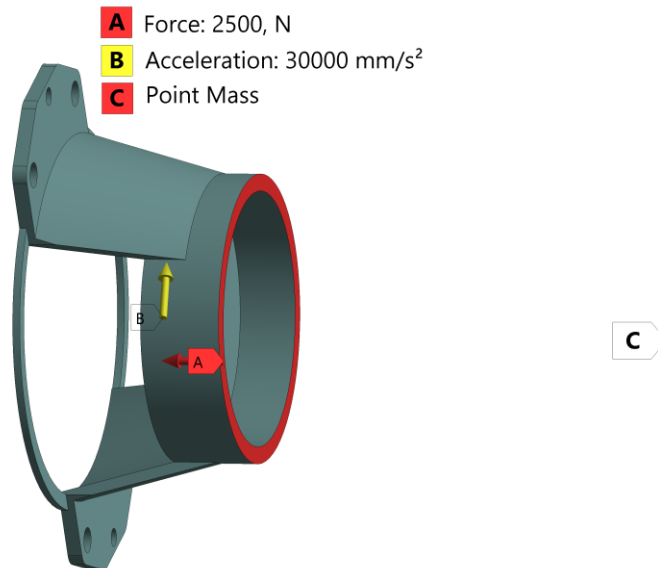


Рисунок 4.2.3 – Схема навантаження конструкції кронштейну кріплення до топологічної оптимізації

Далі виконане чисельне моделювання де при оцінці напружено-деформованого стану конструкції розглядались еквівалентні напруження (напруження по Мізесу). [41]. Формула еквівалентних напружень представлена (4.1)

$$\sigma_e = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}} \quad (4.1)$$

Коефіцієнт запасу міцності визначається за формулою (4.2):

$$n_B = \frac{\sigma_B}{\sigma_e} \quad (4.2)$$

де σ_e – межа міцності матеріалу. Мінімально допустиме значення коефіцієнту запасу міцності елементів конструкції двигунів по еквівалентним напруженням має бути 1.5.

В ході чисельного моделювання було отримано результати, які наведено на рисунку 4.2.4.

Type: Equivalent (von-Mises) Stress

Unit: MPa

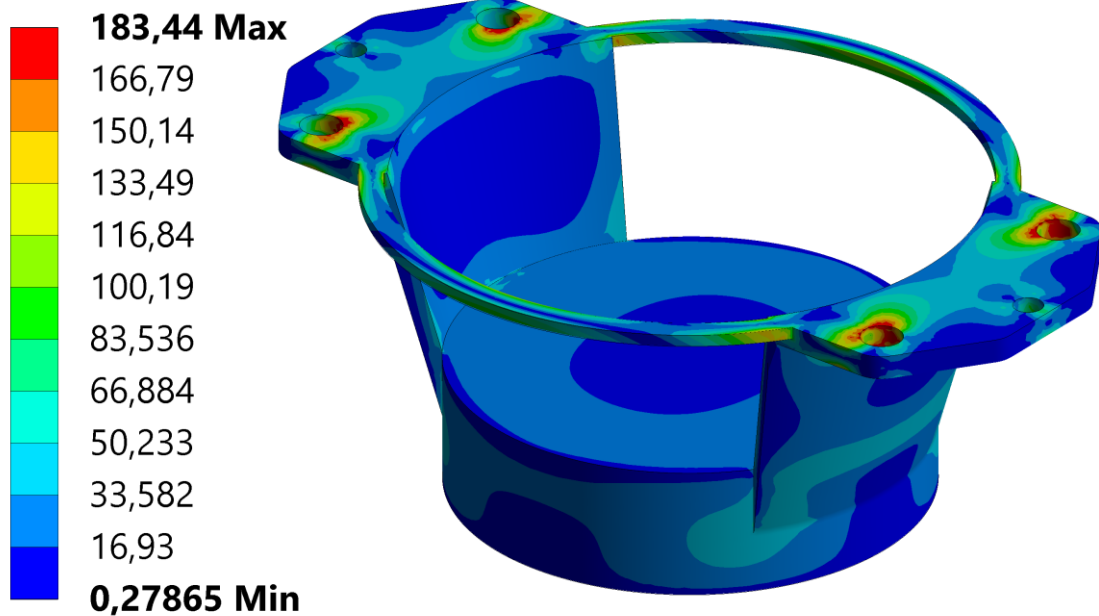


Рисунок 4.2.4 – Еквівалентні напруження по Мізесу в конструкції кронштейну кріплення до топологічної оптимізації

Результати розрахунку показали, що конструкція за формулою (4.2) має запас міцності 4.54, що є достатнім згідно норм міцності. Але такий великий запас свідчить про те, що конструкція має зайву масу. Саме тому потрібно провести топологічну оптимізацію.

Згідно алгоритму, що представлено в підрозділі 3.1 проводиться топологічна оптимізація, а саме методом SIMP у середовищі CAE пакету ANSYS Discovery Live. [42]. Умова оптимізації мінімізація маси конструкції.

Отримано конструкцію кронштейну з видаленим зайвим матеріалом, у областях, де це потрібно. Нова конструкція кронштейну кріплення вже після топологічної оптимізації наведено на рисунку 4.2.5.

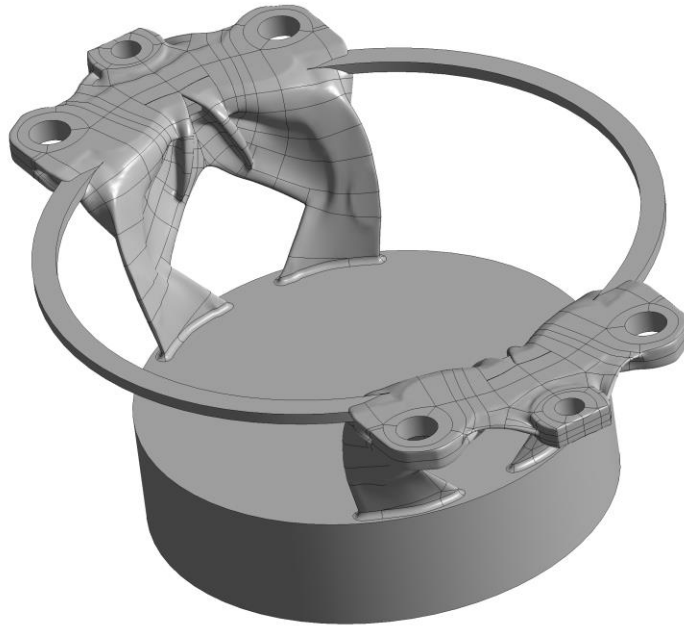


Рисунок 4.2.5 – Конструкція кронштейну кріплення після топологічної оптимізації

Конструкція кронштейну кріплення після топологічної оптимізації має зовсім інший вигляд, оскільки видалення зайвого матеріалу, що не залучений у роботу надало цьому кронштейну футуристичної та складної геометричної форми. Скінчено-елементна сітка для цього кронштейну наведена на рисунку 4.2.6.

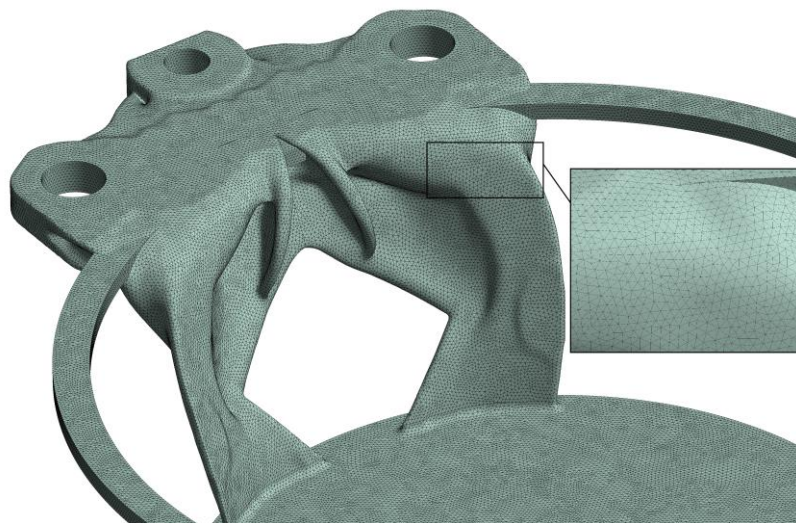


Рисунок 4.2.6 – Скінчено-елементна сітка для нової конструкції кронштейну кріплення після топологічної оптимізації

Скінчено-елемента сітка для такого кронштейну ще більш складна геометрично, аніж для попередньої конструкції і звiсно ж побудована тетраедрами.

Для нової конструкції проведено чисельне модулювання, схема навантаження без змін, та наведена на рисунку 4.2.7.

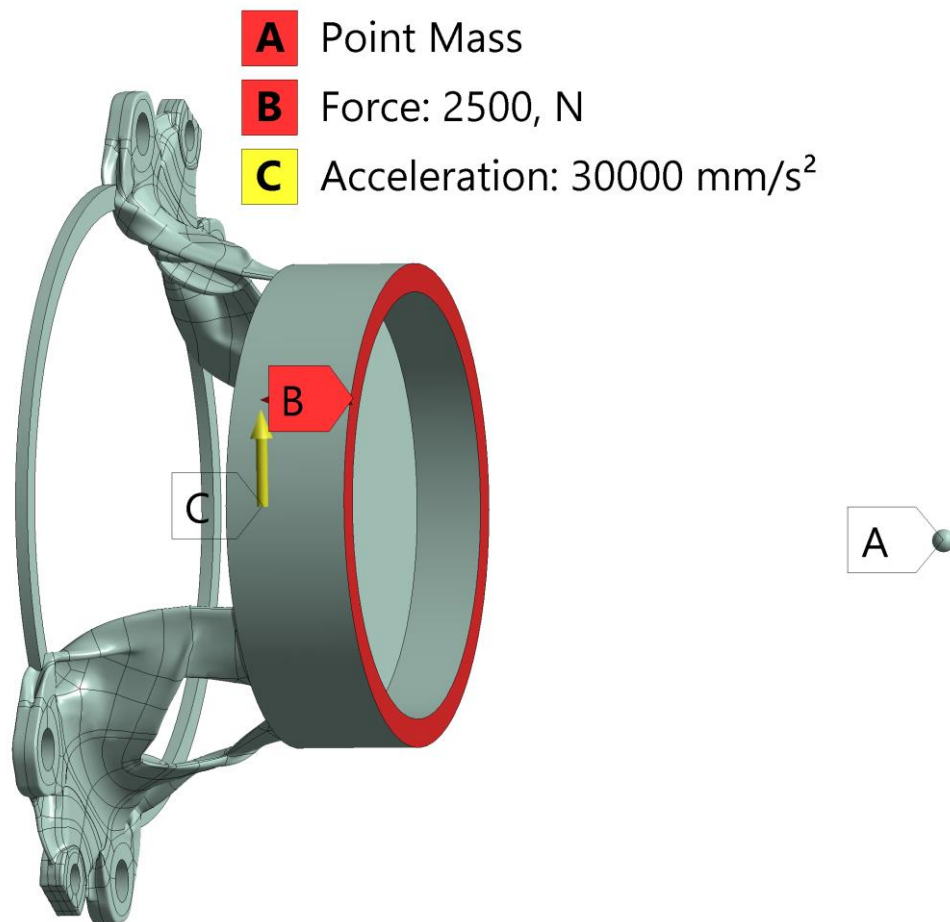


Рисунок 4.2.7 – Схема навантаження нової конструкції кронштейну кріплення після топологічної оптимізації

В ході чисельного моделювання було отримано результати, які наведено на рисунку 4.2.8.

Type: Equivalent (von-Mises) Stress
Unit: MPa

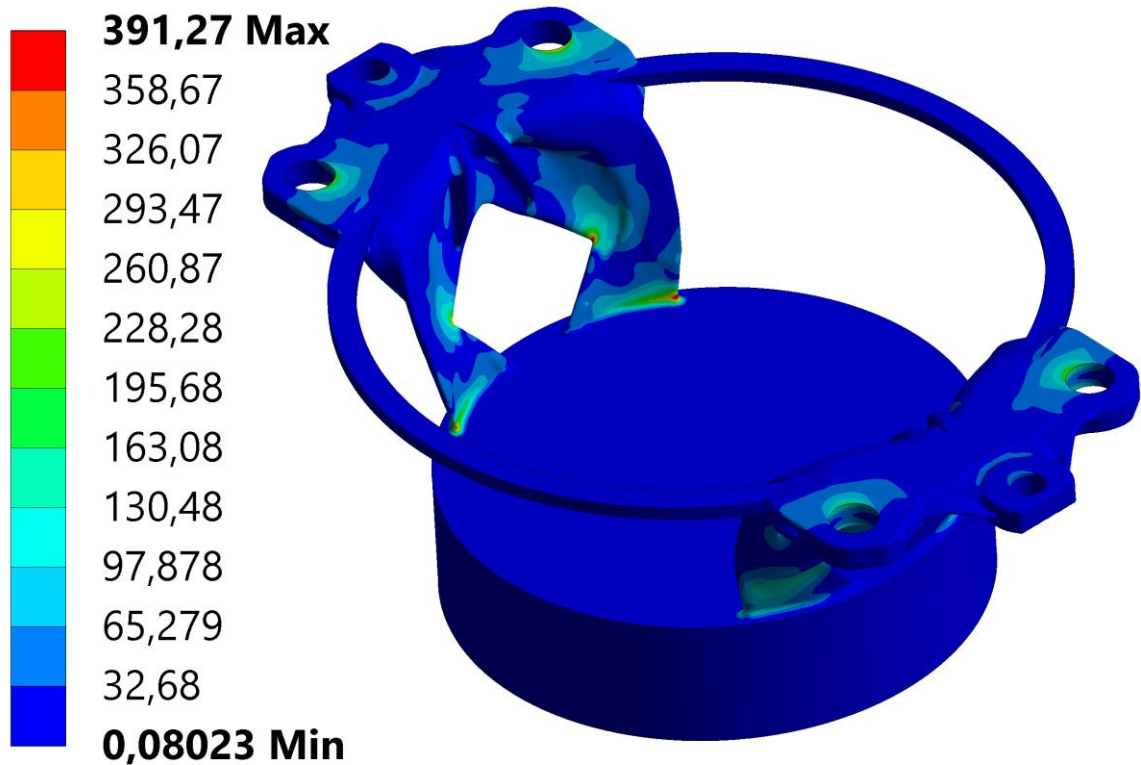


Рисунок 4.2.8 – Еквівалентні напруження по Мізесу в новій конструкції кронштейну кріплення після топологічної оптимізації

Результати розрахунку показали, що конструкція оновленого кронштейну кріплення має запас міцності, згідно формули (4.2) 2.13, що відповідає нормам міцності та ≥ 1.5 . Таким чином робимо висновок, що конструкція має достатній запас міцності і не потребує наступної доробки. Таку конструкцію можна рекомендувати на 3D-друк. Вже після чого проводити відповідні випробування. В таблиці 4.2.2 наведено висновки з даного дослідження і розрахунків.

Таблиця 4.2.2 – Висновки та результати чисельного моделювання кронштейну кріплення до та після топологічної оптимізації

Параметр	Вихідна конструкція	Оптимізована конструкція
Маса кронштейну кріплення	250 грам	124 грама
Максимальні еквівалентні напруження в конструкції	183 МПа	391 МПа
Коефіцієнти запасу міцності	4.54	2.13

Таким чином оптимізована конструкція кронштейну кріплення стала легшою на **51%** і при цьому запас міцності становить більше 2. Також важливий аспект, що конструкція не потребує додаткових робіт і може бути передана на 3Д-друк.

Цей кронштейн було надруковано, ілюстративний матеріал наведено на рисунку 4.2.9.

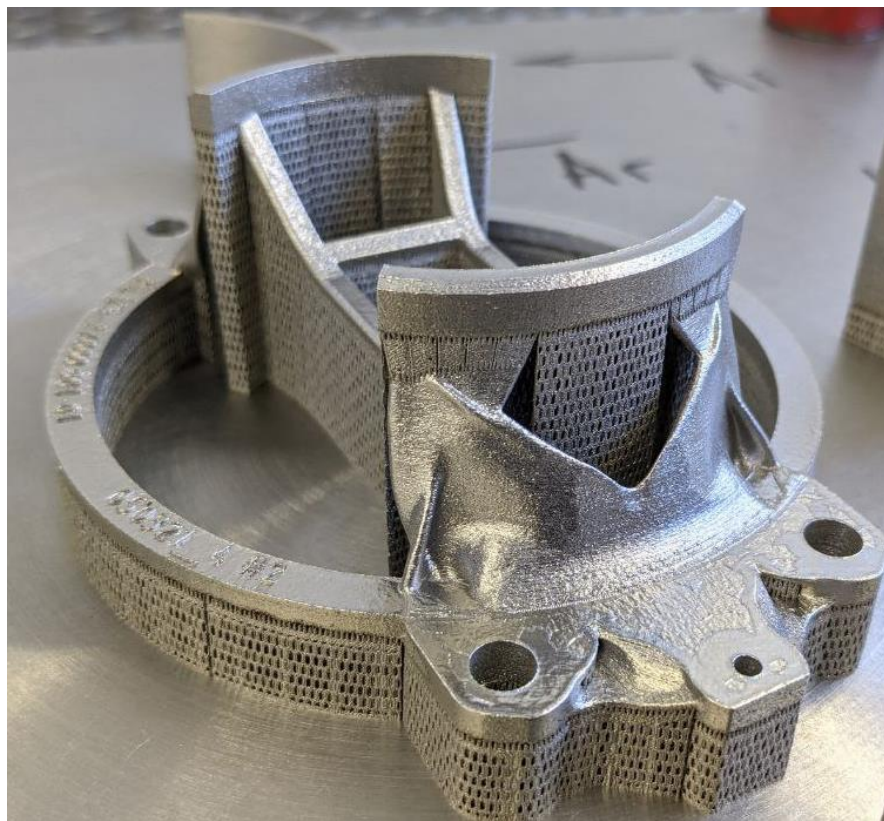


Рисунок 4.2.9 – Конструкція кронштейну після друку

Пізніше його випробували як кріплення камери двигуна на стенді для вогневих випробувань і цей кронштейн дуже добре відпрацював весь час цих вогневих випробувань. Конструкція роботоспроможна та готова до наступних випробувань. Ніяких дефектів чи пошкоджень в ході огляду і дослідження не виявлено. На рисунку 4.2.10 наведено конструкцію перед випробуваннями.



Рисунок 4.2.10 – Конструкція кронштейну кріплення після випробувань

Застосування топологічної оптимізації має великий потенціал у відношенні саме силових елементів, таких як кронштейни чи силові рами. У цьому підрозділі продемонстровано те, що алгоритм роботи з такими конструкціями працює і може використовуватись інженерами. На рисунках 4.2.11 – 4.2.13 наведені кронштейни, які були оптимізовані мною за цим же алгоритмом і такими ж самими методами. Всі ці кронштейни об'єднує те, що замовник бажає отримати мінімум маси при достатній міцності.

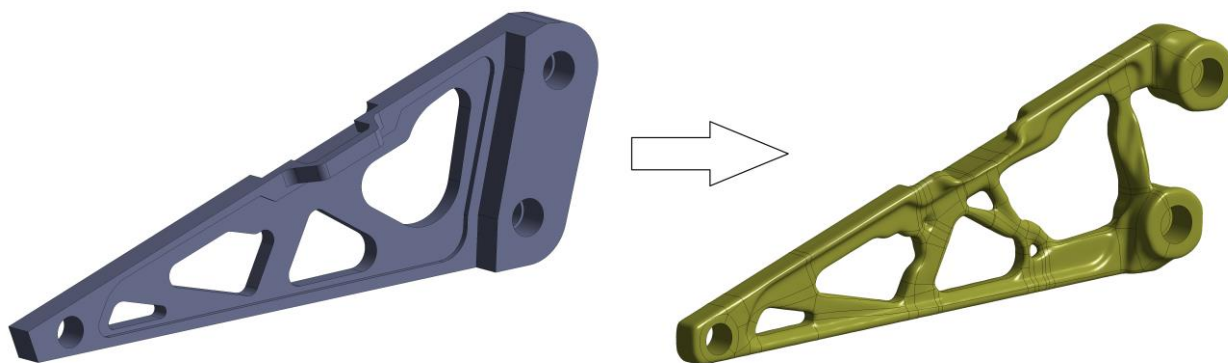


Рисунок 4.2.11 – Кронштейн передачі навантажень, який був оптимізований за допомогою топологічної оптимізації

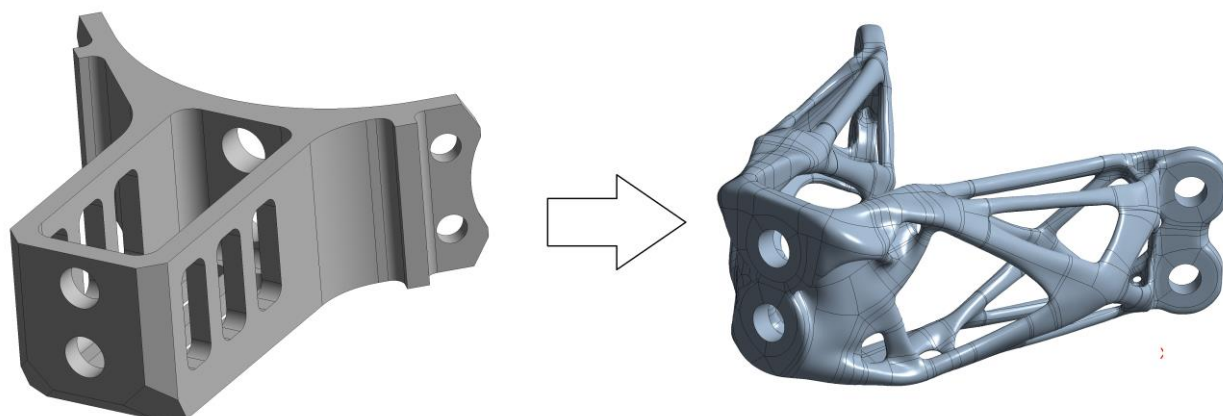


Рисунок 4.2.12 – Кронштейн кріплення, який був оптимізований за допомогою топологічної оптимізації

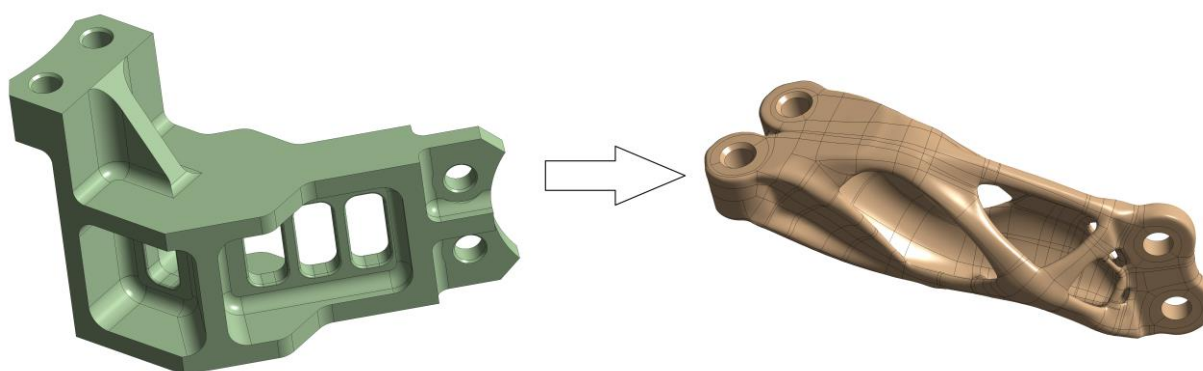


Рисунок 4.2.13 – Кронштейн утримання, який був оптимізований за допомогою топологічної оптимізації

4.3 Підвищення масової ефективності силової рами для розгінного блоку рідинного ракетного двигуна

В сучасній ракетній технології постійно постає завдання підвищення продуктивності та ефективності рідинних ракетних двигунів. Одним із ключових компонентів у цьому процесі є силова рама розгінного блоку, яка несе на собі значні навантаження і має великий вплив на загальну масову характеристику ракети. Підвищення масової ефективності цієї рами є важливим завданням для забезпечення оптимального співвідношення між масою та продуктивністю ракети-носія.

У даному підрозділі основну увагу спрямовано на аналіз і оптимізацію конструкції силової рами для розгінного блоку рідинного ракетного двигуна з метою підвищення її масової ефективності. Шляхом використання сучасних технологій проектування та чисельного моделювання, а також матеріалознавства постає задача знайти оптимальне рішення, яке дозволить знизити масу рами при збереженні її міцності та стійкості.

Дана конструкція була розроблена для рідинного ракетного двигуна, тягою 250 кгс. Тобто геометрія малої та великої основи були обмежені максимально допустимими межами друку 3Д-принтера 400 мм. [43] Тому велика основа становить 400 мм, а мала основа – діаметр змішувальної головки двигуна 80 мм. Умови навантаження – це тяга двигуна, маса двигуна та квазістатичні перевантаження.

Звичайна класична рама має більш просту геометрію та виготовляється класичними традиційними методами. Але такі рами мають велику масу, тому постала задача для зменшення маси, але при умові збереження міцності та стійкості конструкції. Топологічна оптимізація цієї конструкції була зроблена по алгоритму, що наведено у розділі 3. Єдиною умовою обмеження були діаметри основ. Вони повинні бути сталими. Також важливо, щоб був вільний доступ до всіх необхідних штуцерів чи трубок.

З урахуванням всіх факторів було виконана топологічна оптимізація. Кінцевий результат конструкції силової рами для розгінного блоку представлено на рисунку 4.3.1.

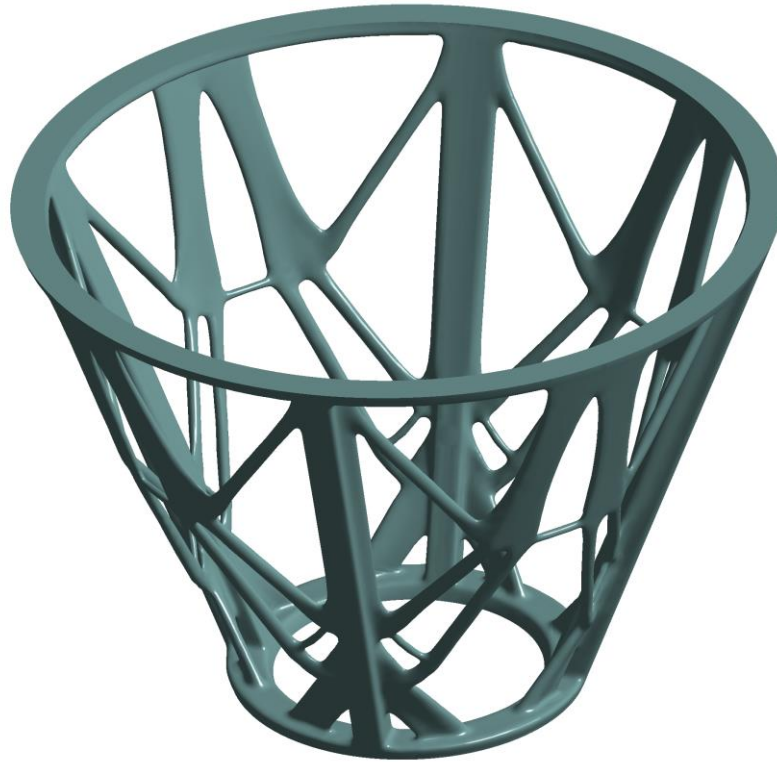


Рисунок 4.3.1 – Оптимізована конструкція силової рами розгінного блоку рідинного ракетного двигуна

З рисунку 4.3.1 видно, що рама має складну геометрію, при тому присутні отвори для безперешкодного доступу до необхідних елементів змішувальної головки чи для датчиків тиску, термопари, тощо.

Для цієї конструкції було також важливо і потрібно провести чисельне моделювання у CAE середовищі ANSYS. Було побудовано скінчено-елементну сітку. З особливою увагою до перехідних елементів та закруглених граней. Така скінчено-елементна сітка представлена на рисунку 4.3.2.

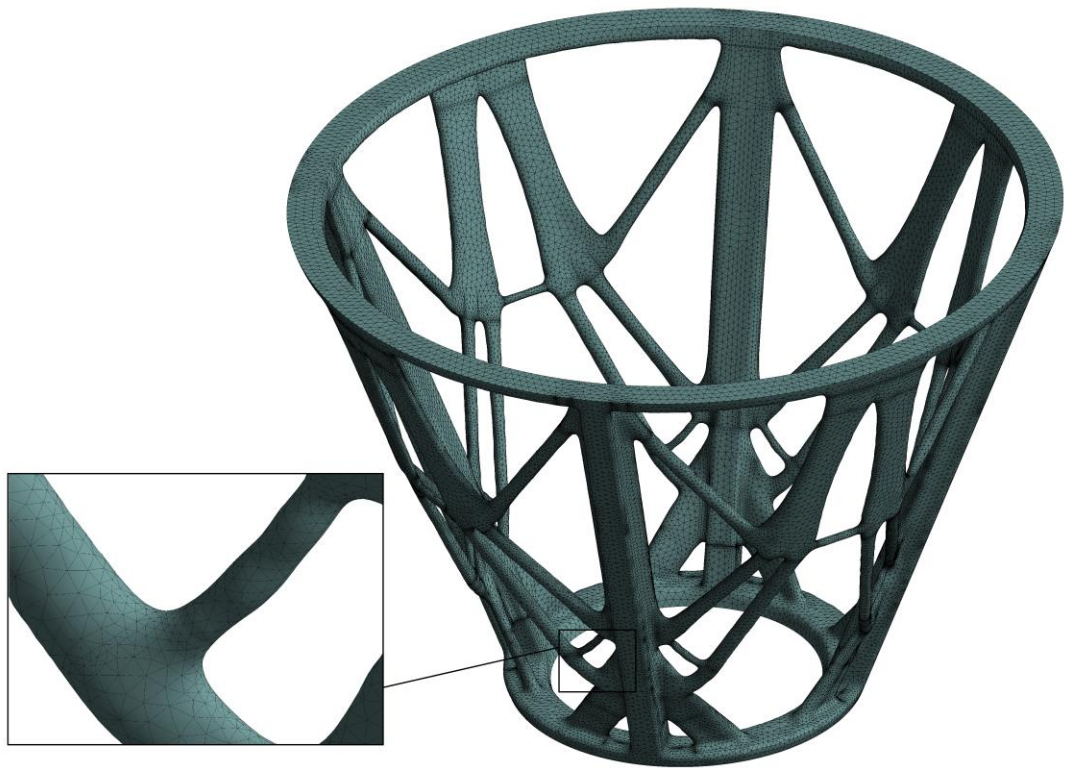


Рисунок 4.3.2 – Скінчено-елемента сітка для силової рами розгінного блоку рідинного ракетного двигуна

Скінчено-елемента сітка побудована тетраедрами, з локальними згущенням елементів та вузлів для більш точних результатів подальших розрахунків.

Матеріал цієї конструкції силової рами нікелевий сплав Haynes230. Фізичні властивості цього сплаву наведень у таблиці 4.3.1.

Таблиця 4.3.1 – Механічні властивості нікелевого сплаву Haynes230

Температура $t, ^\circ\text{C}$	Модуль пружності E , МПа	Межа міцності σ_B , МПа	Межа плинності $\sigma_{0.2}$, МПа	Відносне подовження δ , %
20	200900	838	422	47

Результати розрахунку на міцність, а саме розподілення полів еквівалентних напружень по Мізесу наведено на рисунку 4.3.3. Коефіцієнт запасу міцності розраховано за формулою (4.2).

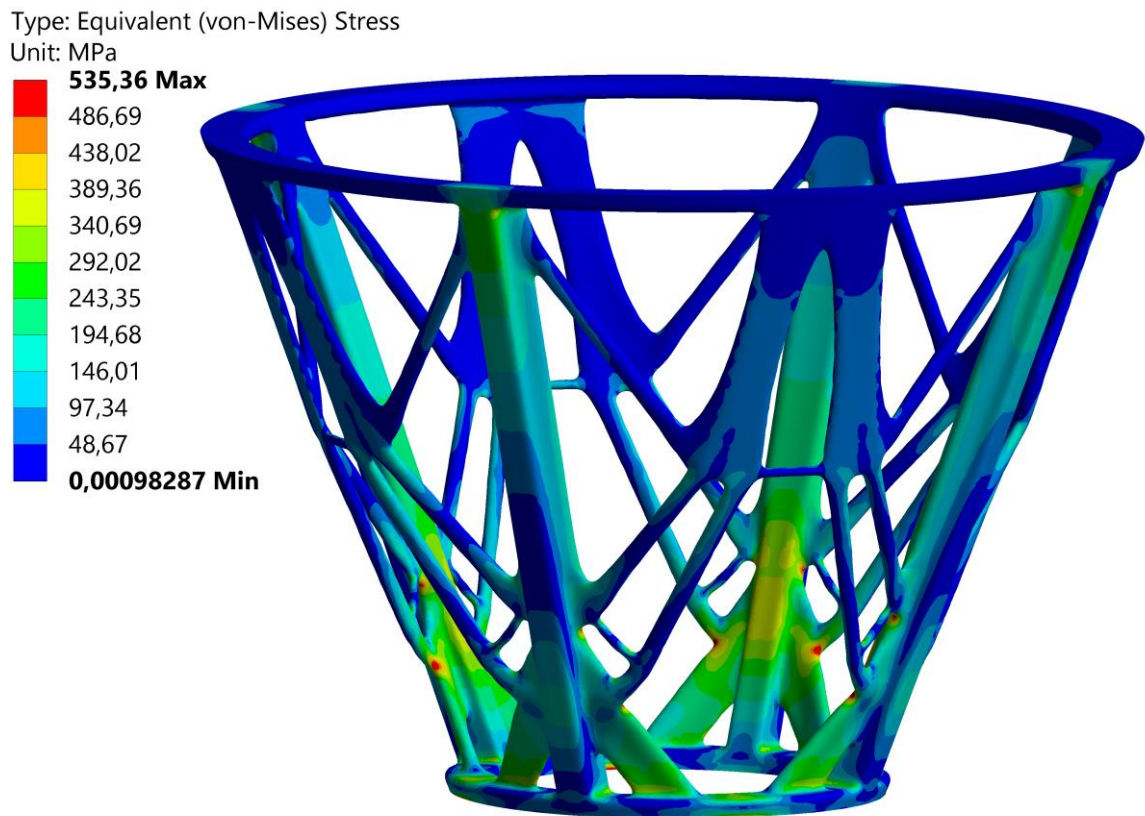


Рисунок 4.3.3 – Еквівалентні напруження по Мізесу конструкції силової рами розгінного блоку рідинного ракетного двигуна

Результати розрахунку показали, що для конструкції силової рами розгінного блоку рідинного ракетного двигуна коефіцієнт запасу міцності складає 2.29, що відповідає нормам міцності та ≥ 1.5 . Важливо зазначити, що пластичні відносні деформації в конструкції відсутні. Місця, що позначені червоним полем напружень – це місцеві концентратори напружень, які зумовлені гострими кутами. Такі ділянки становлять локальний характер та в оцінці міцності не враховуються. Таким чином робимо висновок, що конструкція має достатній запас міцності.

Для такого типу конструкцій ще необхідно виконати розрахунок на стійкість, оскільки необхідно, щоб конструкція зберігала свою форму та не було руйнування. В даному дослідженні було виконано розрахунок на стійкість конструкції. Результати розрахунку та форма втрати стійкості наведено на рисунку 4.3.4.

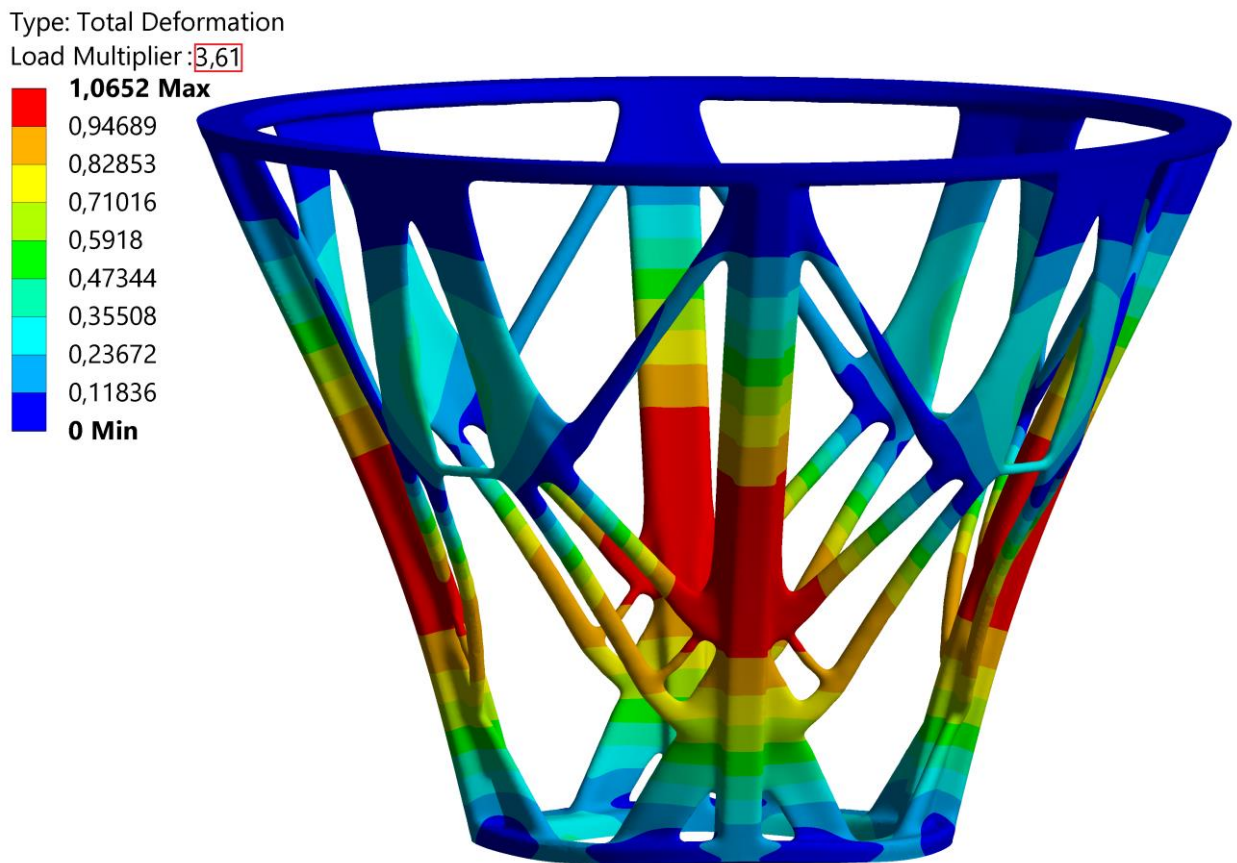


Рисунок 4.3.4 – Форма втрати стійкості конструкції силової рами розгінного блоку рідинного ракетного двигуна

Результати розрахунку на стійкість показали, що для такого типу конструкції з такими конкретними видами навантажень складає 3.61, що також є достатнім, оскільки коефіцієнт запасу стійкості для силових рам має бути не менше 2. Тобто можна вважати, що конструкція готова до виготовлення та експлуатації. Ця силова рама має достатній запас міцності і стійкості.

Для оцінки масової ефективності було зроблено порівняння конструкцій силової рами, котра була виготовлена адитивним методом та топологічно оптимізована, а також класичну, яка була виготовлена традиційними методами, результати такого порівняння конструкцій наведено в таблиці 4.3.2.

Таблиця 4.3.2 – Порівняльна характеристика силових рам розгінного блоку рідинного ракетного двигуна

Конструкція	Класична	Оптимізована
Маса конструкції	3.33 кг	1.053 кг

Таким чином можна сказати, що конструкція силової рами розгінного блоку стала легше на **68%**. При цьому конструкція виконує всі умови для подальшого використання у складі рушійної установки. Топологічна оптимізація має значну перевагу у масовій ефективності в цій конструкції.

4.4 Покращення композитного несучого корпусу ракетного двигуна на твердому паливі

Несучий корпус ракетного двигуна на твердому паливі виступає не тільки як структурний елемент, але й як ключовий фактор, визначаючи успіх майбутніх космічних місій.

Цей підрозділ присвячений вдосконаленню композитного несучого корпусу ракетного двигуна, націленого на отримання міцної та легкої конструкції. Застосування передових матеріалів та інженерних рішень у цьому контексті відкриває нові перспективи для розвитку космічної індустрії.

Композитний несучий корпус ракетного двигуна на твердому паливі являється ортотропним тілом, тому механічні властивості залежать від напрямку у просторі, в порівнянні з ізотропними матеріалами, які мають однакові властивості у всіх напрямках, ортотропні матеріали мають асиметричну структуру або властивості, які залежать від орієнтації. [44]

Ключові формули напружень та деформацій залишаються майже без змін, окрім того, що Тензор напружень σ для ортотропного тіла буде мати більш складну структуру, оскільки будуть враховуватися властивості матеріалу вздовж різних напрямків.

На базі університетської дослідницької лабораторії було виконано розрахунок у програмному забезпеченні COCOON. Методика розрахунку цієї програми описано у підрозділі 2.5. Вихідні параметри для розрахунку та результати розрахунків наведені для композитного несучого корпусу ракетного двигуна на твердому паливі нижче.

РЕЗУЛЬТАТИ РОБОТИ ПРОГРАМИ "COCOON"

ВИХІДНІ ДАНІ:

Радіус циліндричної частини, [М]:	0.9
Довжина циліндричної частини, [М]:	3
Розрахунковий тиск, [МПа]:	4.439
Діаметр нитки, [М]:	0.001

МЕХАНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КМ:

ТИП КМ:	Вуглепластик
Межа міцності при розтягуванні	
у напрямку армування, [МПа]:	1979
Межа міцності при стисканні у напрямку,	
перпендикулярному армуванню, [МПа]:	260
Густина матеріалу, [кг/м ³]:	1540

ПАРАМЕТРИ ПЕРШОГО ДНИЩА:

Радіус полюсного отвору, [М]:	0.2
Радіус фланця, [М]:	0.245
Шаг видавання результатів [М]:	0.05

КУТ

РАДІУС	УТВОРЮЮЧА	ТОВЩИНА	НАМОТУВАННЯ
R, [М]	У(R), [М]	Н(R), [М]	Е _т (R), [°]
.2000	.0000	-----	90.0000
.2001	.0000	.0430	88.1886
.2501	.0041	.0018	53.0996
.3001	.0108	.0012	41.7932

.3501	.0190	.0009	34.8385
.4001	.0292	.0008	29.9917
.4501	.0420	.0007	26.3815
.5001	.0577	.0006	23.5732
.5501	.0770	.0005	21.3196
.6001	.1004	.0005	19.4678
.6501	.1291	.0004	17.9174
.7001	.1643	.0004	16.5991
.7501	.2082	.0004	15.4639
.8001	.2650	.0004	14.4757
.8501	.3452	.0003	13.6073
.9000	.5635	.0003	12.8396

ПАРАМЕТРИ ЦИЛІНДРИЧНОЇ ЧАСТИНИ:

Шаг видачі результатів [М]:

0.1

	КУТ	ТОВЩИНА	ТОВЩИНА
ДОВЖИНА	НАМОТКИ	НАМОТКИ	ПІДСИЛЕННЯ
$L, [M]$	$F_L(L), [^\circ]$	$H_a(L), [M]$	$H_k(L), [M]$
.0000	12.8396	.0003	.0006
.1000	12.8396	.0003	.0006
.2000	12.8396	.0003	.0006
.3000	12.8396	.0003	.0006
.4000	12.8396	.0003	.0006
.5000	12.8396	.0003	.0006
.6000	12.8396	.0003	.0006
.7000	12.8396	.0003	.0006
.8000	12.8396	.0003	.0006
.9000	12.8396	.0003	.0006
1.0000	12.8396	.0003	.0006
1.1000	12.8396	.0003	.0006

1.2000	12.8396	.0003	.0006
1.3000	12.8396	.0003	.0006
1.4000	12.8396	.0003	.0006
1.5000	12.8396	.0003	.0006
1.6000	12.8396	.0003	.0006
1.7000	12.8396	.0003	.0006
1.8000	12.8396	.0003	.0006
1.9000	12.8396	.0003	.0006
2.0000	12.8396	.0003	.0006
2.1000	12.8396	.0003	.0006
2.2000	12.8396	.0003	.0006
2.3000	12.8396	.0003	.0006
2.4000	12.8396	.0003	.0006
2.5000	12.8396	.0003	.0006
2.6000	12.8396	.0003	.0006
2.7000	12.8396	.0003	.0006
2.8000	12.8396	.0003	.0006
2.9000	12.8396	.0003	.0006
3.0000	12.8396	.0003	.0006
3.0000	12.8396	.0003	.0006

З цього розрахунку видно, що програма використовуючи математичний апарат, наведений підрозділі 2.5 вираховує раціональний кут перехресного намотування для днищ та циліндричної оболонки. Чисельне моделювання такої конструкції також було виконано у САЕ середовищі ANSYS, але у модулях ACP (Pre) та Mechanical.

Структура пакету армування наступна: кільцевих шарів (I) – 50%, перехресних (X) – 50%. На рисунку 4.4.1 приведено схему намотування композитних конструкцій, де вказано орієнтацію кутів армування.

Виготовлення днища виконується намотуванням композиту на металевий леєр, кут намотування якого змінюється за геодезичною лінією, яка описується рівнянням Клеро. [45]. Кут перехресного намотування на вході і виході витка постійний $\pm 13^\circ$.

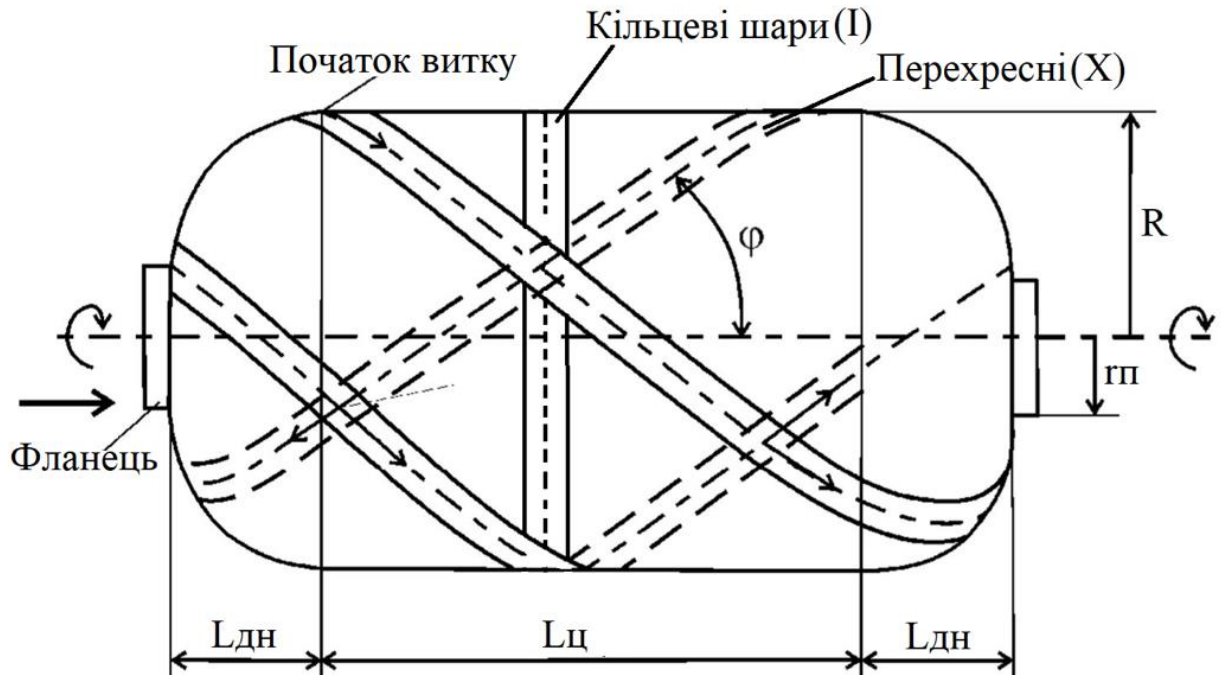


Рисунок 4.4.1 – Схема намотування композитних конструкцій

Конструкція несучого корпусу ракетного двигуна на твердому паливі представлена на рисунку 4.4.2. В таблиці 4.4.1 наведено більш детальну інформацію про матеріали, з яких виготовлені складові ракетного двигуна.

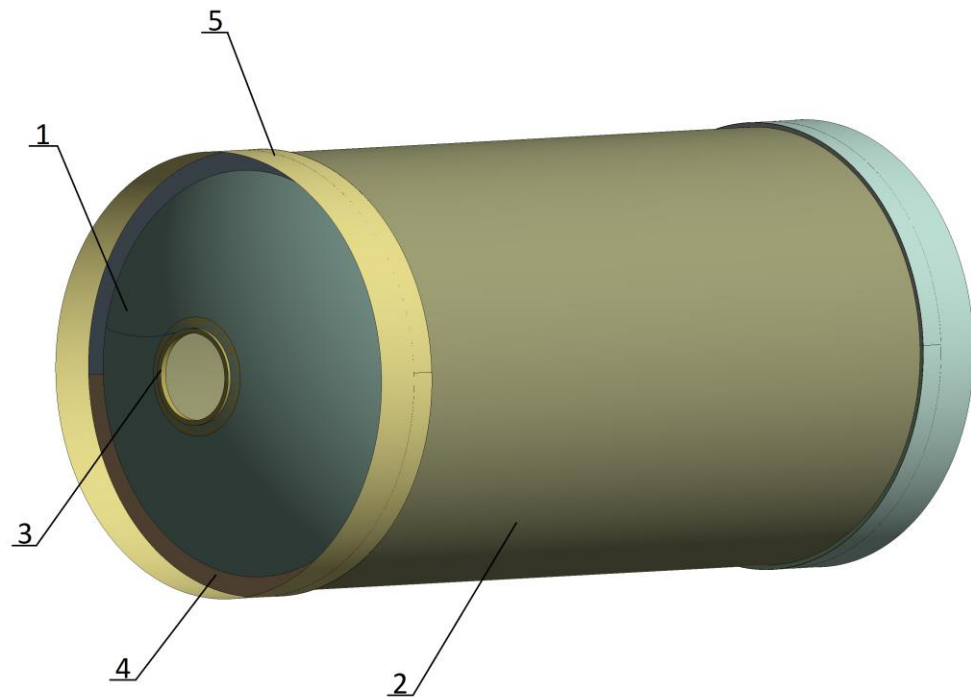


Рисунок 4.4.2 – Конструкція композитної конструкції РДТП

(1 – композитне днище, 2 – композитна циліндрична оболонка, 3 – закладний елемент, 4 – еластичний клин, 5 – композитна спідниця)

Таблиця 4.4.1 – Деталі композитного корпусу та їхні матеріали

Назва деталі	Матеріал
Композитне днище	Ероху Carbon UD (395 GPa) Prepreg
Композитна оболонка	Ероху Carbon UD (395 GPa) Prepreg
Закладний елемент	АМг6
Еластичний клин	СКФ-32
Композитна спідниця баку	Ероху Carbon Woven (230 GPa) Wet

В таблицях 4.4.2 та 4.4.3 наведено механічні властивості матеріалів, використаних при розрахунках.

Таблиця 4.4.2 – Механічні властивості композитів при розтягуванні (вісь X)

Матеріал	Густина ρ , кг/м ³	Межа міцності σ_B , МПа	Модуль пружності E , МПа
Ероху Carbon UD (395 GPa)	1540	1979	209000
Ероху Carbon Woven (230 GPa)	1450	513	59160

Таблиця 4.4.3 – Механічні властивості матеріалу СКФ-32.

Матеріал	Густина ρ , кг/м ³	Межа міцності σ_B , МПа	Модуль пружності E , МПа
СКФ-32	1850	35	200

Механічні властивості композитних матеріалів зазвичай демонструють у полярній системі координат. Механічні характеристики композитних днищ та циліндричної оболонки наведено на рисунках 4.4.3 та 4.4.4.

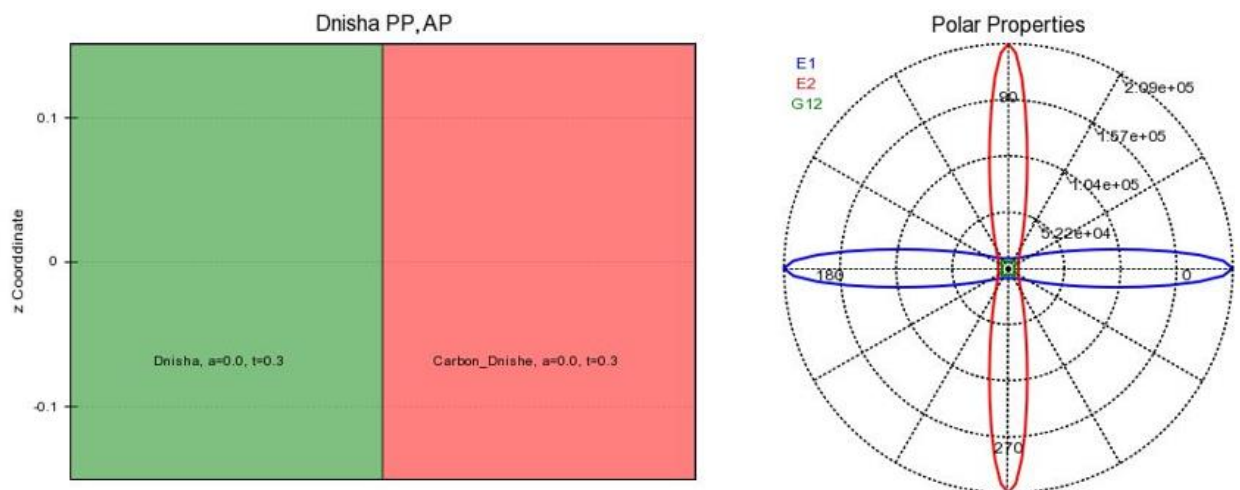


Рисунок 4.4.3 – Механічні характеристики композитних днищ

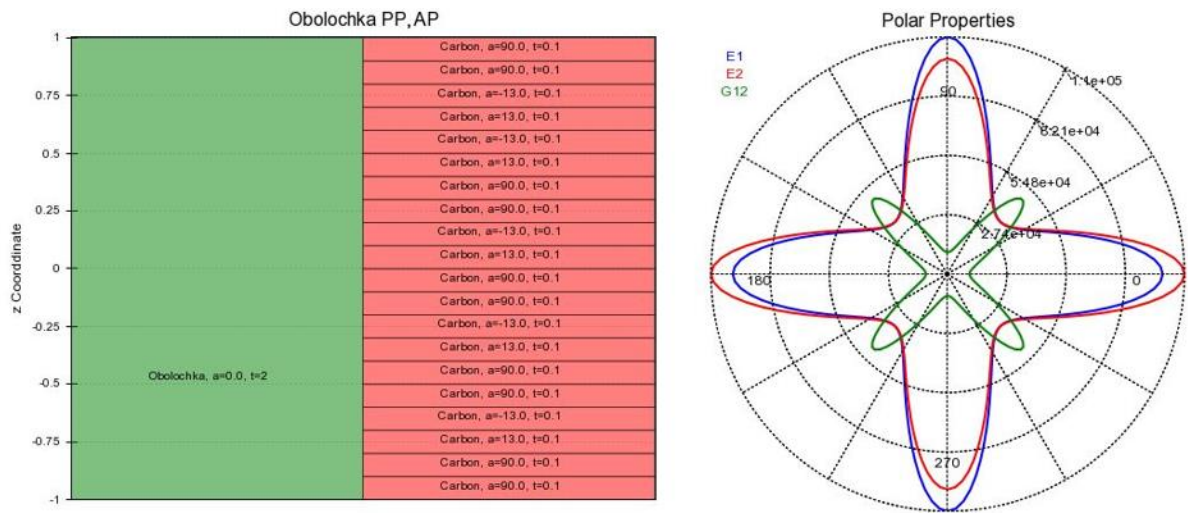


Рисунок 4.4.4 – Механічні характеристики композитної оболонки зі структурою армування $\pm 13^\circ$, 90°

Для такої конструкції було побудовано розрахункову сітку, яку представлено на рисунку 4.4.5. Сітка була побудована прямокутниками, оскільки розрахункова модель складається з простих 2D поверхонь та тіл обертання (наприклад, циліндрична оболонка). Така сітка виходить структурованою та значно простіше, аніж об'ємна сітка. Тобто кількість розрахункових елементів стає значно менше і час розрахунку суттєво скорочується.

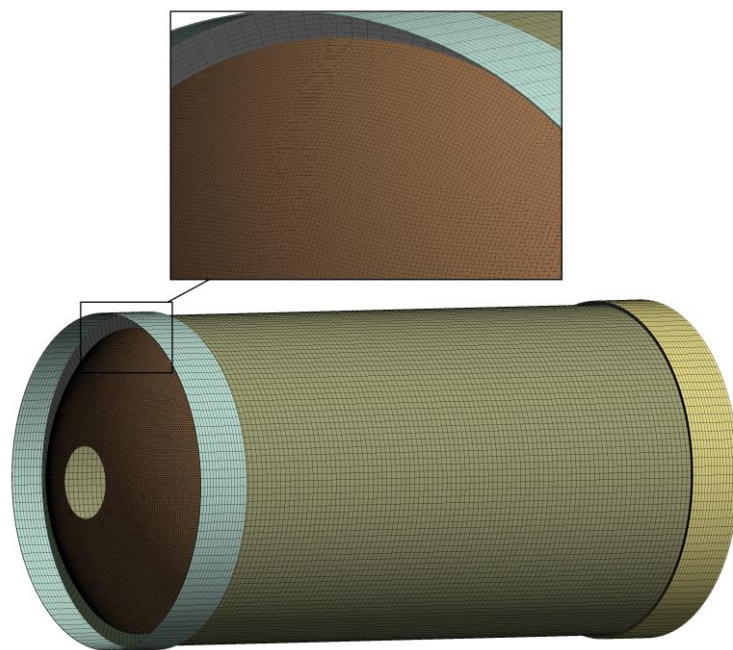


Рисунок 4.4.5 – Скінчено-елементна розрахункова сітка для корпусу РДТП

Результати чисельного моделювання для такої конструкції наведено на рисунках 4.4.6 – 4.4.8 та в таблиці 4.4.4.

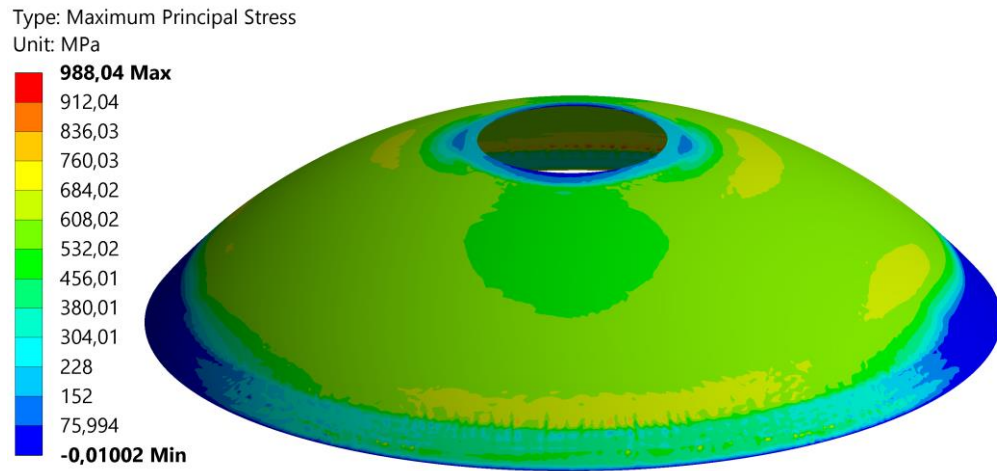


Рисунок 4.4.6 – Максимальні розрахункові напруження в конструкції верхнього композитного днища РДТП

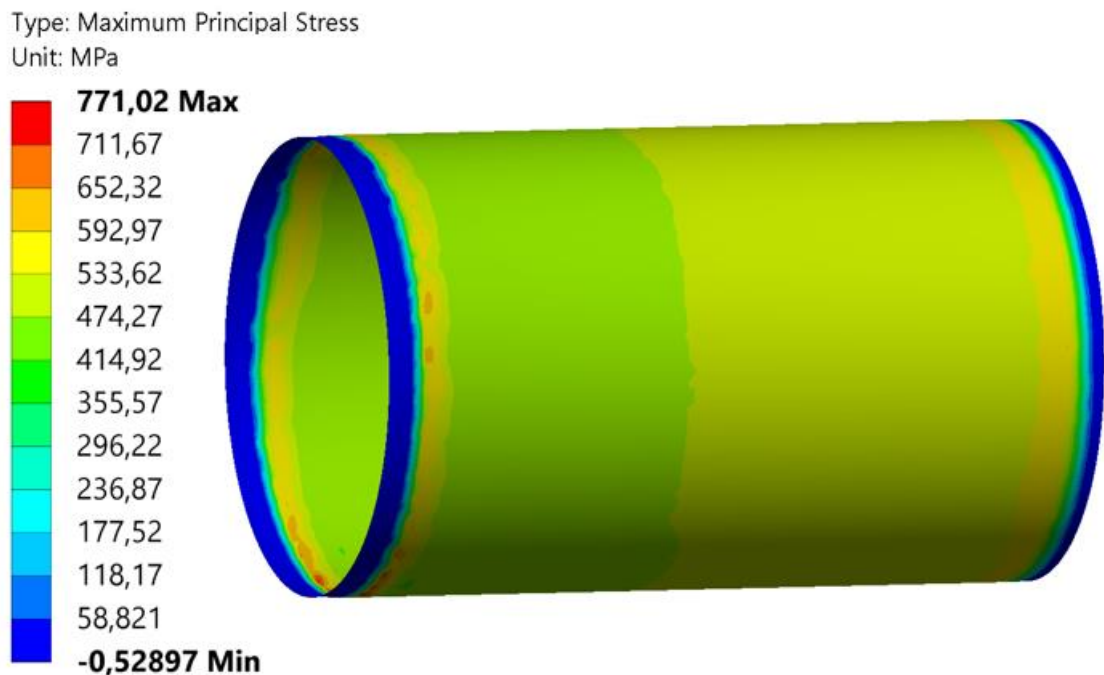


Рисунок 4.4.7 – Максимальні розрахункові напруження у кільцевих шарах циліндричної оболонки РДТП (90°)

Наведено максимальні розрахункові напруження тільки у кільцевих шарах тому що перехресні шари намотки $\pm 13^\circ$ мають набагато менші напруження. Тобто найнапруженішими шарами композитної циліндричної оболонки є кільцеві.

Type: Maximum Principal Stress
Unit: MPa

834,96 Max

770,73

706,5

642,28

578,05

513,82

449,59

385,36

321,14

256,91

192,68

128,45

64,225

-0,002812 Min

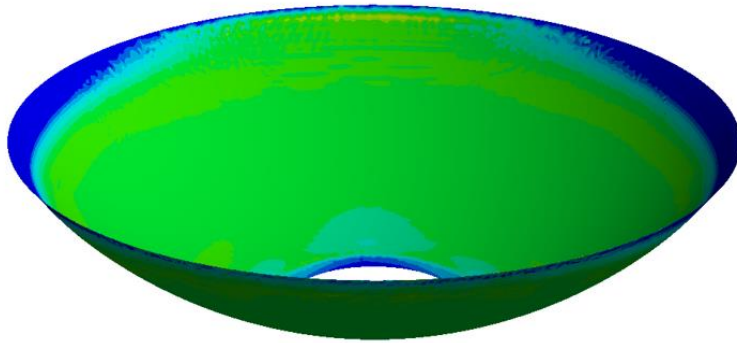


Рисунок 4.4.8 – Максимальні розрахункові напруження в конструкції
нижнього композитного днища РДТП

Таблиця 4.4.4 – Результати розрахунку на міцність та коефіцієнти запасу
міцності композитного корпусу РДТП

Деталь	Матеріал	Межа міцності σ_B при розтягуванні, МПа	Максимальні напруження σ_{max} , МПа	η_B
Верхнє композитне днище	Епоху Carbon UD (395 GPa) Prepreg	1979	988.04	2
Композитна циліндрична оболонка	Епоху Carbon UD (395 GPa) Prepreg	1979	771.02	2.57
Нижнє композитне днище	Епоху Carbon UD (395 GPa) Prepreg	1979	834.96	2.37

За результатами розрахунку видно, що така композитна конструкція має коефіцієнти запасу міцності всіх елементів більше 2, що є достатнім за нормами міцності.

У ході виконання дисертаційної роботи, та для підтвердження правильності та доцільності обраного кута армування φ , було розглянуто декілька структур армування циліндричної частини композитного корпусу РДТП. [46]. Зокрема проведено дослідження композитного корпусу РДТП із зміненням таких параметрів:

- φ кут армування перехресних шарів (X);
- структура і кількість кільцевих шарів (I) та перехресних (X).

Кути армування φ – $\pm 13^\circ$ та $\pm 45^\circ$. Структура і кількість шарів варіювалась наступним чином: 50% (I) на 50% (X), 40% (I) на 60% (X) та 60% (I) на 40% (X) відповідно. Конструкція композитного корпусу незмінна, змінюється лише структура армування циліндричної оболонки. Нижче приведена конструкція композитного корпусу РДТП $\varphi = \pm 45^\circ$ та структура 50% (I) на 50% (X), так як такий кут армування є класичним для подібних конструкцій. Механічні властивості композитного матеріалу та результати з такою структурою армування приведено на рисунках 4.4.9 – 4.4.12, та в таблиці 4.4.6. Так як структура армування днищ незмінна, механічні властивості аналогічні тим, що зображені на рисунку 4.4.3.

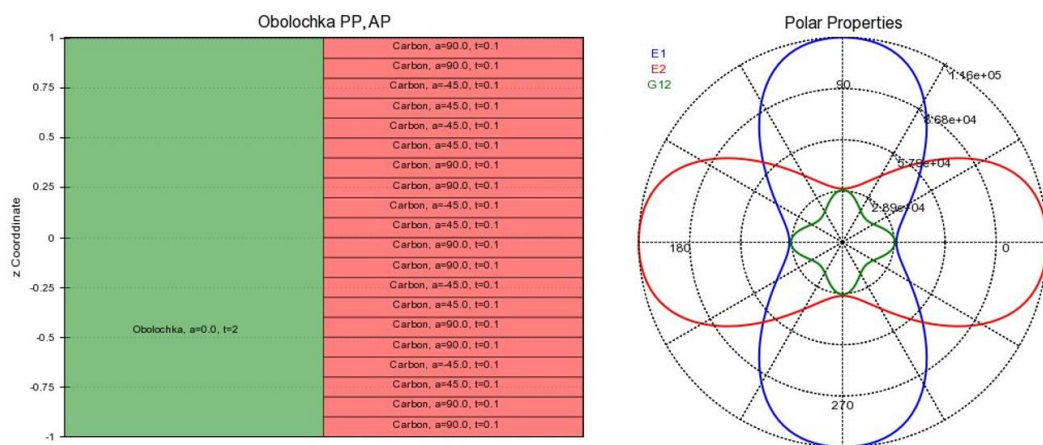


Рисунок 4.4.9 – Механічні характеристики композитної оболонки зі структурою армування $\pm 45^\circ$, 90°

Type: Maximum Principal Stress

Unit: MPa

1125,7 Max

1039,1

952,53

865,93

779,34

692,74

606,15

519,55

432,96

346,36

259,77

173,17

86,577

-0,018692 Min

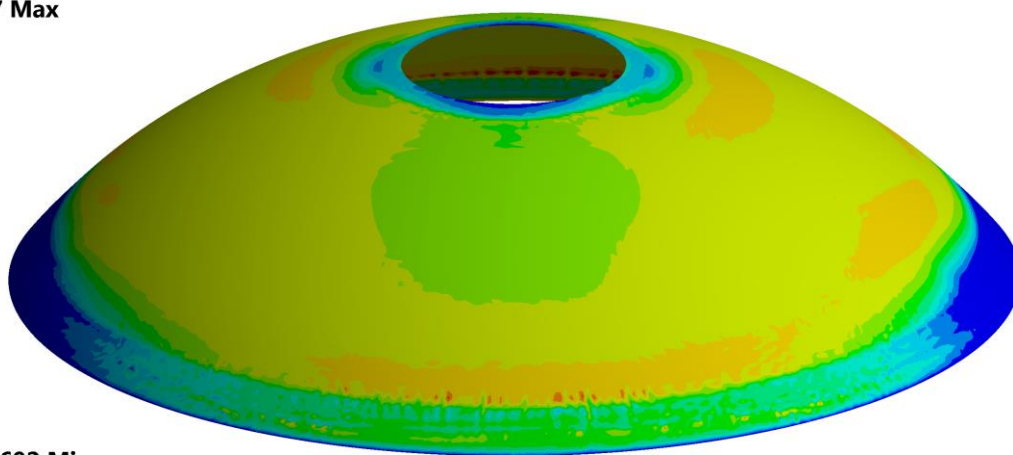


Рисунок 4.4.10 – Максимальні розрахункові напруження в конструкції верхнього композитного днища РДТП

Type: Maximum Principal Stress

Unit: MPa

939,52 Max

867,24

794,97

722,69

650,42

578,14

505,87

433,59

361,32

289,04

216,77

144,49

72,217

-0,05842 Min

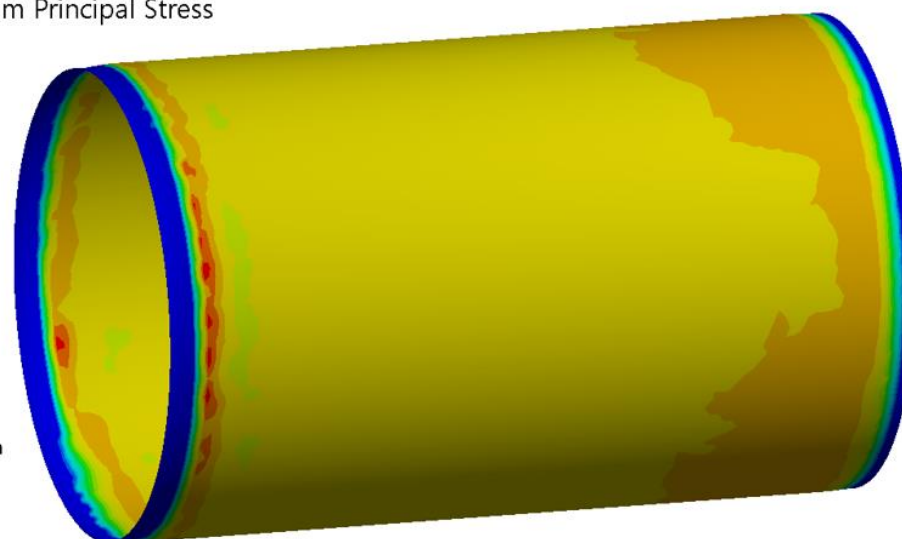


Рисунок 4.4.11 – Максимальні розрахункові напруження у кільцевих шарах циліндричної оболонки РДТП (90°)

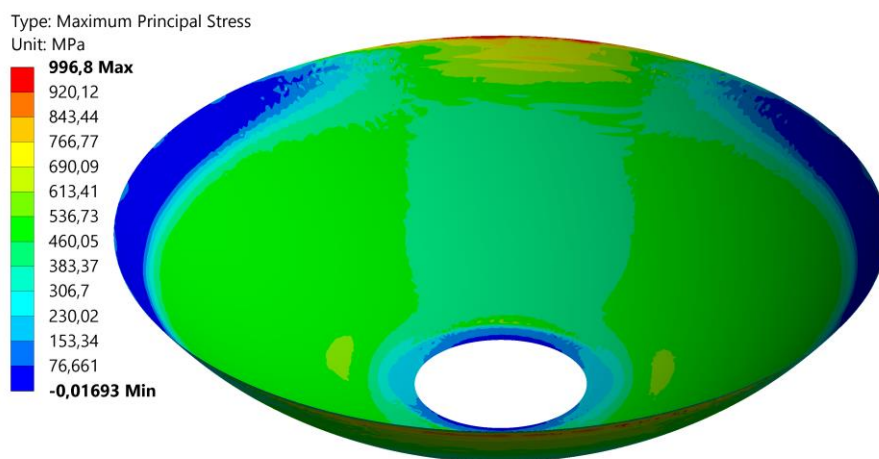


Рисунок 4.4.12 – Максимальні розрахункові напруження в конструкції
нижнього композитного днища РДТП

Таблиця 4.4.6 – Результати розрахунку на міцність та коефіцієнти запасу міцності композитного корпусу РДТП зі зміненою структурою армування перехресних шарів $\pm 45^\circ$

Деталь	Матеріал	Межа міцності σ_B при розтягуванні, МПа)	Максимальні напруження σ_{max} , МПа	η_B
Верхнє композитне днище	Епоху Carbon UD (395 GPa) Prepreg	1979	1125.7	1.75
Композитна циліндрична оболонка	Епоху Carbon UD (395 GPa) Prepreg	1979	939.52	2.1
Нижнє композитне днище	Епоху Carbon UD (395 GPa) Prepreg	1979	996.8	1.98

За результатами розрахунку видно, що така композитна конструкція має достатні коефіцієнти запасу міцності, але помітно нижче, аніж у попередньої конструкції.

Провівши декілька комбінацій чисельного моделювання в ANSYS композитної циліндричної оболонки з різними структурами армування та різними кутами армування φ перехресних шарів (X) можна проаналізувати отримані дані та вибрати найбільш раціональну конструкцію.

В таблиці 4.4.7 наведено результати перебору конструкцій з різними структурами армування циліндричної оболонки та кутами армування перехресного намотування.

Таблиця 4.4.7 – Результати чисельного моделювання конструкції з різними структурами армування та кутами армування перехресних шарів (X)

Конструкція	Структура армування	Кути армування φ , градуси	Коефіцієнт запасу міцності η_B
Циліндрична оболонка	50% (I) на 50% (X)	$\pm 13^\circ, 90^\circ$	2.57
	50% (I) на 50% (X)	$\pm 45^\circ, 90^\circ$	2.1
	50% (I) на 50% (X)	$\pm 30^\circ, 90^\circ$	2.22
	40% (I) на 60% (X)	$\pm 13^\circ, 90^\circ$	2.15
	60% (I) на 40% (X)	$\pm 13^\circ, 90^\circ$	2.14

Для оцінки зменшення маси при використанні композиційних матеріалів було проведено порівняння конструкцій несучого корпусу ракетного двигуна на твердому паливі, який був виготовлений класичними методами та композитну конструкцію. Результати такої оцінки конструкцій наведено в таблиці 4.4.8.

Таблиця 4.4.8 – Порівняння конструкцій мас

Конструкція	Класична	Композитна
Маса конструкції	410 кг	188 кг

Таким чином використання композиційних матеріалів дозволяє зменшити масу двигуна на **54%**. При цьому конструкція відповідає усім нормам міцності. Використання композитів має значну перевагу у масовій ефективності в цій конструкції.

Рекомендації для проектування композитних конструкцій:

- 1) Структура армування композитного корпусу та визначення оптимальних конструкцій залежить від виду навантаження.
- 2) Рекомендується при створенні такої конструкції симетричне, знакозмінне $\pm\varphi$, яке визначається кутами виходу з днищ композитного корпусу. У випадку якщо полюсні отвори днищ не однакові, то необхідно використовувати мінімальні зміни кута орієнтації по довжині циліндра.
- 3) Однакова кількість $\pm\varphi$, структура (стек) з такою ж кількістю шарів при $+45^\circ$, як при -45° , називається збалансованою структурою. Ця рекомендація має сенс завдяки стійкості до зсуву (зсувна напруга створює однакову величину напруги при $+45^\circ$ та стиснення при -45°).
- 4) Послідовність намотування, рекомендується уникати розміщення занадто багато послідовних шарів в одному напрямку і потрібно намагатися розподілити їх по всій товщині. Це обмежує проміжне напруження і, таким чином, розшарування.

- 5) Структура армування циліндричної частини баку повинна мати послідовність намотування (X) та (I) шарів, та як показав експеримент, раціональною являється структура 50% на 50%.

4.5 Концентратори напружень у топологічно оптимізованих конструкціях силових елементів

Топологічна оптимізація є потужним інструментом для створення ефективних та легких конструкцій. Вона дозволяє інженерам оптимізувати розподіл матеріалу, зменшуючи вагу та покращуючи механічні властивості конструкцій. Однак, при використанні топологічної оптимізації особливу увагу потрібно приділяти концентраціям напружень, що виникають у конструкції, оскільки вони можуть суттєво впливати на її довговічність та надійність. Концентрації напружень є місцями, де виникають високі локальні напруження, які можуть призводити до утворення тріщин і подальшого руйнування конструкції. [47 – 54]. В умовах циклічних навантажень ці тріщини можуть розвиватися і призводити до втомного руйнування, скорочуючи термін служби конструкції. Оптимізація топології часто призводить до складних форм і структур, в яких можуть виникати концентрації напружень через різкі переходи у геометрії. Важливо забезпечити рівномірний розподіл навантажень по всій конструкції, щоб уникнути локальних перевантажень, які можуть викликати деформації або пошкодження.

Конструкції, що піддаються високим експлуатаційним навантаженням, наприклад у авіації, автомобілебудуванні чи будівництві, повинні бути максимально надійними та безпечними. Концентрації напружень можуть стати критичними точками відмови, що особливо небезпечно для відповідальних конструкцій. Тому врахування цих факторів при проектуванні допомагає забезпечити безпеку та надійність роботи конструкції. Топологічна оптимізація спрямована на зниження маси конструкції, що може призвести до

використання мінімальної кількості матеріалу у визначених місцях. Проте, концентрації напружень можуть вимагати додаткового підкріплення чи зміцнення в певних зонах, щоб забезпечити необхідну міцність і жорсткість. Таким чином, врахування концентрацій напружень дозволяє оптимально використовувати матеріали, не знижуючи при цьому експлуатаційних властивостей конструкції. В місцях з концентрацією напружень часто виникають мікротріщини, які можуть слугувати осередками корозії, особливо в агресивних середовищах. Це може значно знизити довговічність конструкцій. Врахування концентрацій напружень дозволяє проектувати конструкції з меншим ризиком розвитку корозійних процесів.

В конструкціях, що розглядалися в дисертаційному дослідженні було виявлено декілька зон концентрації напружень. Тому потрібно більш детально розглядати ці зони концентрацій. Важливо у топологічно оптимізованих конструкціях правильно реагувати на зони концентрацій напружень. На рисунках 4.5.1 та 4.5.2 наведено зони концентрацій напружень у таких конструкціях, які були наведено раніше.

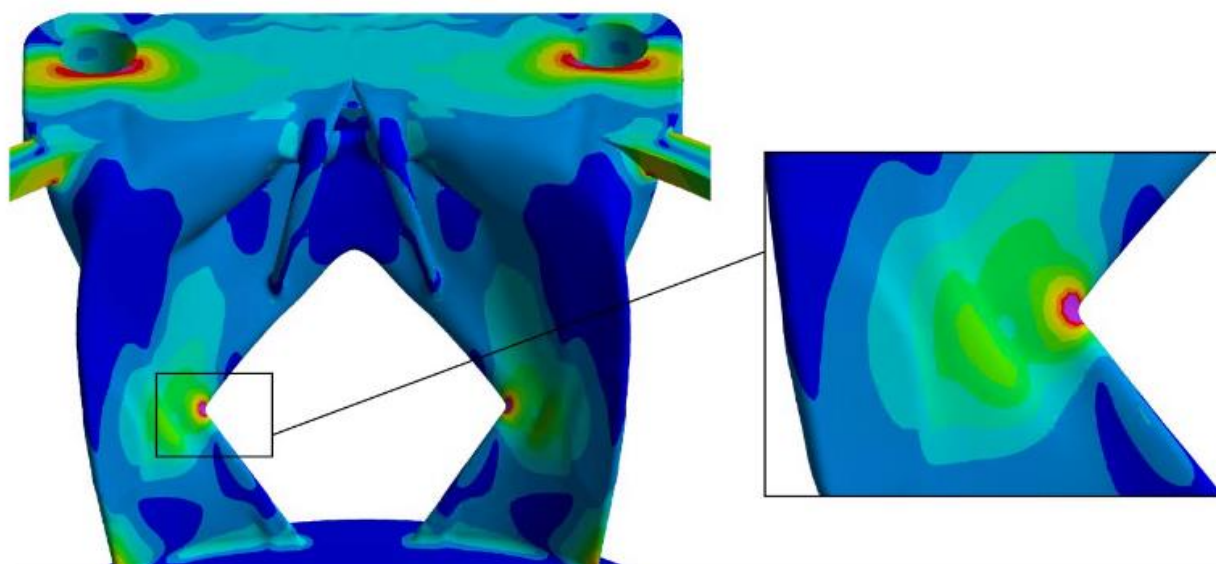


Рисунок 4.5.1 – Зони концентрацій напружень у кронштейні кріплення
(виділені фіолетовим кольором)

Концентрації напружень призводять до локального підвищення рівня напружень в матеріалі, що може суттєво знизити загальну міцність деталі. Місця з концентраціями напружень стають найбільш вразливими до пошкоджень та руйнувань. Тому особливо важливо приділяти цьому більше уваги при аналізі отриманих конструкцій після топологічної оптимізації.

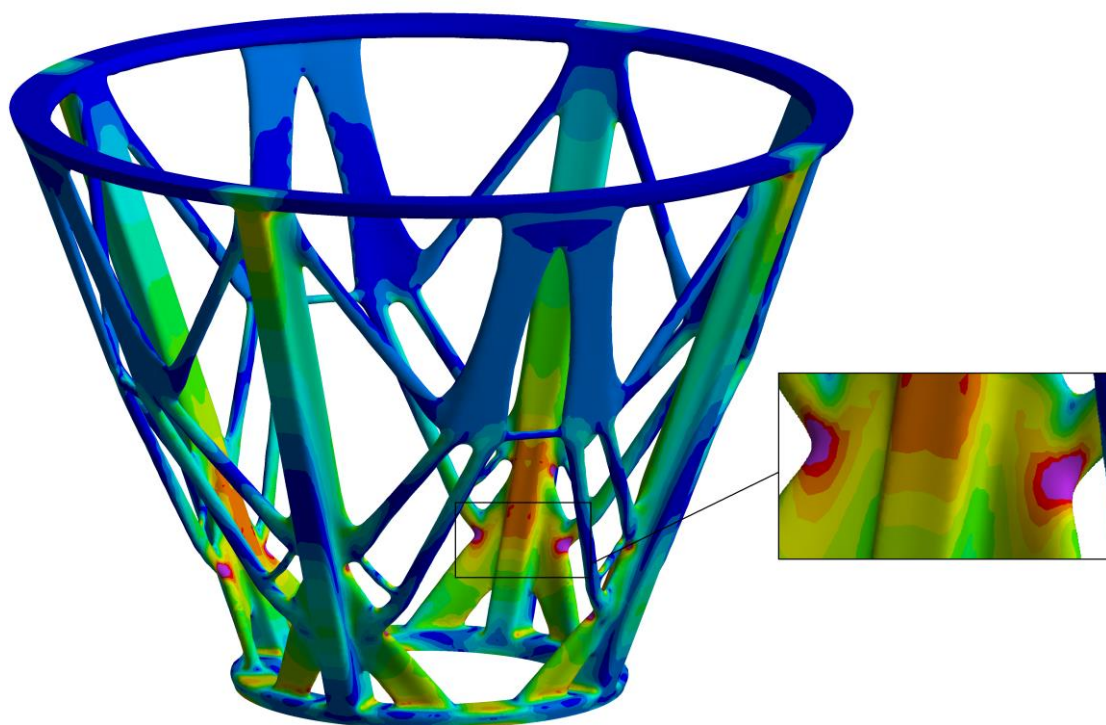


Рисунок 4.5.2 – Зони концентрацій напружень у силовій рамі рідинного ракетного двигуна (виділені фіолетовим кольором)

Для врахування концентрацій напруження використовують чисельні методи, такий як метод скінченних елементів (МСЕ), для детального аналізу напружень в конструкції. Оптимізація геометрії, а саме Зміна форми конструкції в місцях концентрації напружень, наприклад, додавання радіусів кривизни, плавних переходів та інших елементів для зниження локальних напружень. [55, 56].

Врахування концентрацій напружень у конструкціях, оптимізованих за допомогою топологічної оптимізації, є ключовим аспектом, який забезпечує довговічність, надійність та безпеку інженерних рішень. Це дозволяє

уникнути передчасного руйнування, забезпечити рівномірний розподіл навантажень та оптимально використовувати матеріали, що в підсумку підвищує ефективність і економічність конструкцій.

4.6 Висновки та основні результати до розділу 4

У ході дослідження та оптимізації силових елементів для ракетних двигунів за допомогою чисельного моделювання були проведені детальні аналізи та вдосконалені конструкційні елементи з метою удосконалення їх масової ефективності. Було прийнято рішення розробити та проаналізувати та провести чисельне моделювання для всіх конструкцій, які так чи інакше підпадають до категорії силових елементів.

В ході дослідницької роботи було проведено верифікаційний розрахунок балону високого тиску, який потім був успішно випробуваний та зруйнований. Розрахунковий руйнівний тиск і реальний розрахунковий тиск мають різницю в 5%, що є в межах допустимої похибки. Це дає змогу казати та стверджувати, що чисельне моделювання та подальші розрахунки правдиві та мають експериментальне підтвердження.

У цьому розділі зосереджено увагу на оптимізації кронштейну кріплення камери ракетного двигуна, що відіграє важливу роль у забезпеченні надійності та стабільної роботи ракетного двигуна. Застосування чисельного моделювання дозволило провести серію аналізів та визначити оптимальні параметри кронштейну, які сприяють підвищенню міцності та зменшенню ваги конструкції. Отримані результати свідчать про значне поліпшення масової ефективності даного елемента, оскільки маса конструкції стала легшою на 51%.

Силова рама відіграє ключову роль у підтримці та розподілі навантажень в системі, тому її оптимізація має прямий вплив на масу та продуктивність ракети. Щоб досягти підвищення масової ефективності, використовуються різні стратегії та технології. Однією з них є використання

передових легких матеріалів, які забезпечують необхідну міцність при мінімальній вазі. Також важливим є використання топологічної оптимізації та адаптація конструкції до специфіки навантажень, що дозволяє зменшити вагу без втрати міцності. На базі отриманих результатів варто окремо звернути увагу, що конструкція оптимізованої рами легша за класичну на 68%. Для ракетної техніки це важливий показник.

Застосування передових технологій в області виробництва та аналізу, таких як комп'ютерне моделювання, чисельне моделювання та експериментальні дослідження, дозволяє постійно вдосконалювати силову раму та досягати оптимальних результатів щодо її маси та міцності.

Також у цьому розділі досліджено можливості вдосконалення композитного несучого корпусу ракетного двигуна на твердому паливі. Використання чисельного моделювання дозволило аналізувати різні структури армування та конфігурації корпусу з метою збільшення його міцності та зниження маси (в порівнянні з конструкціями з класичних матеріалів). Оптимізація конструкції призвела до покращення загальних характеристик композитного корпусу ракетного двигуна на твердому паливі, забезпечуючи високі коефіцієнти запасу міцності в умовах заданих навантажень. Таким чином верифіковано чисельним моделюванням методику підбирання раціонального кута армування. Перехід в сторону композитів дозволяє зменшити масу двигуна на 54%, це вкрай важливо для такого типу агрегату.

В цілому, використання чисельного моделювання є важливим та необхідним інструментом для оптимізації силових елементів ракетних систем. [57 – 60]. Отримані результати демонструють важливі покращення щодо міцності та легкості конструкцій, що є важливим внеском у сучасну технологію ракетобудування. Отримані результати можуть слугувати основою для подальших досліджень та розвитку в області конструкцій ракетних систем.

Висновки до дисертаційного дослідження

У процесі дослідження було розроблено та впроваджено методику, яка дозволяє знизити вагу силових елементів ракетних двигунів. Використання топологічної оптимізації, нових матеріалів та сучасних методів чисельного моделювання дало можливість досягти масового зменшення до 40% без значної втрати міцнісних характеристик.

Застосування топологічної оптимізації до конструкцій ракетних двигунів дозволило визначити оптимальні форми та конфігурації силових елементів, що забезпечують найвищу масову ефективність. В результаті оптимізації вдалося досягти значного зменшення маси при збереженні необхідних механічних властивостей.

Досліджено можливість використання сучасних композитних матеріалів та високоефективних сплавів для виготовлення силових елементів ракетних двигунів. Використання цих матеріалів дозволило знизити масу конструкцій, що значно підвищило загальну ефективність ракетних систем.

Розроблено математичні моделі та вдосконалено методи чисельного аналізу, які дозволяють точно прогнозувати напружено-деформований стан силових елементів ракетних двигунів. Це забезпечує більш точне проектування та оптимізацію конструкцій.

Вдосконалено підходи до чисельного моделювання шляхом інтеграції багатофакторних моделей, які враховують вплив осьових сил, тиску, динамічних навантажень та інших зовнішніх чинників на напружено-деформований стан конструкцій. Це дало змогу отримати більш точні та надійні результати при проектуванні силових елементів.

На основі проведених досліджень розроблено рекомендації для інженерів-конструкторів щодо використання нових матеріалів та методів топологічної оптимізації при проектуванні силових елементів ракетних двигунів, а також при проектуванні композитних конструкцій. Ці рекомендації

сприятимуть підвищенню масової ефективності та надійності ракетних систем.

Запропоновано низку технологічних рішень для впровадження у виробничі процеси, що дозволяють знизити масу силових елементів та підвищити їх експлуатаційні характеристики. Включено рекомендації щодо використання адитивних технологій та сучасних методів обробки матеріалів.

Визначено перспективні напрямки подальших досліджень, що включають вдосконалення методів чисельного моделювання, розробку нових матеріалів з покращеними властивостями, а також експериментальне вивчення поведінки оптимізованих конструкцій в умовах реальної експлуатації. Подальший розвиток цих напрямків сприятиме подальшому підвищенню ефективності та надійності ракетних двигунів.

Рекомендовано залучати міждисциплінарні підходи, поєднуючи знання та методи з різних галузей науки і техніки, таких як матеріалознавство, механіка деформованого твердого тіла, термодинаміка та інші, для вирішення складних задач оптимізації ракетних систем.

Проведене дисертаційне дослідження зробило значний внесок у вдосконалення масової ефективності силових елементів ракетних двигунів. Розроблені методики та рекомендації мають вагоме практичне значення і можуть бути успішно впроваджені у ракетобудуванні, сприяючи розвитку більш ефективних та надійних ракетних систем.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Dobrovol'skiy M. V. Liquid fuel rocket engines – Design fundamentals : monograph.: «Mashinostroyeniye», 1986. 301 p.
2. ANSYS 2021 R1 Release Highlights | Pervasive Engineering Simulation URL : <https://ansys.com> (Дата звернення 15.11.2022)
3. Проектування і конструкція ракет-носіїв : монографія / В. В. Близниченко та ін. Дніпро, 2007. 462 с.
4. Bendsøe M. P. Optimization of structural topology, shape, and material / M.P. Bendsøe, Berlin ; New York: Springer, 1995. P. 271.
5. Blakey-Milner B., Gradl P. Metal additive manufacturing in aerospace: A review, *Materials & Design* 209 2021, 110008
6. Sacco. E., & Moon, S. K. Additive manufacturing for space and promises, *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology* 2019. Vol. 105, no. 10. P. 4123-4146. <https://doi.org/10.1007/s00170-019-03786-z>
7. Afkami Sh., Dabiri M. Fatigue characteristics of steels manufactured by selective laser melting. *International Journal of Fatigue* 2019. Vol. 122, P.72-83. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2018.12.029>
8. Kaupila I., Selective Laser Melting (SLM 3D Printing) – The Ultimate Guide, published on Jan 24, 2022, access date: 08.2022. URL: <https://all3dp.com/1/selective-laser-melting-guide/>
9. Paul G. Additive Manufacturing (AM) for Propulsion Component and System Applications / G. Paul, M. Omar., 2021. 68 с
10. Скачков В. О., Бережна О. Р., Бєлоконь Ю. О. Високотемпературні композиційні матеріали на основі вуглецю та кераміки : монографія. Запоріжжя : ЗДІА 2016. 301 с.
11. Physicochemical principles of polymer composite materials technology based on polytetrafluoroethylene / K. V. Berladir, O. A. Budnik, K. A. Dyadyura, V.

- A. Svidersky, Ya. O. Kravchenko // High Temperature Material Processes. – 2016. – 20(2). – P. 157–184.
12. Амеліна Е. В. Розрахунково-експериментальна оцінка міцності металокомпозитного баку виского тиску. URL: http://www.ict.nsc.ru/jct/content/t21n5/Amelina_n.pdf (дата звернення 03.03.2021)
 13. Zhang, E. & Wang, L. Finite element analysis and topology optimization design of seat bracket for new energy bus. J. Phys. Conf. Series 1550, 042038 (2020).
 14. Paterson A, Ella D, Richard B, Campbell RI (2014) Computer-aided design to support fabrication of wrist splints using 3D printing: a feasibility study. Hand Therapy 19: P. 102–113. <https://doi.org/10.1177/1758998314544802>
 15. Г. М. Яськов. Сучасний метод оптимізації топології виробів у аддитивному виробництві // Г. М. Яськов, А. М. Чугай, Т. Є. Романова, С. Б. Шеховцов // ISSN 2710 – 1673 Artificial Intelligence 2022 № 1 <https://doi.org/10.15407/jai2022.01.301>
 16. Bendsøe M. P. Variable-topology optimization: status and challenges / M.P. Bendsøe, Munchen; *European conference on Computational Mechanics*, 1999. P. 160
 17. Bendsoe M.P. Optimal shape design as a material distribution problem. *Structural Optimization*. 1989. V. 1, Iss. 4. P. 193-202. DOI: 10.1007/bf01650949
 18. Jikai Liu, Yongsheng Ma. A survey of manufacturing-oriented topology optimization methods. *Advances in Engineering Software*, 2016. P. 161–175.
 19. Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology Optimization: Theory, Methods and Applications. Springer, 2003. P. 271
 20. Direct Metal Laser Sintering или прямое лазерное спекание. URL : <http://cantouch.ru/blog/dmls/> (дата обращения: 27.03.2021).
 21. M.S. Kamer, Ş Temiz, D.H. Yaykaşlı, A. Kaya, and O. Akay, 3B Yazıcıda Farklı Yazdırma Hızlarında ABS ve PLA Malzeme Ile Üretilen Çekme Test Numunelerinin Mekanik Özelliklerinin Karşılaştırılması (Comparison of

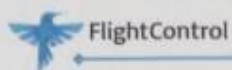
- Mechanical Properties of Tensile Test Specimens Produced with ABS and PLA Material at Different Printing Speeds in 3D Printer), *Gazi Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 2022, Vol. 37, P. 1197–1211. <https://doi.org/10.17341/gazimmfd.961981>.
22. K. Miettinen, *Nonlinear Multiobjective Optimization*, Springer Science & Business Media, 2012.
 23. O. Sigmund, K. Maute, Struct topology optimization approaches, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2013. Vol. 48 P. 1031–1055. <https://doi.org/10.1007/s00158-013-0978-6>.
 24. J. D. Deaton, R. V. Grandhi, A survey of structural and multidisciplinary continuum topology optimization: post 2000, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2014. Vol. 49 P. 1–38. <https://doi.org/10.1007/s00158-013-0956-z>.
 25. R. A. Alaimo, *Overlap Packing Optimization for Spacecraft Layout Design*. M.S. thesis. The University of North Carolina, Charlotte, NC, 2018.
 26. Bendsøe, M.P., Sigmund, O. (2004). Topology optimization by distribution of isotropic material. In: *Topology Optimization*. Springer, Berlin, Heidelberg. https://doi.org/10.1007/978-3-662-05086-6_1
 27. Бондаренко О. Є. та ін. Особливості топологічної оптимізації силових елементів РРД, виготовлених адитивними методами. *Journal of Rocket-Space Technology*. 2024. Т. 29, № 4. С. 106–111. URL: <https://doi.org/10.15421/452111>
 28. Композити в конструкції корпусів ракет-носіїв: Монографія / Линник А.К., Краснікова Р.Д., Ліповский В.И., Баранов Е.Ю. Дніпро : Видавництво «Ліра», 2018. 260с.
 29. Єршов С. В. Методи аналізу, моделювання та оптимізації процесів ОМТ : монографія. Кам'янське, 2016. 61 с.
 30. Єременко С. Ю. Методи кінцевих елементів в механіці деформованих тіл : монографія. Харків, 1991. 272 с.

31. Моргун А. С., Метъ І., М. Числове моделювання методом граничних елементів процесу деформування та розвитку зон граничного стану ґрунту : монографія. Вінниця : ВНТУ, 2021. 112 с.
32. Бельмас І. В., Танцура Г. І. Теорія напруженого стану : конспект лекцій. Кам'янське, ДДТУ, 2020. 65 с.
33. Тітов В. А., Злочевська Н. К., Теорія пластичної деформації-2. Математичні основи пластичної деформації: конспект лекції. Київ: КПІ, 2022. 75 с.
34. Михалевич В. М., Добранюк Ю. В., Моделювання напружено-деформованого стану та граничного станів поверхні циліндричних зразків при торцевому стисненні : монографія. Вінниця, ВНТУ, 2013. 54 с.
35. ANSYS Mechanical. Advanced Nonlinear Materials. URL : <https://ansys.com/services/ansys-learning-hub> (дата звернення 07.09.2023)
36. Isotropic and Kinematic Hardening by Tomasz Wierzbicki. URL : <https://ocw.mit.edu/courses/2-080j-structural-mechanics-fall-2013> (дата звернення 09.06.2021)
37. SAE AMS 5662M. Nickel Alloy. URL : <https://super-metals.com/wp-content/uploads/2015/03/Inconel-718.pdf> (дата звернення 25.12.2022)
38. Haynes 230 TECHNICAL DATA. URL : <https://www.hightempmetals.com/techdata/hitempHaynes230data.php> (дата звернення 25.12.2022)
39. Zhang, R. Q. & Zhan, X. Y. Nonlinear Finite Element Analysis 188–197 (Chongqing University Press, 1990).
40. Lambe, A. B. & Czekanski, A. Topology optimization using a continuous density field and adaptive mesh refinement. Int. J. Numer. Meth. Eng. 113(3), 357–373 (2018).
41. Справка по SOLIDWORKS. URL : https://help.solidworks.com/2013/russian/SolidWorks/cworks/r_Maximum_von_Mises_Stress_Criterion.htm (дата звернення 10.01.2022)

42. Ansys Discovery Live: топологічна оптимізація конструкції. URL : <https://www.ansys.soften.com.ua/about-ansys/blog/597-ansys-discovery-live-a-focus-on-topology-optimization.html> (Дата звернення 15.06.2023)
43. ASTM Committee F42 on Additive Manufacturing Technologies. Standard Terminology for Additive Manufacturing Technologies ASTM Standard: F2792-12a. (2012).
44. Закони ортотропних матеріалів. URL : <https://www.dlupal.com/ru/podderzhka-i-obuchenije/podderzhka/baza-znaniy/001525> (дата звернення 01.09.2022)
45. Воробей В. В., Маркін В. Б., Основи технології і проектування корпусів ракетних двигунів : монографія. Наука, 2003. 164 с.
46. Williams F. A., Barrere M., Huang N.C. Fundamental Aspects of Solid Propellant Rockets : monograph. Springfield 1989. 789 p.
47. Mao L., Chen G., Cheng C. Body Structure Design of Pure Electric Vehicle Based on Topology Optimization. *Lecture Notes in Electrical Engineering*. Singapore, 2024. P. 1309–1323. https://doi.org/10.1007/978-981-97-0252-7_90
48. Wu T., Liu P., Liu J. Geometric Complexity Control in Topology Optimization of 3D-Printed Fiber Composites for Performance Enhancement. *Materials*. 2024. Vol. 17, no. 9. P. 2005. <https://doi.org/10.3390/ma17092005>
49. Marotte Luz Filho J. M., Novotny A. A. Topology optimization of three-dimensional structures subject to self-weight loading. *Engineering Computations*. 2024. <https://doi.org/10.1108/ec-11-2023-0791>
50. Isogeometric topology optimization of structures using the overweight approach / D. Villalba et al. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2024. Vol. 67, no. 5. <https://doi.org/10.1007/s00158-024-03782-2>
51. Kumkam N., Slesongsom S. Reliability-Based Topology Optimization with a Proportional Topology for Reliability. *Aerospace*. 2024. Vol. 11, no. 6. P. 435. <https://doi.org/10.3390/aerospace11060435>
52. Real-time topology optimization via learnable mappings / G. Garayalde et al. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. 2024. <https://doi.org/10.1002/nme.7502>

53. Topology optimization for improving stability of a rotating thin plate / J. Sun et al. *Nonlinear Dynamics*. 2024. <https://doi.org/10.1007/s11071-024-09558-z>
54. Anh N. T., Quynh N. X., Tung T. T. Study on Topology Optimization Design for Additive Manufacturing. *Engineering, Technology & Applied Science Research*. 2024. Vol. 14, no. 3. P. 14437–14441. <https://doi.org/10.48084/etasr.7220>
55. Kushwaha O. H. N. Topology Optimization using Nonlinear Finite Element Analysis. *Communications on Applied Nonlinear Analysis*. 2023. Vol. 30, no. 4. P. 17–28. <https://doi.org/10.52783/cana.v30.280>
56. TOPOLOGY OPTIMIZATION OF A HANGER FOR THE CRANE OF A BOAT / F. KARAKOÇ et al. *International Journal of Advanced Natural Sciences and Engineering Researches*. 2023. Vol. 7, no. 6. P. 163–169. <https://doi.org/10.59287/ijanser.1151>
57. Multi-material topology optimization based on multiple SIMP of variable density method / C. Wan et al. *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2024. <https://doi.org/10.1007/s12206-024-0124-y>
58. A polygonal topology optimization method based on the alternating active-phase algorithm / M. Cui et al. *Electronic Research Archive*. 2024. Vol. 32, no. 2. P. 1191–1226. <https://doi.org/10.3934/era.2024057>
59. Topology Optimization of Continuum Structures Based on Binary Hunter-Prey Optimization Algorithm / Z. Zhao et al. *Symmetry*. 2023. Vol. 15, no. 5. P. 1118. <https://doi.org/10.3390/sym15051118>
60. Body-fitted topology optimization via integer linear programming using surface capturing techniques / A. Soares da Costa Azevêdo et al. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. 2024. <https://doi.org/10.1002/nme.7480>

ДОДАТОК А



1



АКТ

про використання результатів наукових та практичних досліджень у компанії
Flight Control Propulsion

Результати досліджень Бондаренко Олега Євгенійовича, що представлені у дисертаційній роботі «Удосконалення масової ефективності силових елементів ракетних двигунів» можуть бути використані у КБ Flight Control Propulsion при проектуванні та розробці силових елементів, а саме:

1. Запропонована методика дозволяє працювати з такими конструкціями та проводити топологічну оптимізацію, що суттєво зменшує масу силових елементів.
2. Чисельне моделювання у сучасних CAE системах, що має практичне підтвердження результатами випробувань, де розбіжність розрахункових значень та реальних не перебільшує 5%.

Начальник групи міцності

А. Петренко