

Застосування комп'ютерно-інтегрованих технологій у проектуванні ракетних двигунів

Володимир Сукачевський , Василь Шевцов 

Purpose. The purpose of the study is to analyze the accumulated experience in designing rocket engines using computer-integrated technologies, and to identify current areas of development of this issue and tools for solving scientific and practical problems. **Design / Method / Approach.** The study is based on the analysis of the accumulated experience in the design of rocket engines using computer-integrated technologies. The researchers developed a design algorithm, a modeling algorithm, and a mathematical model for calculating the parameters of liquid-propellant rocket engines and solid-propellant rocket engines. The analysis process covers the design stages with the introduction of the latest digital tools. **Findings.** The article identifies key areas for modernizing the rocket engine design process. New methods for modeling and analyzing the design stages using computer-integrated technologies have been developed, which allows to increase the efficiency and accuracy of design. **Theoretical Implications.** The work confirms the importance of using computer-integrated technologies to optimize and improve the rocket engine design process. The theoretical conclusions emphasize the importance of these technologies in ensuring the accuracy and quality of the design of the latest rocket engine models. **Practical Implications.** The results obtained can be used to improve the design process at modern rocket engine development enterprises. This will increase the competitiveness of such companies and their leading positions in the engineering services market. **Originality / Value.** The originality of the study lies in an integrated approach to analyzing the rocket engine design process using the latest computer-integrated technologies. The proposed tools and models are new and have significant value for the further development of the industry. **Research Limitations / Future Research.** The study is limited to the analysis of certain stages of design and the use of individual tools. Further research could focus on expanding the range of digital tools and improving mathematical models for other types of rocket engines **Paper Type.** Practitioner Paper, Review of Methods.

Keywords:

rocket engine, engine design, computer-integrated technology, design algorithm, modeling algorithm, digital tools, artificial intelligence

Contributor Details:

Volodymyr Sukachevskiy, PhD Student, Oles Honchar Dnipro National University: Dnipro, UA, vsukachevskiy@gmail.com

Vasyl Shevtsov, Assoc.Prof., Cand.Sc., Oles Honchar Dnipro National University: Dnipro, UA, shevtsov@tf.dnu.edu.ua



Ракетні двигуни відіграють ключову роль у ракетно-космічній техніці та виконують широкий спектр задач. Розробка ракетного двигуна є складним та комплексним процесом через велику кількість сполучених вузлів та екстремальні режими роботи, що властиво для ракетної техніки.

Сучасні тенденції розвитку ракетно-космічної техніки (РКТ), на відміну від принципів розробки в минулому, серед головних критеріїв оптимізації мають кінцеву вартість конструкції і, відповідно, вартість запусків. Інженери прагнуть скоротити кількість дорогих експериментів та покращити їх інформативність. За всю історію було спроектовано велику кількість варіантів ракетних двигунів, однак визначення найоптимальнішої схеми на етапі проектування є досить неоднозначною задачею. Саме тому одним із актуальних напрямків розвитку ракетних двигунів є синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень при проектуванні ракетних двигунів з використанням комп'ютерно-інтегрованих технологій.

Ракетний двигун є складною технічною системою і використання ефективних математичних моделей та автоматизованого процесу проектування дозволить спростити процес проектування та аналізу ракетних двигунів. Математичні моделі конструкцій та середовища проектування мають бути гнучкими та універсальними для того щоб покрити усі загальні потреби аналізу та розробки ракетного двигуна будь якої схеми та типу.

Мета

Метою дослідження є аналіз накопиченого досвіду у проектуванні ракетних двигунів з використанням комп'ютерно-інтегрованих технологій та визначення актуальних напрямків розвитку даного питання, інструментів для вирішення науково-практичних задач.

Обговорення

Проектування – це використання наукових принципів, технічної інформації і уяви для визначення механічної структури системи, призначеної для виконання заданих функцій з максимальною економічністю та ефективністю. Конструктор приймає участь у розробці на усіх етапах, від концепції до серійного виробництва. Інші спеціалісти вузького профілю виконують окремі задачі. Час, об'єм і послідовність визначає конструктор, виходячи з комплексних вимог до вирішення загальної задачі і врахування кінцевих строків розробки майбутнього виробу. Процес проектування складається з таких етапів:

1. Науково-дослідницькі роботи (НДР);
2. Концептуальний проєкт;
3. Ескізний проєкт (ЕП);
4. Технічний проєкт;
5. Виготовлення;
6. Випробування;

7. Експлуатація.

Найбільш трудомісткими є етапи 3 – 4, а найбільш вартісним є етап 6.



Рисунок 1 – Алгоритм проєктування ракетних двигунів
(Джерело: Створено авторами)

У процесі проведення науково-дослідницьких робіт відбувається процес формування вимог до конструкції. НДР є одним із етапів вирішення науково-практичних задач. Результатом НДР є сформульоване технічне завдання (ТЗ).

Для ефективного проведення подібних робіт необхідно мати накопичену базу даних з інформацією про існуючі конструкції, їх масово-габаритні та енергетичні параметри, експлуатаційні характеристики, застосування, схеми, тощо. Це стосується не лише конструкції ракетного двигуна та його вузлів, але і властивостей компонентів палива та матеріалів, з яких може виготовлятися конструкція, тощо. Накопичення усієї необхідної інформації може відбуватися з відкритих джерел з їх верифікацією, зі спеціалізованої літератури та власного досвіду попередніх розробок. Також можливе використання спеціалізованих продуктів (у нашому випадку – програмного забезпечення). Таке програмне забезпечення може відноситися до автоматизованої системи наукових досліджень (АСНД). До АСНД відносяться середовища обробки і зберігання результатів випробувань от як, наприклад, пакет

«IGOR Pro» (WaveMetrics, 2021).

Аналіз результатів випробувань дозволяє накопичити досвід та використовувати його у майбутньому. Також збір і систематизація матеріалів про конструктивні особливості попередніх розробок дає змогу використовувати відпрацьовані, надійні вузли у нових розробках. Зазвичай більшість такої інформації є захищеною інтелектуальною власністю виробника та у відкритому доступі її не багато. Децю можна знайти у мережі інтернет, але така інформація не є надійною і потребує узгодження з верифікованим джерелами. Властивості компонентів палива для власної бази даних можна запозичити з програмних пакетів «REFPROP NIST» (NIST, 2013), «RPA» (Ропомаренко, 2024). Точні характеристики матеріалів, що використовуються, зазвичай надаються їх виробником і є прикладом накопичення інформації з власного досвіду.

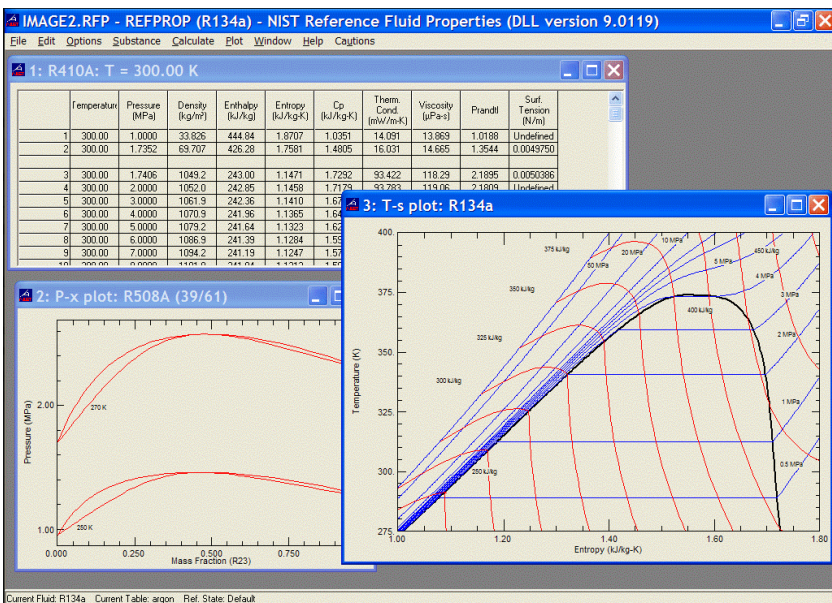


Рисунок 2 – Термодинамічні та гідродинамічні властивості речовини R134a (Джерело: NIST, 2013)

Концептуальний проект є конкретизованим продовженням НДР. Виходячи з проаналізованої інформації та досвіду надійних рішень, конструктори мають можливість розробити конструкцію кращу за прототипи чи конкурентні конструкції шляхом впровадження і синтезу ефективних конструкторських рішень.

На етапах 3 – 4 конструктором визначаються часові рамки та об'єм робіт, їх розподіл компетентним спеціалістам. Відбувається процес реалізації впроваджених конструкторсько-технологічних рішень. Після узгодження

ЕП випускається сам ЕП, конструкторська та експлуатаційна документація. На цих етапах повсюдно використовуються системи автоматизованого проектування і розрахунку (САПР) та системи автоматизованого проектування технологічних процесів (САПР ТП), пакети програм, що дозволяють використовувати математичні операції та інші.

Для проведення необхідних розрахунків використовують реалізацію інженерних методик та чисельних методів у програмних пакетах, наприклад таких як: рішення від «Ansys» (Ansys, Inc, 2024), «SolidWorks Flow Simulation» (Dassault Systèmes SE, 2024), «CEA» (NASA, 2024), «Proper» (Cooper, 2016), «Open Modelica» (Open Source Modelica Consortium (OSMC), 2024), «MATLAB» (The MathWorks & Cleve Moler, 2024) тощо.

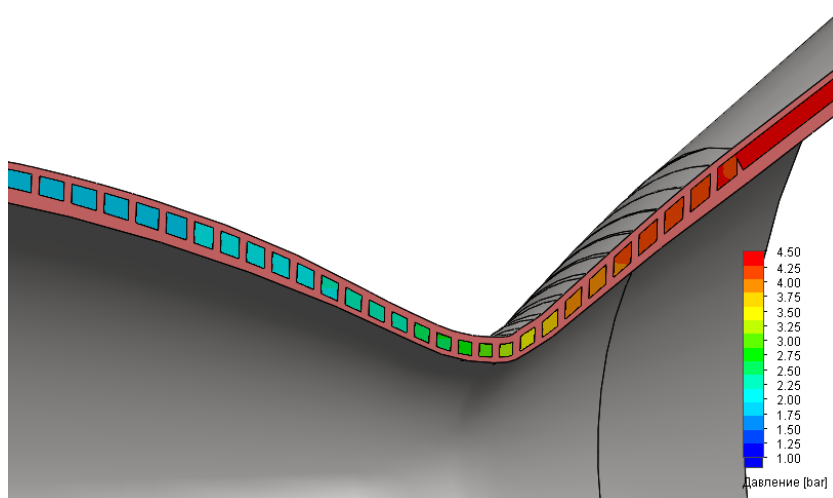


Рисунок 3 – Результат моделювання сорочки регенеративного охолодження РРД у середовищі SolidWorks Flow Simulation (Джерело: Створено авторами)

Розробка креслень, тривимірне моделювання для виконання загального складання та попередніх розрахунків за допомогою вищенаведених пакетів програм виконується за допомогою таких програмних пакетів як: «Autodesk Inventor» (Autodesk, Inc, 2024), «SolidWorks» (Dassault Systèmes SE, 2024), «CATIA» (Dassault Systèmes SE, 2024), «Autodesk AutoCAD» (Autodesk, Inc, 2024) та ін.

Спостерігаючи за тенденціями розвитку РКТ можна помітити збільшення ролі адитивного виробництва. Сучасні конструкції мають все більший відсоток вузлів виготовлених за допомогою адитивних технологій. Це логічний крок розвитку РКТ, оскільки використання адитивних технологій дозволяє забезпечити необхідну, раніше не доступну точність виготовлення, з різницею у характеристиках між готовими виробами не більше ніж 4% (Soller at al., 2015, p. 4). До переваг також відноситься покращення масово-габаритних характеристик. Автоматизована система технологічної

підготовки виробництва є незамінним інструментом при виготовленні конструкції 3D друком. До подібних програмних пакетів відносяться «CATIA» (Dassault Systèmes SE, 2024), «Siemens NX CAM» (Siemens AG, 2024) та інші CAM і CAPP системи.

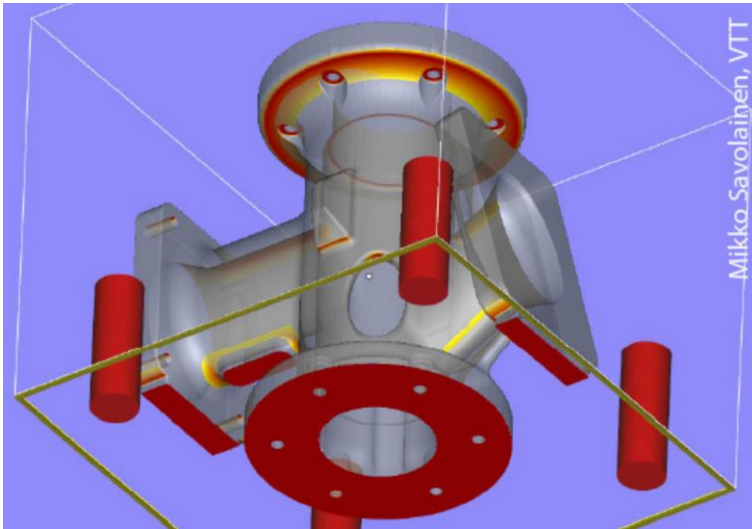


Рисунок 4 – Результат аналізу кутів підтримки для друку за технологією Laser Powder Bed Fusion середовищі Magics (Джерело: Kokkonen at al., 2016, р. 96)

Комунікація між спеціалістами є не менш важливим аспектом конструювання. Результат роботи кожного спеціаліста, групи, відділу, сектору має відповідати загальному вектору розробки конструкції. Ефективна комунікація дозволить уникнути помилок та пришвидшити процес розробки виробу. Комунікація та обмін інформацією має бути захищеними. Це дозволить убезпечити інтелектуальну власність та попередити потрапляння розробок у руки небажаних осіб. Використання такого ПЗ як «Autodesk Vault» (Autodesk, Inc., 2024) та аналогічних дозволить задовольнити ці потреби.

Виходячи з перерахованого вище, наступним етапом розвитку ракетно-космічної техніки, який може змінити галузь, є уніфікація різноманітних програмних середовищ, що використовуються в процесі розробки і проектування. Створення єдиного, інтегрованого і всеохоплюючого циклу проектування вузлів є надзвичайно перспективним напрямком. Це дозволить не тільки значно підвищити ефективність роботи інженерів, але й суттєво зменшити потребу у проведенні чисельних фізичних експериментів, які є дуже витратними, як з точки зору часу, так і ресурсів. Завдяки такій уніфікації можна буде оптимізувати всі етапи проектування, починаючи від НДР аж до утилізації. Це не тільки сприятиме скороченню часу на розробку нових моделей, але й забезпечить більш точні і надійні результати, що в кінцевому підсумку підвищить якість та конкурентоспроможність продукції.

Одним з кроків у цьому напрямку є розробка середовища «CATIA V6» (Dassault Systèmes SE, 2024) з концепцією PLM (Product Lifecycle Management – система керування життєвим циклом виробу). Цей сервіс дозволяє підтримувати спільну діяльність компаній та здійснювати накопичення і обмін інформацією на всіх стадіях життєвого циклу виробу від проектування до зняття з виробництва та на всіх ділянках розширеного підприємства. PLM-підхід охоплює всіх учасників процесу (підрозділи підприємства, його бізнес-партнерів, постачальників і замовників) і дозволяє їм виступати як єдине ціле в діяльності з розробки, проектування, виробництва, експлуатації та технічного обслуговування виробів.

Впровадження подібної системи надасть можливість:

- Створити єдиний архів конструкторської та технологічної документації про продукти.
- Об'єднати усіх учасників розробки та експлуатації виробу.
- Керувати ідеями та концепціями на усіх етапах розробки.
- Об'єктивно оцінювати можливості та ресурси підприємства та ефективніше ними розпоряджатися.
- Забезпечити контроль якості як під час виробництва так і під час експлуатації.

Можливості, які пропонує система PLM тісно переплітається з філософією руху New Space. Окремі диверсифіковані підприємства, що виробляють компоненти РКТ, зможуть більш ефективно співпрацювати один з одним та конкурувати між собою, що в свою чергу приведе до зниження вартості космічних польотів і подоланню «застою» у технічному розвитку РКТ. Збільшення конкурентоспроможності нових підприємств відносно монополістів галузі стане тією самою рушійною силою, що дозволить подолати застій у розвитку РКТ.

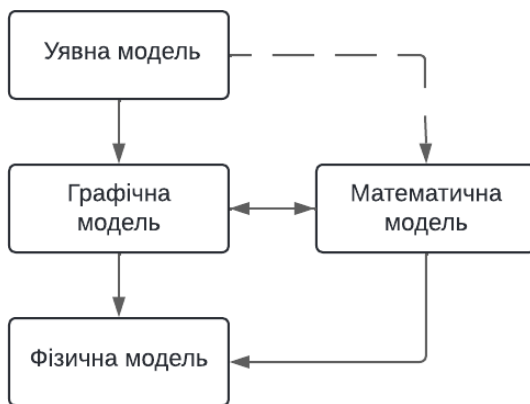


Рисунок 4 – Алгоритм моделювання ракетних двигунів
(Джерело: Створено авторами)

Для вирішення майбутніх науково-практичних задач пропонується створити статичну модель РРД. Термодинамічні параметри, такі як ідеальний питомий імпульс, витратний комплекс та інші, які є основою статичної моделі, що пропонується, досить складні у підрахунках. Тому для їх визначення у моделі, що розробляється, буде створено базу даних термодинамічних параметрів продуктів згоряння для основних паливних пар компонентів, що часто використовуються у РРД. Це пропонується виконати з використанням програмного комплексу «RPA» (Ponomarenko, 2024) або подібних. Термодинамічні та гідродинамічні параметри окремих компонентів аналогічним чином визначено за допомогою програмного комплексу «REFPROP NIST» (NIST, 2013). Значення представлятимуть собою багатовимірний масив даних, де шуканий параметр залежить від декількох фізичних величин. Для визначення проміжних значень застосовано багатовимірну лінійну інтерполяцію.

Камера згоряння:

$$\left\{ \begin{array}{l} I_{\text{пит.ід}} = I_{\text{пит0}}(km, P_k, T_{\text{о.вх}}, T_{\text{п.вх}}, AR) \\ B_{\text{ід}} = B_{\text{ід0}}(km, P_k, T_{\text{о.вх}}, T_{\text{п.вх}}) \\ G_k \cdot B_{\text{ід}} = P_k \cdot F_{\text{кр}} \\ G_{\text{к.п}} \cdot (km + 1) = G_k \\ G_{\text{к.о}} \cdot (km + 1) = G_k \cdot km \end{array} \right. \quad (1)$$

Газогенератор:

$$\left\{ \begin{array}{l} T_{\text{гг}} = T_{\text{гг0}}(km_{\text{гг}}, P_{\text{гг}}, T_{\text{о.вх.гг}}, T_{\text{п.вх.гг}}) \\ R_{\text{гг}} = R_{\text{гг0}}(km_{\text{гг}}, P_{\text{гг}}, T_{\text{о.вх.гг}}, T_{\text{п.вх.гг}}) \\ k_{\text{гг}} = k_{\text{гг0}}(km_{\text{гг}}) \end{array} \right. \quad (2)$$

Турбіна:

$$\left\{ \begin{array}{l} N_T = \eta_T \cdot G_T \cdot L_{\text{ад}} \\ L_{\text{ад}} \cdot (k_T - 1) = k_T \cdot R_T \cdot T_{\text{т.вх}} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_{\text{т.вих}}}{P_{\text{т.вх}}}\right)^{k_T - 1/k_T}\right) \\ T_{\text{т.вх}} = T_{\text{т.вих}} + \left(\eta_T \cdot \frac{L_{\text{ад}}}{k_T} \cdot \frac{k_T - 1}{R_T}\right) \end{array} \right. \quad (3)$$

Насос:

$$\left\{ \begin{array}{l} N_H \cdot \eta_H = G_H \cdot \left(\frac{P_{\text{н.вих}} - P_{\text{н.вх}}}{\rho_{\text{комп}}(P_{\text{н.ср}}, T_{\text{н.ср}})}\right) \\ (P_{\text{н.вих}} - P_{\text{н.вх}}) = \frac{(T_{\text{н.вих}} - T_{\text{н.вх}}) \cdot \rho_{\text{комп}}(P_{\text{н.ср}}, T_{\text{н.ср}}) \cdot \eta_H \cdot C_{\text{ркомп}}(P_{\text{н.ср}}, T_{\text{н.ср}})}{(1 - \eta_H)} \end{array} \right. \quad (4)$$

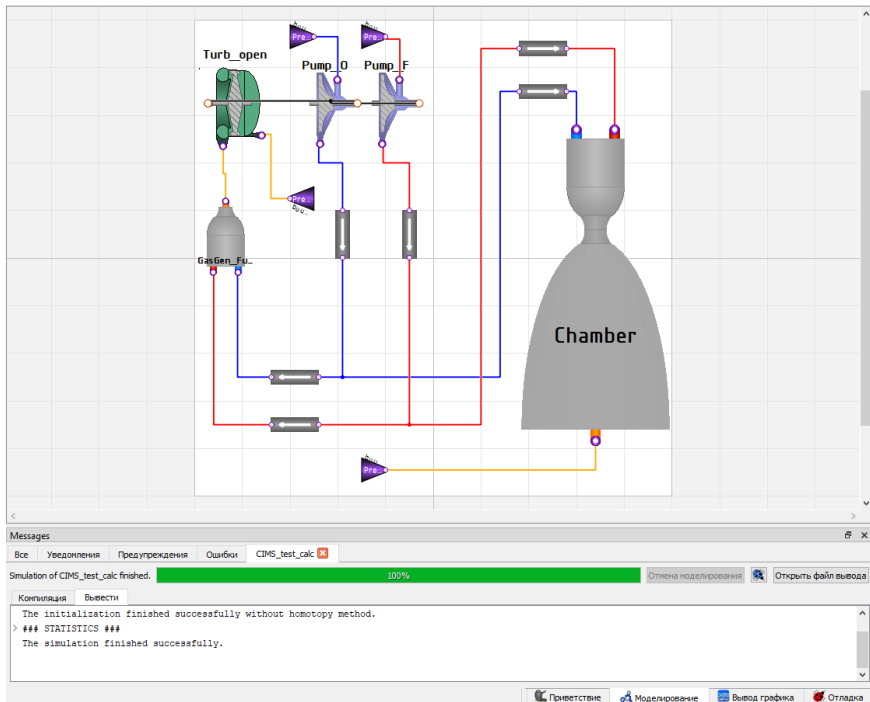
Визначення основних параметрів агрегатів РРД є важливим етапом проєктування систем РРД. Це дозволяє скоротити час на проєктування агрегатів, оскільки це, певною мірою, є ітеративним процесом. Реалізація системи рівнянь можлива у будь якому пакеті програм, що дозволяє використовувати математичні операції. Її використання дозволить проводити попередній аналіз енергетичних параметрів РРД, як складної технічної системи.

Наприклад, однією із важливих задач є аналіз впливу зовнішніх та

внутрішніх факторів на параметри двигуна. Вирішення цієї задачі дозволяє проєктувати системи автоматичного регулювання двигуна. До зовнішніх факторів, які впливають на роботу двигуна, відносяться відхилення від номінальних значень тиску і температури компонентів палива на вході в двигун та відхилення гідравлічної характеристики дроселів. До внутрішніх факторів відносяться відхилення від номінальних значень гідравлічних опорів магістралей, площ критичних перерізів, витратного комплексу і ККД агрегатів.

Подальша модернізація системи рівнянь може розвиватися, наприклад, шляхом застосування парадигм об'єктно-орієнтованого програмування. Через декомпозицію системи рівнянь моделі РРД з'являється можливість створити функціонально незалежні та декларативні компоненти, що описують агрегати РРД. У такому випадку відкривається можливість до композиції компонентів у інтуїтивно зрозумілому порядку, подібно до реального складання конструкції РРД.

На рисунку 5 наведено приклад даної реалізації статичної моделі РРД у середовищі Open Modelica, що засноване на об'єктно-орієнтованій, декларативній, мультидоменній мові Modelica (Open Source Modelica Consortium (OSMC), 2024).



**Рисунок 5 – Спрощене моделювання РРД у середовищі Open Modelica
(Джерело: Створено авторами)**

Одним із перспективних напрямків модернізації процесу конструювання ракетних двигунів є використання штучного інтелекту (ШІ). Дана технологія знаходиться на етапі свого становлення і знаходить своє застосування у багатьох галузях, включаючи РКТ. Для того щоб включити ШІ у етапи циклу конструювання ракетних двигунів та використовувати його для автоматизації і оптимізації процесів, необхідно спочатку навчити його цьому. Одним підходів у ШІ є машинне навчання, яке ґрунтується на використанні певних обсягів даних та алгоритмів.

Доступ ШІ до бази даних конструкцій ракетних двигунів, термодинамічних та гідродинамічних властивостей компонентів палива, алгоритмів конструювання, виготовлення та випробування дозволить набагато швидше вирішувати тривіальні задачі, що часто стоять перед інженерами.

Приватна аерокосмічна компанія LEAP71 заявляє, що влітку 2024 року вони з першої спроби провели успішні вогневі випробування РРД тягою 5 кН, що був спроектований та виготовлений фактично без участі людей.

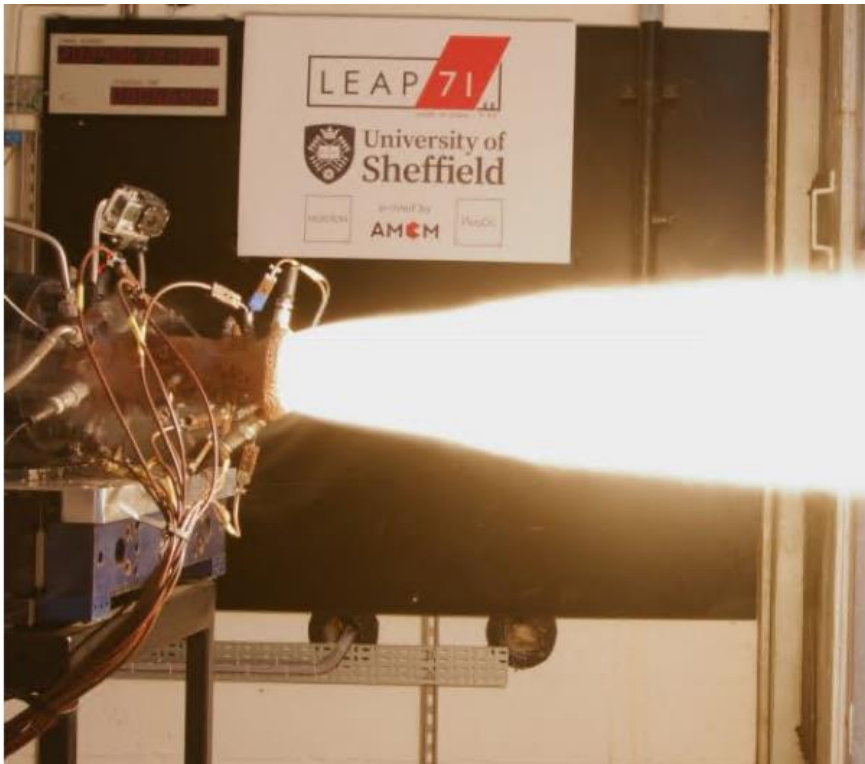


Рисунок 6 – Вогневі випробування РРД виготовленого за допомогою ШІ (LEAP 71, 2024)

Процес став можливим завдяки ШІ «Noygon», розробки вищезазначеної компанії. Вказано, що від постановки технічного завдання для ШІ до безпосередньо виготовлення конструкції пройшло менше ніж два тижні. Автоматичне виготовлення конструкції РРД стало можливим завдяки використанню технології адитивного виробництва. Традиційні методи конструювання та виготовлення забезпечували б аналогічний результат протягом багатьох місяців, можливо навіть протягом декількох років. (LEAP 71, 2024)

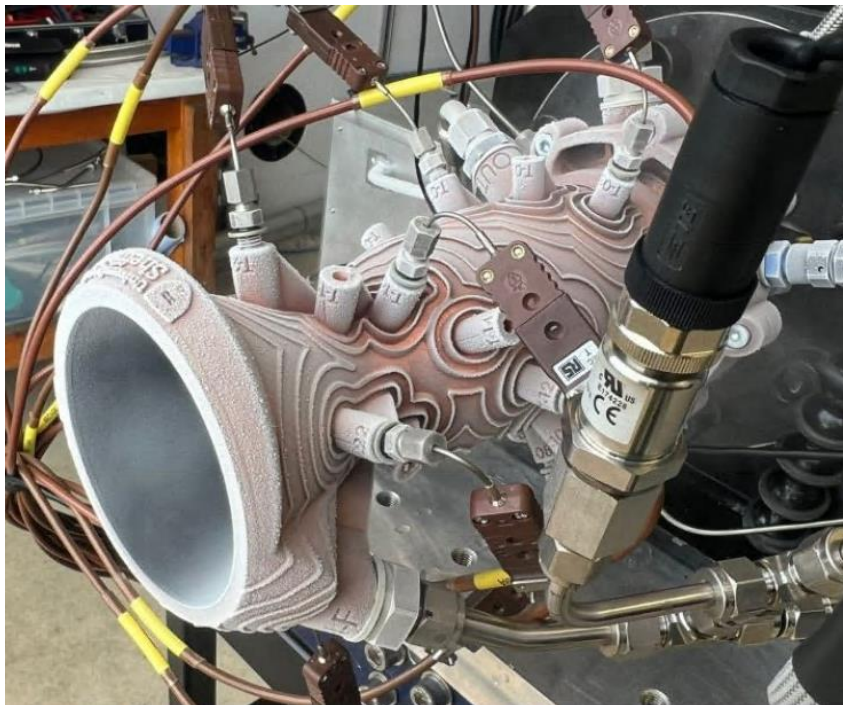


Рисунок 7 – РРД виготовлений за допомогою ШІ на стенді (LEAP 71, 2024)

На цьому прикладі ми можемо бачити, що використання ШІ «Noygon» дозволило замінити використання CAD, CAE, CAM, CAPP систем. Розвиток та впровадження ШІ при конструюванні ракетних двигунів дозволить інженерам сконцентруватися на розробці новітніх технологій та наукових дослідження, оскільки новий інструментарій значно полегшить та прискорить роботу над конструкціями.

Подальший розвиток концепції PLM чи її похідної неможливий без використання ШІ, оскільки на нього можна покласти не тільки задачі конструювання, а і оцінку можливостей та ресурсів підприємства, виготовлення конструкцій та контроль їх якості.

Висновки

У статті було проаналізовано основні інструменти і методи розробки та проєктування ракетних двигунів та їх вузлів. Розроблена ефективний алгоритм проєктування ракетних двигунів та запропоновано математичну модель для розрахунку основних параметрів РРД.

Посилання

- Ansys, Inc. (2024). *Ansys | Engineering Simulation Software*. Ansys. <https://www.ansys.com/>
- Autodesk, Inc. (2024). *Autodesk software*. Autodesk. <https://www.autodesk.com/products>
- Cooper, D. (2016). *ProPep 3*. Rimworld. <https://tinyurl.com/76rp28t6>
- Dassault Systèmes SE. (2024). *Dassault Systèmes*. 3ds. <https://www.3ds.com>
- Kokkonen, P., Salonen, L., Virta, J., Hemming, B., Laukkanen, P., Savolainen, M., Komi, E., Junntila, J., Ruusuvuori, K., Varjus, S., Vaajoki, A., Kivi, S., & Welling, J. (2016). *Design guide for additive manufacturing of metal components by SLM process*. VTT Technical Research Centre of Finland. VTT Research Report Vol. VTT-R-03160-16 <https://tinyurl.com/y5kwa693>
- LEAP 71. (2024). *LEAP 71 hot-fires 3D-printed liquid-fuel rocket engine designed through Noyron Computational Model*. LEAP 71. <https://tinyurl.com/2ywsc2vu>
- NASA. (2024). *Chemical equilibrium with applications*. Cearun. <https://cearun.grc.nasa.gov/>
- NIST. (2013). *NIST reference fluid thermodynamic and transport properties database (REFPROP)*. NIST. <https://www.nist.gov/srd/refprop>
- Open Source Modelica Consortium (OSMC). (2024). *OpenModelica*. OpenModelica. <https://openmodelica.org/>
- Ponomarenko, A. (2024). *Rocket Propulsion Analysis (RPA)*. RP Software+Engineering UG. <http://software.lpre.de/index.htm>
- Siemens AG. (2024). *Siemens PLM Software*. Siemens. <https://plm.sw.siemens.com/en-US/>
- Soller, S., Beyer, S., Dahlhaus, A., Konrad, A., Kretschmer, J., Rackemann, N., & Zeiss, W. (2015). Development of liquid rocket engine injectors using additive manufacturing. In *6th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS 2015)*. <https://tinyurl.com/53y5hkf5>
- The MathWorks & Cleve Moler. (2024). *MATLAB*. MathWorks - MATLAB & Simulink. <https://www.mathworks.com/products/matlab.html>
- WaveMetrics. (2021). *Igor Pro®*. Igor Pro by WaveMetrics. <https://www.wavemetrics.com/products/igorpro>