УДК 629.78; 629.76 https://doi.org/10.15407/itm2024.04.110

С. С. ВАСИЛІВ[1], С. Г. БОНДАРЕНКО[2], Л. В. МУЗИКА[1]

ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАПУСКУ РАКЕТНОГО ДВИГУНА НА ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ

1. Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Ляшко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: gl_konstruktor@ukr.net
2. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара,
проспект Науки, 72, Дніпро, Україна;

Ракетні двигуни на пастоподібному паливі поєднують переваги рідинних і твердопаливних, тому їх використання може покращити характеристики двигунів та розширити сфери застосування ракетної техніки. Однак, ці установки до тепер знаходяться на етапі експериментального відпрацювання дослідних зразків. Виникає багато технічних і технологічних проблем на шляху створення прототипу подібного двигуна. Проєктування двигуна на пастоподібному паливі передбачає визначення витрати пасти через систему, яка при горінні забезпечує певний розрахунковий тиск в камері. Не завжди експерименти закінчуються успішно. При цьому отримується інформація про поведінку системи в екстремальних умовах, що підвищує цінність даних. Мета роботи – дослідження запуску двигуна на пастоподібному паливі та визначення додаткової умови успішного запуску та роботи двигуна.

Проаналізовано результати вогневих випробувань ракетного двигуна на пастоподібному паливі. Висунуто дві гіпотези щодо причин невдалого протікання процесу запуску двигуна. Аналіз експериментальних випробувань моделі двигуна показав можливість небажаної зміни концентрації компонентів пасти при її протіканні через розгалужену площу тракту постачання. Ця обставина може призвести до зменшення критичного діаметру детонації до величин, які були розраховані в моделі двигуна. Це і спровокувало аварію. Для підтвердження висновків щодо аварійної роботи двигуна проведено розрахунок процесу запуску двигуна в двох гіпотетичних випадках. Розраховано залежності тиску від часу при запуску двигуна. Розрахунки підтверджують гіпотезу про детонацію пасти в описаному експерименті. Враховуючи результати досліджень сформовано ще одну необхідну умову безпечного запуску ракетного двигуна на пастоподібному паливі. Описана методика дозволяє доповнити розрахунок при проєктуванні двигуна на пастоподібному паливі з врахуванням його особливостей.

Ключові слова*: ракетний двигун, пастоподібне паливо, філь'єра, детонація, процес запуску.*

Paste-propellant rocket engines combine the advantages of liquid and solid propellants, so their use may improve the engine performance characteristics and expand the application fields of rocket hardware. However, they are still at the stage of experimental prototype development. Many technical and technological problems arise on the way of prototyping an engine of this type. Designing a paste-propellant engine involves determining the paste flow rate that provides a given design pressure in the chamber during combustion. Experiments are not always a success. Nevertheless, they give information on the behavior of the system in extreme conditions, thus increasing the value of the data. The goal of this work is to study the start-up of a paste-propellant engine and identify an additional condition for its operability.

The paper analyzes the results of firing tests of a model paste-propellant rocket engine and puts forward two hypotheses on the possible behavior of its start-up. It is shown that when the paste flows through the branched area of the feed duct, the density of its components may vary in an unwanted manner. This may decrease the critical diameter of the detonating charge down to values provided in the model engine, which might be responsible for the observed failure. Besides, there are other reasons for a similar behavior of the propulsion system. To draw general conclusions from the observed failure of the engine, the engine start-up process was simulated for the two hypothetical cases to get the time dependence of the pressure during start-up. The results confirm the hypothesis that a detonation process occurred in the above-described experiment. Based on the results of this study, one more condition is formulated for the design of a paste-propellant rocket engine to be correct. The presented technique allows one to supplement the calculation so as to design a paste-propellant engine with account for its features.

Keywords: *rocket engine, paste fuel, die hole, detonation, engine start-up process.*

Вступ. Процес вдосконалення ракетно-космічної техніки спонукає до пошуку нових шляхів покращення характеристик її зразків. Застосування пастоподібного палива в ракетних двигунах дозволяє поєднати переваги твердопаливних і рідкопаливних двигунів, оскільки пастоподібне паливо – це не стверділе сумішеве паливо з хімічним складом подібним до твердого палива. Це дозволяє керувати тяговими характеристиками і вектором тяги, а також забезпечує багаторазовий запуск і зупинку двигуна. Тому розробка двигунів і газогенераторів на пастоподібному паливі є актуальною задачею. При проєктуванні будь-якого ракетного двигуна розглядають характерні режими його роботи, зокрема процес запуску. Важливість цього моменту функціонування пояснюється його впливом на елементи конструкції. Якщо для твердопаливних і рідкопаливних двигунів цей процес достатньо вивчений і при дотриманні вихідних умов можна досягнути необхідного рівня повторюваності, то конструктивні особливості двигуна на пастоподібному паливі сприяють непередбачуваності моменту запуску. Твердопаливний двигун має просту конструкцію, легко запускається, зручний в експлуатації. А двигун на пастоподібному паливі має більший коефіцієнт заповнення об'єму, є можливість регулювання тяги в широкому діапазоні і, найголовніше, є можливість багатократного запуску. При трохи нижчих енергетичних характеристиках, ніж в рідинних двигунів, він майже в 1,5 рази має більшу густину палива [1], а тому займає менший об'єм. Паливо на основі перхлорату амонію має схильність до детонації. Якщо його отвердити, і пористість буде незначною, то критичний розмір заряду, при якому виникає детонація, (критичний діаметр детонації) має порядок більше 10 м [2]. Тобто, щоб в заряді відбувалась детонація, найменший розмір заряду має бути більшим за 10 м. Цей розмір більший за будь які двигуни, що експлуатуються, тому детонація в них не виникає. Але коли паливо не стверділо, то воно може містити бульбашки повітря, що значно знижують критичний розмір детонації. Це призводить до сенсибілізації палива і можливості детонації в такому заряді. Двигуни на пастоподібному паливі – це перспективні силові установки верхніх ступенів ракет, розгінних блоків, а також космічних апаратів. Серійних зразків поки немає, а мова в статті іде про експериментальні зразки.

Мета роботи – дослідження запуску двигуна на пастоподібному паливі та визначення додаткової умови працездатності двигуна.

Постановка задачі. Проєктування двигуна на пастоподібному паливі передбачає визначення витрати пасти через систему, яка забезпечує при горінні певний розрахунковий тиск в камері. Фільєра в конструкції двигуна – це пристрій для рівномірного розподілу пасти і організації запуску двигуна. Для дослідження процесів, що відбуваються в камері ракетного двигуна на пастоподібному паливі, було виготовлено експериментальну установку, схема якої проілюстрована на рис.1, а також модель двигуна (рис. 2). Принцип роботи установки такий: пастоподібне паливо знаходиться в баку (6), який розділений гнучкою мембраною для уникнення контакту газу наддуву з пастою. За допомогою редукторів тиску РТ1 та РТ2 забезпечувався наддув баку азотом. Керування цим процесом відбувалося за допомогою електропневмоклапану з дренажем ЕПК1 і контролювалося датчиком тиску Р1. Контроль температури пасти відбувався за допомогою датчика температури (термопари) Т1. При відкритті електрогідроклапану ЕГК1 паста з баку потрапляла в фільєру (4), розміщену на задньому днищі (3) моделі двигуна. Контроль температури корпусу камери згорання (1) відбувався за допомогою датчика температури Т1, а тиску в камері – Р5. Для запалювання пасти використовувалися електросвічки розжарювання (5), які розміщувалися поблизу філь'єри (4). Для зупинки двигуна перекривалося постачання пасти за допомогою ЕГК1, здійснювалася продувка азотом за допомогою ЕПК3, а контроль тиску і температури в магістралі постачання відбувався за допомогою датчиків Р4 і Т2. Контроль дозволяв відслідкувати горіння пасти в магістралі постачання, якщо таке відбувалося.

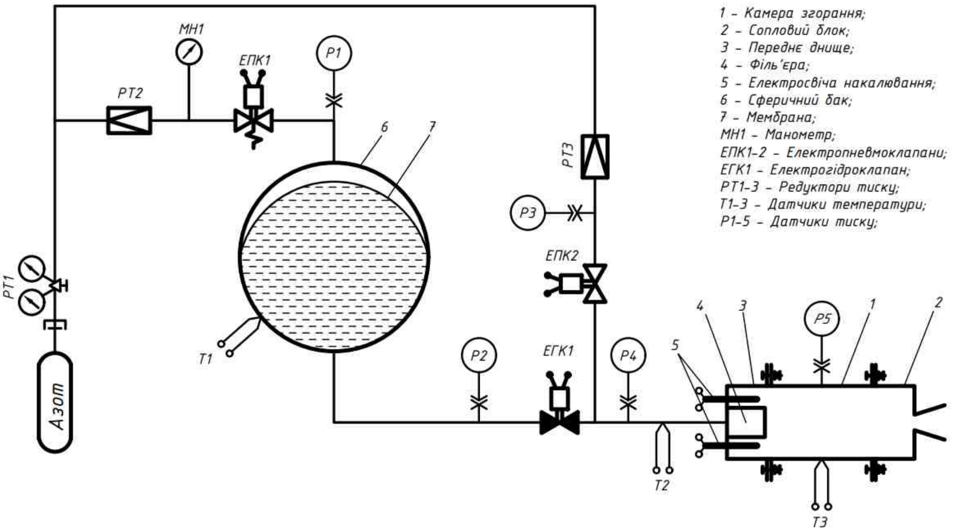
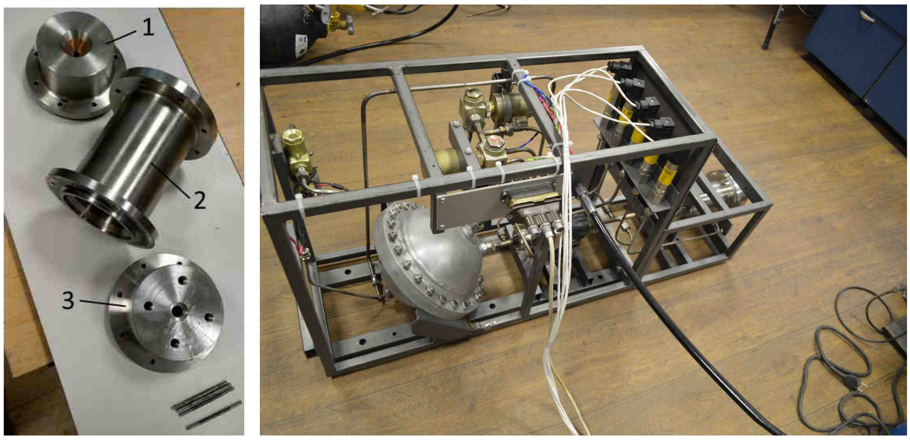


Рис. 1 – Схема експериментальної установки



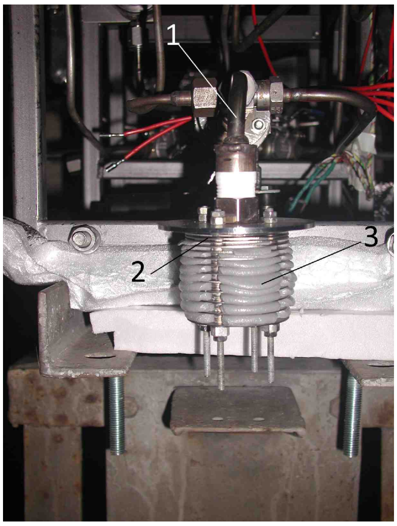
а) б)

Рис. 2 – Деталі моделі двигуна (а) та зібрана експериментальна установка (б)

При попередньому випробуванні двигуна відбулась аварія. Тому необхідно визначити причини і врахувати їх при підготовці до подальших досліджень двигуна на пастоподібному паливі.

Результати та обговорення. Пастоподібне паливо може мати властивості не ньютонівських рідин [3]. Проєктування двигуна на пастоподібному паливі передбачає визначення витрати пасти через систему, яка забезпечує при горінні певний розрахунковий тиск в камері. Фільєра в конструкції двигуна необхідна для розподілу пасти і організації запуску двигуна. Через в’язкість палива було складно забезпечити рівномірність розподілу масової витрати палива по всій площі філь’єри. Тому її конструкція була виконана у вигляді набору шайб з отвором посередині та різною відстанню між шайбами. Експериментально було перевірено роботу філь’єри на модельній пасті та паливі

[1]. Було отримано рівномірний розподіл витрати пасти між шайбами філь'єри (рис. 3).



1) Трубопровід постачання;
2) Філь'єра;
3) Паста

Рис. 3 – Заповнення філь'єри робочою пастою

Особливості конструкції моделі двигуна. Проблема з головним клапаном полягає в тому, що в зазор між клапаном і сідлом при закритті потрапляють частинки перхлорату амонію [4, 5]. Ударне притискання клапана до сідла може привести до їх спалахування та вибуху [6]. Тому було використано схему клапану з обертанням проточної частини. Вона також не виключає подібних явищ, але площа контакту набагато менша і, відповідно, ймовірність спалахування і аварії також менша.

На модельній двигунній установці було встановлено сферичний бак з гнучким роздільним днищем, який вміщав 5 кг пастоподібного палива. Заправка відбувалась через спеціальний заправний циліндр, всередині якого знаходився поршень. За рахунок тиску азоту паста з циліндра поступала в сферичний бак. Для забезпечення заданого діапазону температури стендова установка була оснащена системою термостатування.

Експериментальні випробування. Випробування спалахування пасти було проведено на відкритому повітрі при її контакті з електросвічкою розжарювання. При цьому нагрів свічки здійснювався вже разом з нанесеною на неї пастою. Запалювання відбувалось через кілька секунд після ввімкнення нагріву при підвищенні температури. Проводилось також визначення характеристик закону горіння при різному тиску. Однак в експерименті відразу після початку постачання пасти в модель двигуна відбувся вибух, який призвів до її руйнування та конструкції установки. Тому для виявлення причин і уникнення їх в подальшому був проведений аналіз, який описаний в [1] та в даній статті.

Розрахунок процесу запуску двигуна. При проєктуванні вважалося, що площа горіння буде обмежена площею циліндричної поверхні, яка утворюється на виході з філь'єри. Однак, в момент запуску паливо витікає до тих пір, поки не відбудеться контакт з електросвічкою. Тому при аналізі враховується вільна поверхня пасти. Для розрахунку процесу запуску були введені такі припущення: камера герметична у всьому діапазоні тиску, продукти горіння розглядаються як газова суміш з середньою молекулярною масою, температурою і показником адіабати. Втрати тепла на нагрів стінки камери не враховувалися.

Вихідними даними для розрахунку були геометричні параметри камери згорання та схема філь'єри (рис. 4) [1].

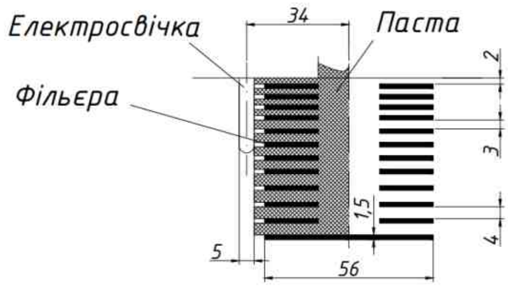


Рис. 4 – Схема філь'єри

Розглядалося 2 випадки: в першому – горіння відбувається по вільній поверхні пасти, що витекла з філь'єри. В другому – горіння відбувається по поверхні пасти і на тій поверхні, яка контактує з філь'єрою. Зрозуміло, що площа горіння в другому випадку буде вищою і, відповідно, тиск вищий також.

Розрахунок проводився за рівнянням Борі [7]:

$$\frac{V}{RT}\cdot\frac{dp_к}{dt}+\frac{p_k Su}{RT}-\frac{Vp_к}{(RT)^2}\cdot\frac{d(RT)}{dt}=Su\rho_п-G_c,$$

$$\frac{V}{\chi RT}\cdot\frac{dp_к}{dt}=Su\rho_п-\frac{A\varphi F_{кр}p_к}{\sqrt{\chi RT}}-\frac{p_k Su}{RT}, \qquad (1)$$

$$Su\rho_п=\frac{A\varphi F_{кр}p_к}{\sqrt{\chi RT}},$$

де V – вільний об'єм камери згорання, $p_к$ – тиск в камері згорання, R – газова стала продуктів горіння, T – температура продуктів горіння, S – площа горіння пастоподібного палива, u – швидкість горіння пастоподібного палива, $\rho_п$ – густина пастоподібного палива, A – витратний термодинамічний комплекс, φ – коефіцієнт витрати, χ – коефіцієнт теплових втрат, $F_{кр}$ – площа критичного перетину сопла.

Закон горіння пасти був визначений експериментально і має вигляд:

$$u=1{,}24\,p_к^{\,0{,}604}. \qquad (2)$$

Як показують результати розрахунку для першого випадку тиск зростає до значення 210 бар (рис. 5, графік 1) і знижується при вигоранні пасти між шайбами філь'єри.

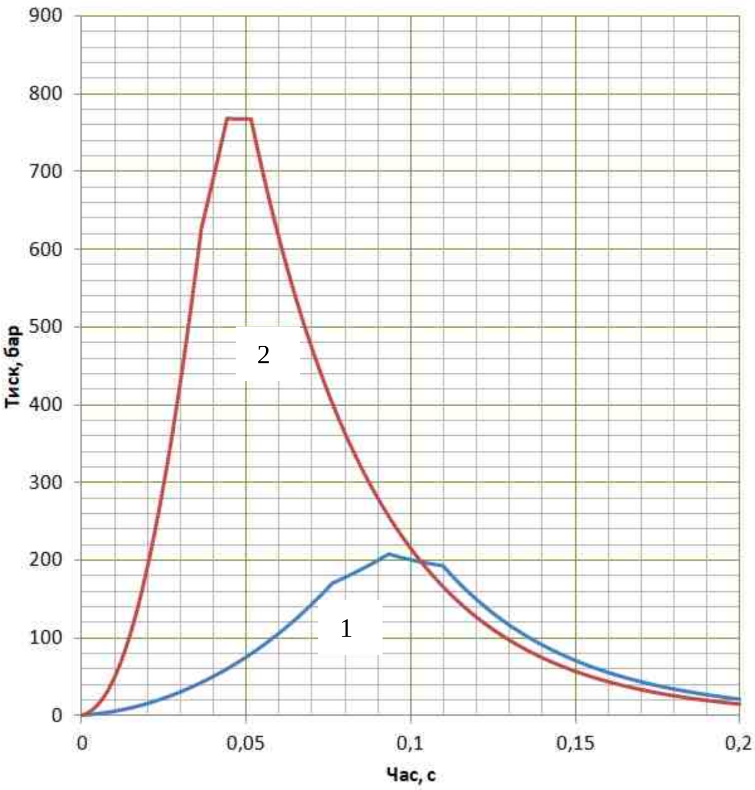


Рис. 5 – Графік залежності тиску від часу: 1) для першого розрахункового випадку; 2) для другого розрахункового випадку

Далі горіння відбувається в середині філь'єри в отворах шайб. Це передбачалося експериментом, тому шайби були виготовлені з тугоплавкого сплаву. Вимкнення двигуна мало відбуватися при спрацюванні електрогідроклапану ЕГК1. Він розміщений в безпосередній близькості до камери згорання, тому передбачалося горіння і в короткому трубопроводі, який з'єднував клапан з філь'єрою (4). Елементи кріплення камери згорання (1), соплового блоку (2) та переднього днища (2) були вибрані таким чином, що при перевищенні тиску в камері 30 бар втрачалася герметичність стику і надлишок газу міг виходити в навколишнє середовище. При тиску більше 113 бар втрачається міцність елементів кріплення.

Проте найгіршим випадком є спалахування пасти не тільки по вільній поверхні пасти, яка витекла з філь'єри, але й по площі контакту з філь'єрою. Це можливо при відносно низькій в'язкості пасти, високому вмісту твердих частинок перхлорату амонію і алюмінію, а також високому тиску постачання. Відомо, що при витіканні рідини через отвір, струмінь звужується. Тому можливе утворення зазору між шайбою філь'єри і пастою. Для цього випадку графік залежності тиску від часу проілюстрований на рис. 5, графік 2.

Відповідно до розрахунків датчик тиску, діапазон вимірювань якого (0 – 16) МПа, а період між фіксацією значень складав 0,005 с., міг зафіксувати 15 і 5 значень відповідно до досягнення його максимального значення діапазону. Проте під час експерименту датчик зафіксував лише одне максимальне значення і вийшов з ладу, а тому тиск був вищим, ніж допускає його конструкція (32 МПа). За 0,005 с лише детонація пасти могла створити такий тиск і зруйнувати датчик. Аналіз причин аварії привів також до висунення гіпотези про збільшення концентрації окислювача в паливі через прилипання зв'язуючого компоненту до площі шайб фільє'ри [1]. Ця обставина може призвести до зменшення критичного діаметру детонації до величин, які забезпечуються в моделі двигуна, що могло спровокувати аварію.

Визначення умови працездатності двигуна на пастоподібному паливі. Очевидно, що в методику проєктування необхідно додати ще один розрахунок. Він повинен базуватися на визначенні початкової площі горіння пастоподібного палива з врахуванням можливих ефектів при її витіканні. Форма філь'єри повинна забезпечувати незмінну площу незалежно від розміщення фронту горіння або тиск при горінні в перехідних процесах не повинен перевищувати максимально допустимий. Це є важливою додатковою умовою працездатності двигуна на пастоподібному паливі, яку треба забезпечувати на стадії проєктування для безпечного запуску двигуна.

Висновки. Розглянуто два варіанта горіння пастоподібного палива – горіння відбувається по вільній поверхні пасти, що витекла з філь'єри, і горіння відбувається по поверхні пасти і на тій поверхні, яка контактує з філь'єрою. Для обох варіантів визначено залежності тиску від часу. При порівнянні часу, який необхідний для досягнення порогового значення датчика, було встановлено, що для першого випадку кількість вимірювань мала бути 15, а для другого випадку – 5. При експериментальному дослідженні запуску двигуна датчик зафіксував лише одне значення. За період 0,005 с міг відбутися лише детонаційний процес, який зруйнував експериментальну установку та модель. На основі результатів теоретичних і експериментальних досліджень було розроблено рекомендацію щодо забезпечення безпечного запуску і подальшої працездатності ракетного двигуна на пастоподібному паливі, яку потрібно враховувати при його проєктуванні.

1. *Vasyliv S. S., Pryadko N. S., Bondarenko S. G.* Combustion and detonation of paste fuel of rocket engine. Науковий вісник Національного гірничого університету. 2023. № 5. С. 72–76. https://doi.org/10.33271/nvngu/2023-5/072
2. Физика взрыва. Монография под. ред. Станюковича К.П.. Наука, 1975 г. 704 с.
3. *Елисеев В. И., Бондаренко С. Г., Курочкин А. Ф., Майорская Т. А., Устименко Е. Б., Суровцев А. Б.* Экспериментальное и численное исследование реологических характеристик пастообразных топливных композиций. Вестник двигателестроения. 2012. №1. С. 26–30.
4. *Родриго Камарго Гомес, Бондаренко С. Г., Сердюк А. И.* Дроссселируемый ракетный двигатель на пастообразном топливе для космического аппарата. Вісник Дніпропетровського університету. 2012. № 4. Серія: Ракетно-космічна техніка. Випуск 16. Том 2. С. 3–14.
5. *Bondarenko S. G., Eliseev V. I., Protsan Yu. V.* Rocket propulsion using unitary paste-like propellant. Experimental investigation of pastelike propellant and results of PRM fire tests. etc. Prog. of 61-th International Astronautical Congress (IAC-10.C4.1.9), 27 September – 1 October 2010. Prague, Czech Republic. P. 27.
6. *Коковкин Д. В., Омелюхина К. В., Дубовик А.В.* Показатели чувствительности к удару перхлората аммония и его смесей с Al и Al2O3. Успехи в химии и химической технологии. 2009. Том 23. № 4 (97). С. 70–75.
7. *Литвиненко В. Е., Кальныш Р. В., Попов В. А.* Математическое моделирование внутрибаллистических характеристик двигателя на твердом топливе при срабатывании системы аварийного выключения двигателя. Космічна наука і технологія. 2017. Том 23. № 5. С. 21–24. https://doi.org/10.15407/knit2017.05.021

Отримано 17.10.2024,
в остаточному варіанті 11.12.2024