
ФІЗИКА ГОРІННЯ

УДК 629.7.036.2

<https://doi.org/10.18524/0367-1631.2026.64.361468>**Козін В. С.**

Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, м. Дніпро, Україна
E-mail: kozinvaleri9@gmail.com

Прискорення запуску твердопаливного ракетного двигуна за рахунок нітрозних газів

Роботу присвячено підвищенню швидкості горіння твердоого ракетного палива (ТРП) в каналі заряду РДТП в початковий момент часу. Це обумовлено тим, що ракетні двигуни стартових прискорювачів повинні споряджатися швидкого горіння порохами. Обрано варіант дворежимного РДТП в якості стартового прискорювача, що не потребує зміни форми каналу паливного заряду. В якості базової оцінки приведено порівняння енергій нагрівання заряду твердоого ракетного палива різними засобами: випромінюванням і заповненням каналу заряду окислювальними або горючими газами. Проведено аналіз випробувань з нагрівання зразків твердих ракетних палив СВЧ випромінюванням. По результатах енергетичного аналізу цих експериментів показана недостатність такого методу нагрівання для оперативного запуску ракет. Проводились також оцінки впливу на запуск ракетного двигуна попереднього заповнення камери згорання нітрозними газами NO_x . У початковий момент розкладання NO_x відбуватиметься швидше, ніж нагрів і розкладання нітрогліцерину, що знаходиться в ТРП. При запропонованій схемі суміші газів нагрівається запальним пристроєм ефективніше, ніж тверде ракетне паливо, що має низьку теплопровідність. Метою роботи є збільшення швидкості горіння в каналі заряду твердопаливного ракетного двигуна РДТП. Використані методи розрахунку внутрішньобалістичних параметрів в камері згорання ракетного двигуна твердоого палива. Розглянуто уявну ситуацію, коли в процесі запалення заряду відбувається одночасно абсорбція і розкладання нітрозних газів, що заповнюють канал заряду. Розраховано позитивний ефект зміни динаміки запуску від наповнення каналу заряду РДТП нітрозними газами на прикладі стартового прискорювача, що зараз використовується. В результаті виявлено збільшення швидкості виходу на режим сталої роботи стартового прискорювача на баліститному паливі. Наукова новизна полягає у одночасному використанні тиску абсорбції і температури розкладання нітрозних газів в розрахунку процесу запуску стартового прискорювача на баліститному ТРП, що є штучним моделюванням. Практичне значення роботи полягає у можливості більш швидкого запуску ракети за допомогою стартового прискорювача, що зараз використовується. Результати можуть бути використані для створення швидкого горіння ТРП реактивних двигунів протитанкових гранат і мінометних мін, що повинні покидати стволи озброєнь дуже швидко.

Ключові слова: ракетний двигун, тверде ракетне паливо, стартовий прискорювач, нітрозні гази, тиск абсорбції, температура розкладання.

Введення. Одним із факторів, який необхідно враховувати при запусках ракет з берега моря, є підвищена вологість повітря над поверхнею води. Відомо, [1], що швидкість звуку в повітрі з вологістю збільшується. Подолання шару вологого повітря, товщина якого залежить від температури оточуючого середовища, з заданим числом Маха потребує збільшення початкової швидкості польоту ракети. Частіше це завдання вирішується застосуванням стартових прискорювачів, що скидаються, рідше застосуванням дворежимних РДТП, коли один з режимів роботи є стартовим, а другий – режим маршового двигуна. Цей ефект може бути досягнутий формуванням камери згоряння у вигляді каналів двох типів, як, наприклад, у твердопаливного прискорювача Р230 ракети «Аріан 5» [2], або заповненням однакового по довжині каналу заряду олисульвальними або горючими газами, після виходу яких назовні режим роботи двигуна зміниться.

Аналіз літературних даних. В роботі [3] показано, що тепловиделення і швидкість горіння двохосновних твердих палив залежать від масового вмісту NO_2 в паливі. Але, збільшення швидкості горіння може бути досягнуто, якщо тверде паливо (ТП), ще до запуску буде [4,5] нагріватися різними засобами, наприклад - радіаційним тепловим потоком, що осцилює. При цьому, потужність випромінювання буде посилюватись віддзеркаленням від стінок двигуна, якщо РДТП виконано у металевому корпусі. Такий спосіб, коли двигун перед стартом підігривається радіаційним тепловим потоком, що осцилює, придатний лише для начального прискорення ракети. Тверде паливо може бути нагріте променистим теплообміном тільки в перші моменти роботи двигуна, поки притік тепла із газової фази не розігріє паливо до тієї ж або більшої температури. В роботі [5] по результатах спроби підпалення зразків твердих ракетних палив баліститного НДП-5А, сумішевого ПД-10/20Е і термопластичного МГТ-2П СВЧ випромінюванням потужністю 1,5 кВт спостерігалось деяке збільшення швидкості горіння (від 4 % до 9 %) НДП-5А після припинення СВЧ нагріву і охолодження палива. Річ у тому, що при нагріві баліститного ТП спершу йдуть процеси розкладання із виділенням NO_2 і NO , початок і закінчення горіння яких відбуваються в димогазовій зоні і зоні полум'я. Вочевидь СВЧ нагрів призвів тільки до процесів розкладання. Заряди знаходились в замкнутій ємності, в атмосфері звичайного повітря. Але в [3] було показано, що найменший тиск початку горіння баліститного ТП дорівнює 2 атм. Випромінювач працював на частоті, що відповідає $\lambda \approx 11$ см. Під впливом СВЧ випромінювання на зразки спостерігався їх нагрів. Ступінь нагріву залежала від тривалості впливу. Найбільша інтенсивність нагріву спостерігалась у зразків ПД-10/20Е стовбчастої форми. Дані по нагріву зразків для різної тривалості впливу на них СВЧ випромінювання наведено в табл. Остаточні явища у вигляді збільшення швидкості горіння баліститного палива, вочевидь, були зумовлені початком виділення NO_2 . Як видно з таблиці, сумішеве паливо, через 6 хвилин опромінювання спалахнуло під дією радіохвиль, довжиною 11 см, збільшуючих радіаційну і, відповідно, абсолютну температуру палива. Для таких хвиль спектральну інтенсивність випромінювання, або щільність потоку потужності, реального тіла, також як і аналогічну характеристику абсолютно чорного тіла, розраховують по формулі Релея-Джинса

Таблиця. Температура зразків ТП після опромінювання СВЧ [5].

Тип ТП	Зразок	Температура зразків ТП, °С, під час впливу СВЧ випромінювання, с						
		10	20	30	60	120	240	360
НДП-5А	стовпчики	–	–	–	–	20-25	30-35	–
	лопатки	–	–	–	–	–	25-30	–
ПД-10/20Е	стовпчики	–	–	–	25-30	30-40	50-60	Спалах
	лопатки	–	–	–	–	20-25	25-35	Спалах
МГТ-2П	стовпчики	–	–	–	–	20-25	25-30	–

$$I_{\lambda} = \frac{C_1}{C_2} \cdot \frac{T_{\lambda}}{\lambda^4}, \quad (1)$$

де λ – довжина хвилі випромінювання; T_{λ} – радіаційна температура; C_1 – перша постійна Планка = $3,74 \cdot 10^{-16}$ Вт·м²; C_2 – друга постійна Планка = $1,44 \cdot 10^{-2}$ м·К. Прийmemo, що висота стовпчика палива ПД–10/20Е становить 11 см, а діаметр 1 см. Відповідно – площа цього зразка $34,54$ см², а об'єм – $8,63$ см³.

Звідси може бути розраховано сумарну потужність опромінювання зразка палива ПД–10/20Е 240 с · $1,5$ кВт = 360 кДж. Відомо, [6], що енергія активації перхлорату амонію дорівнює $307,54$ кДж/моль. Тому, спалах сумішевого палива стався із затримкою, зумовленою низькою теплопровідністю ТРП, меншою ніж теплопровідність сталі в 100 разів. Перед цим, після 240 с нагріву температура лопатки з ПД–10/20Е дорівнювала температурі лопатки з НДП-5А і стовпчика з МГТ-2П. Всі ці палива розігрівалися СВЧ енергією однаково. Баліститне паливо не досягло потрібної температури 50° С для стійкого запуску і виходу двигуна на режим.

Метою даної роботи є збільшення швидкості горіння в каналі заряду твердопаливного ракетного двигуна у початковий період часу, якщо стартовий прискорювач оснащений РДТП на баліститному паливі.

Результати досліджень. Залежність швидкості горіння двохосновних твердих палив від масового вмісту NO_2 визначається формулою

$$U(P) = a \cdot \exp[b \cdot g_{\text{NO}_2}] \cdot P_k^v, \quad (2)$$

де a – коефіцієнт, що залежить від початкової температури палива; $b = 10,0$ для більшості палив; g_{NO_2} – масова концентрація окису азоту в баліститному паливі, в даному випадку. Із збільшенням вмісту NO_2 і калорійності палива зростає швидкість горіння [3].

В складі баліститного палива речовинами, які виділяють NO_2 є нітрогліцерин і нітроклетчатка. Температура спалаху нітрогліцерина також 200° С, чим пояснюється поява модифікованих баліститних твердих ракетних палив, в яких окислювачем є перхлорат амонію. Однак енергія активації запалення хімічних речовин становить більшу величину. Про це свідчать великі цифри потужності випромінювання – порядку мегавата на квадратний метр, в статті [7]. При цьому, в зале-

жності від тиску, при звичайних значеннях щільності і теплоємності порошу різниця початкових температур при проведенні вимірювань становить від десятків до двох сотень градусів [7]. Тобто, у згаданих в [5] експериментах для спалаху баліститного палива в димогазовій зоні не вистачило потужності випромінювання. Це говорить про те, що паливо НДП-5А не було модифікованим, тобто не містило перхлорату амонію. Тому цілком подальших досліджень є вирішення як організувати ріст концентрації NO_2 в процесі горіння в димогазовій зоні над поверхнею ТРП в початковий момент часу для скорішого спалаху паливного заряду і виходу двигуна на режим сталої роботи. Тобто – для скорішого запуску РДТП. Цей процес може бути організований попереднім заповненням КЗ нітрозними газами, які починаючи розкладатись при температурі вище температури повітря можуть створювати необхідну для горіння концентрацію NO над поверхнею ТРП. Тому слід очікувати позитивного ефекту від попереднього наповнення каналу заряду РДТП нітрозними газами з формулою NO_x , де x може дорівнювати 8,0. Для зберігання перед запуском тиск нітрозних газів в каналі заряду може бути невеликим $\sim 0,2$ МПа а початкова температура поверхні палива повинна бути порядку 50°C . При нагріві NO_x відбудеться розкладання нітрозних газів на NO_2 і проміжні продукти розпаду. Буде змінюватись вміст NO в газовій фазі, реакції в якій будуть призводити до збільшення температури і підвищення теплового потоку до поверхні горіння і, відповідно, до підвищення швидкості горіння твердого палива. Проте, нітрозні гази при запуску РДТП після вильоту заглушки з критичного перерізу сопла будуть швидко виходити із двигуна. За цей час відбудеться запуск і вихід РДТП на режим сталої роботи. Розглянемо це на прикладі стартового прискорювача ракети С-125 ПРД-36 (5С45), спорядженого 14-ма одноканальними шашками порошу. Час його роботи становить 4с. Діаметр прискорювача 0,55 м, а довжина $\approx 1,23$ м. Ракета, яку він прискорює, має масу 980кг при масі стартового прискорювача 407 кг [8]. На відмінність від комплексу С-125, ракета якого стартує з відкритих направляючих, зараз цей прискорювач використовується для іншої ракети, яка стартує із «труби» - транспортно-пускового контейнера (ТПК). Не зважаючи на деяку сферичність переднього днища і конусність соплового розрахуємо об'єм прискорювача, як циліндра $V=1,17\text{м}^3$. Різниця між фактичним об'ємом і розрахунковим буде компенсована додатковим тиском. Так як ПРД-36 був спроектований дуже давно, припустимо, що коефіцієнт заповнення паливом цього об'єму був 0,8. Тобто, під тиском в 1 атм. в ньому може знаходитись $1,17 \cdot 0,8 = 0,936$ м³ нітрозних газів. При спалюванні нітрозних газів температура на протязі всієї зони горіння не перевищує величин, при яких утворюються теплові NO_x - при температурах порядку 1000 К, [9], у той час, коли температура полум'я над ТРП може змінюватись від 1750 до 2756 К, [3]. Таким чином, розкладання NO_x може відбуватися ще до початку горіння палива. При запалюванні заряду нітрозні гази відбирають тепло на себе і знижують температуру у початковий момент. На виробництві азотної кислоти глибока воднокислотна абсорбція окислів оксиду азоту для каталітичного знешкодження починається при тиску 3.5 атм. Енергія активації каталітичного знешкодження, як хімічного процесу, менше ніж енергія активації процесу горіння. Значення енергії

активації процесу розкладання конденсованої фази і енергії активації в димогазовій зоні наведені в [3]. Значення енергії активації процесу розкладання конденсованої фази – 140 ± 2.1 кДж/моль, тобто, вищезгадана енергія опромінювання була достатньою для розкладання в зоні спінювання і це – термічна енергія, обумовлена нагрівом. Енергія активації в димогазовій зоні 33.4 ± 2.1 кДж/моль, що є енергією подолання порогу взаємодії хімічно реагуючих речовин, тобто енергія хімічної взаємодії.

Тоді складові NO_x виходять із складу суміші як окремі молекули. Для ефективного використання в КЗ прискорювача нітрозні гази повинні знаходитись в його вільному об'ємі під тиском 2 атм. – мінімальному значенню, з якого починається горіння баліститного ТРП. Запальний пристрій двигуна потрібно розміщувати в критичному перерізі сопла так, щоб після запалення і підвищення тиску в КЗ він вилетав назовні. Тоді у вільному просторі прискорювача тиск підніметься до 3.5 атм. а температура до 1000 К, що призведе до виділення з NO_x молекул NO_2 . При збільшенні NO_2 і тиску тепловий потік в зоні спінювання зростає і це призводить до збільшення швидкості горіння палива, [3]. Визначити щільність NO_x неможливо, бо це – суміш газів різного складу. Тому для розрахунків приймемо щільність NO_2 $\rho = 2.05 \cdot 10^{-3}$ кг/м³. Під тиском в 2 атм. в камері згорання ПРД-36 буде знаходитись приблизно 468 літрів, або 0.96 кг нітрозних газів. Припустимо, що запалювальний пристрій цього двигуна не є газогенератором (інакше він не вилетить через критичний переріз сопла), а розкидає пігулки горящої речовини по поверхні 14-ти шашок. Тоді вказані вище значення тиску і температури будуть досягнуті. Відповідно, питомий імпульс

$$I_{y0} \approx \omega_a = \sqrt{\frac{2n}{n-1} RT_k [1 - (p_a / p_k)^{\frac{n-1}{n}}]}, \quad (3)$$

де R – газова стала, Дж/моль·град; T_k - температура газоподібних продуктів в камері згорання; p_k - тиск в КЗ; p_a - тиск на зрізі сопла; n - середній показник ізоентропи розширення продуктів згорання в реактивному соплі.

Для двохатомних газів $n = 1,4$. Підставляючи в рівняння (3) значення для NO_x , одержимо $I_{y0} \approx \omega_a = 132.18$ м/с. Помножуючи цю швидкість на масу нітрозних газів, припускаючи, що вони будуть виходити з прискорювача протягом однієї секунди, розрахуємо момент кількості руху нітрозних газів $m_z \cdot \omega_a = 126,89$ кг·м/с, де m_z – маса газів продуктів згорання. Сумарна маса ракета + прискорювач дорівнює 1387кг.

За правилом постійності суми моментів кількості руху, за одну секунду ракета з прискорювачем переміститься на 0.09м. Об'єм газів, що вийде за цей час в ТПК буде трохи більше 0.02 м³. Тобто, 0,04 від об'єму NO_x в камері згорання. Інші 95% газів будуть горіти разом з ТРП. Це – крайній випадок. Реальний тиск на зрізі сопла буде більшим за атмосферний. Але він залежить від характеристики сопла прискорювача ПРД-36, яка не відома і явно розрахована на більшу масу продуктів згорання. Тому у подальших розрахунках будемо використовувати ту швидкість, що одержана вище, для приблизної оцінки. Для подальших розрахунків скористаємося співвідношеннями [10]

$$\sqrt{2 \cdot E} = \omega_a, \quad (4),$$

де ω_a – швидкість витікання 1кг продуктів згорання із сопла, м/с; E – кінетична енергія газу в КЗ;

$$m_z \cdot \Delta Q = E, \quad (5),$$

де ΔQ – питома кількість тепла.

По формулі (4) $E = 8735.77$ Дж. Тоді, за формулою (5) $\Delta Q = 9,09$ Дж/г.

Відомо, що молекулярна теплоємність для двоатомних газів $C_v = 20.74$ Дж/г·моль·°К. $\Delta Q / C_v = \Delta T = 0.438$ К – приріст питомої температури в КЗ. Тоді для 0.96 кг NO_2 приріст температури буде 420 К. Такий приріст температури стає наслідком додавання тепла ΔQ газам в камері згорання, результатом якого є кінетична енергія E газу в КЗ. Інша частина тепла, пропорційна $\Delta T = 1000 - 420 = 580$ К піде на підвищення внутрішньої енергії, яка буде передаватись поверхні баліститного ТРП. Пропорційно температурі паливу буде передаватись теплова енергія на рівні $E_1 \approx 12$ кДж, що становить приблизно 8,6% від енергії активації процесу розкладання конденсованої фази, наведеної вище, і може мати результатом збільшення швидкості горіння баліститного ТРП на приблизно 9%, як і у випадку нагріву твердого палива СВЧ випромінюванням. Як стверджується в [3], у двоосновних палив порівняно вузький діапазон регулювання швидкості горіння. Тому таке припущення – ймовірно. Цей ефект збільшення швидкості горіння може бути досягнутий при використанні будь якого нагрітого газу, проте саме тиск абсорбції і температура розкладання NO_x визначили параметри результату.

Висновки. Додавання нітрозних газів в КЗ прискорювача на баліститному ТРП або нітрогліцериновому пороху може мати результатом збільшення швидкості горіння на приблизно 9% , як і у випадку нагріву твердого палива СВЧ випромінюванням. Тільки цей процес буде проходити за 1с.

В даній роботі запропоновано збільшення швидкості горіння в каналі заряду твердопаливного ракетного двигуна у початковий період часу, якщо стартовий прискорювач оснащений РДТП на баліститному паливі шляхом попереднього заповнення камери згорання нітрозними газами. Наведені розрахунки свідчать про позитивний результат такого рішення.

Література

1. *Friend, D. G.* Speed of Sound as a Thermodynamic Property of Fluids. Experimental Methods in the Physical Sciences, Vol. 39, Academic Press, 2001. DOI: 10.1016/S1079-4042(01)80090-4
2. *Sokol G.I., Kozin V.S.* Assessment of the possibility of introducing a solid propellant accelerator P230 of the Ariane 5 rocket as a Helmholtz resonator. Космічна наука і технологія. 2024. №6 (151). С. 31-35. [https:// doi.org/10.15407/knit.2024.06.31](https://doi.org/10.15407/knit.2024.06.31).

3. *Aoki I., Kubota N.* Combustion wave structures of high and low energy double-base propellants. «AIAA Pap.» .1980, № 1165, 8 pp. DOI:10.2514/6.1980-1165
4. Спосіб напівнатурного моделювання роботи ракетного двигуна твердого палива. *Козін В.С.* Пат. 99129 Україна: МПК G01N 33/22, G01B 15/00, F02K 9/96. № и 2014 10647; заявл.: 29.09.2014, опубл. 25.05.2015, Бюл. № 10.
5. *Козлов А. Н., Мишлявкин А. М., Одинцов Ю. Т. и др.* Экспериментальное исследование воздействия СВЧ-излучения на образцы топлива твердотопливных ракетных двигателей // Известия Челябинского научного центра УрО РАН. 2007. Вып. 4(38). С. 14–18.
6. *Сарнер С.* Химия ракетных топлив: пер. с англ. М.: Мир, 1969. 488 с.:
7. *Novozhilov B. V.* Combustion of Energetic Materials in an Acoustic Field (Review) // Combustion, Explosion and Shock Waves. 2005. Vol. 41, No. 6. P. 709–726. DOI: 10.1007/s10573-005-0082-3.
8. *Ганин С., Коровин В., Карпенко А., Ангельский Р.* Ракетные комплексы ПВО страны. Авиация и космонавтика. 2012. №12. С.25-26.
9. *Lamoureux N., Desgroux P., El Bakali A., Pauwels J. F.* Experimental and numerical study of the role of NCN in prompt-NO formation in low-pressure CH₄-O₂-N₂ and C₂H₂-O₂-N₂ flames // Combustion and Flame. 2010. Vol. 157, № 10. P. 1929 –1941. doi:10.1016/j.combustflame.2010.03.013
10. *Орлов Б.В, Мазинг Г.Ю.* Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твёрдом топливе. М.: Машиностроение, 1979. 390 с.

Дата надходження: 15.01.2026

Дата прийняття до друку: 17.04.2026

Дата публікації: 28.05.2026

V. S. Kozin

Increase of speeds burning of solid propellant filling by gases oxides of nitrogen NO_x of combustion chamber

Summary

Work is sanctified to the increase of speed of burning of solid propellant (SPRE) in initial moment of time in the channel of charge of SPRE. It is conditioned by that the rocket engines of the starting accelerating must be equipped by quickly burning gunpowders. The variant of dual-mode SPRE is select as a starting accelerating that does not need the change of form of channel of fuel charge. As a base estimation comparison over of energies of heating of charge of hard rocket fuel is brought by different facilities: by a radiation and filling of channel of charge by oxidizing or combustible gases. The analysis of the tests is conducted from heating of standards fuels in combustion chamber (CC) of super high frequency solid rocket propellant (SRP) to the radiations. On the results of power analysis of these experiments the shown insufficiency of such method of heating is for the operative start of rockets. This analysis was conducted also for estimation of influence on the start of rocket engine of the previous filling by gases oxides of nitrogen NO_x of combustion chamber. In initial moment of decomposition NO_x will take place quicker than warmed decomposition of glycerines nitrite, that is in SRP. At an

offer chart mixture of gases is heated by the used for setting fire device more effective than hard rocket fuel that has a subzero heat-conducting. The aim of the work is an increase of speed of burning of solid-propellant rocket engines (SPRE) in the channel of charge. The methods of calculation of internal ballistics parameters are used in a combustion chamber of rocket engine of solid-propellant. An imaginary situation is considered, when in the process of inflammation of charge there are simultaneously absorption and decomposition of gases oxides of nitrogen that fill the channel of charge. The positive effect of change of dynamics of start is expected from filling of channel of charge of SPRE by of gases oxides of nitrogen on the example of the starting accelerating that is now used. As a result the increase of speed of exit is educed on the mode of permanent operations of the starting accelerating on a nonmetallic fuel. A scientific novelty consists in the simultaneous use of pressure of absorption and temperature of decomposition of gases oxides of nitrogen in the calculation of process of start of the starting accelerating on nonmetallic of SRP, that is an artificial design. A practical value consists in possibility of more rapid start of one of rockets by means of the starting accelerating that is now used. Results can be drawn on for creation of quickly burning of SRP of ramjets of antitank grenades and mortar mines, that must abandon the barrels of armaments very quickly.

Keywords: *rocket engine, solid propellant, starting accelerating, gases oxides of nitrogen, pressure of absorption, temperature of decomposition.*