УДК 536.46 https://doi.org/10.15407/itm2021.01.063

В. С. КОЗІН

ВПЛИВ ТЕРМОГАЗОДИНАМІЧНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ЧАСТОК ТВЕРДОГО РАКЕТНОГО ПАЛИВА НА ШВИДКІСТЬ ЙОГО ГОРІННЯ

Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, Дніпро, 49005, Україна; e-mail: vako@i.ua

Метою цієї роботи є виключення можливості вибуху ракетного двигуна, працюючого на швидкогорящому твердому паливі. Використані міркування по аналогії з раніш проведеними експериментами. Наведено різні варіанти збільшення швидкості горіння палива в камері згоряння ракетного двигуна твердого палива. Дано приклади того, як швидкість горіння твердого ракетного палива залежить від розмірів часток металевого пального і окислювача. Проаналізовано причину нестабільного горіння твердого ракетного палива при високих значеннях тиску в камері згоряння, що обумовлено нестабільністю горіння газової фази на околицях точки біфуркації. Теорію нестаціонарного горіння пороху академіка Я.Б. Зельдовича застосовано для аналізу динаміки вибуху маршового твердопаливного двигуна ракети «Грім-2». Застосування такого методу аналізу раніше невідомо. Висловлена версія зв'язаності цього явища з дисперсністю перемелення алюмінію дозволяє збільшити швидкість горіння в камері згоряння твердопаливного двигуна без підвищення тиску і, тим самим, уникнути досягнення околиці точки біфуркації. Розглянуто процес горіння твердого палива з різною дисперсністю алюмінію. Визначені і обґрунтовані найбільш оптимальні розміри часток металевого пального і окислювача для виключення можливого вибуху. У разі використання в паливі субмікронного алюмінію, відбувається підключення додаткової енергії активації випаровування перхлорату амонію, що обумовлено інфрачервоним випромінюванням частинок алюмінію при відповідній радіаційній температурі. Таким чином, відбувається збільшення газоприходу в канал заряду, що перешкоджає пригніченню сублімації перхлорату високим тиском. Це важливо, коли конструкційні матеріали кокону двигуна не можуть витримувати високий тиск в каналі заряду. Такий підхід підвищує стійкість і швидкість горіння твердого палива. Показана неможливість використання для ракети «Грань» того ж твердого палива, що і в составі двигуна ракети «Грім-2». Запропоновано збільшувати швидкість горіння включенням в состав твердого ракетного палива дрібнодисперсного алюмінію.

Ключові слова: *тверде ракетне паливо, камера згоряння, ракетний двигун твердого палива, швидкість горіння, перхлорат амонію.*

The aim of this work is to eliminate the explosion possibility of a rocket engine that operates on a fast-burning solid propellant. The problem is considered by analogy with experiments conducted earlier. Various ways to increase the propellant combustion rate are presented. Examples of how the solid propellant combustion rate depends on the metal fuel and the oxidizer particle size are given. It is shown that unstable combustion of a solid propellant at high combustion chamber pressures is due to unstable combustion of the gas phase in the vicinity of the bifurcation point. Zeldovich's theory of nonstationary powder combustion is applied to analyzing the explosion dynamics of the Hrim-2 missile's solid-propellant sustainer engine. This method of analysis has not been used before. The suggested version that this phenomenon is related to the aluminum particle size allows one to increase the combustion rate in the combustion chamber of a liquid-propellant engine, thus avoiding the vicinity of the bifurcation point. The combustion of solid propellants differing in aluminum particle size is considered. The metal fuel and the oxidizer particle sizes most optimal in terms of explosion elimination are determined and substantiated. The use of submicron aluminum enhances the evaporation of ammonium perchlorate due to the infrared radiation of aluminum particles heated to an appropriate radiation temperature. This increases the gas inflow into the charge channel, thus impeding the suppression of ammonium perchlorate sublimation by a high pressure, which is important in the case where the engine body materials cannot withstand a high pressure in the charge channel. This increases the stability and rate of solid propellant combustion. It is shown that the Hrim-2 missile's solid propellant cannot be used in the Hran missile. The combustion rate is suggested to be increased by using fine-dispersed aluminum in the solid propellant.

Keywords: *solid rocket propellant, combustion chamber, solid-propellant rocket emgine, combustion rate, ammonium perchlorate.*

Вступ. На сьогоднішній день є необхідність збільшення швидкості горіння палива маршового двигуна ракети «Грань». Цей результат може бути досягнутий або підбором дисперсності частинок твердих ракетних палив, або збільшенням тиску в камері згоряння (КЗ). Важливим параметром забезпечення заданої швидкості горіння є дисперсність частинок алюмінію. І ось чому. Існує спосіб створення твердих ракетних палив (ТРП) на основі вибухових речовин з додаванням великої кількості каталізатора близько (2 – 3) % для переходу від детонаційного горіння до дефлаграційного. Характерною особливістю горіння таких порохів є можливість вибуху при невеликому короткочасному збільшенні тиску в камері згоряння. Причини «стрибка тиску» можуть бути різними: збільшення швидкості горіння внаслідок турбулентності полум'я, миттєве припинення горіння і відразу ж займання перхлорату амонію (ПА) при перевищенні певного рівня тиску в КЗ, підключення нерозрахованої поверхні горіння.

Постановка задачі. Очевидно, що в твердому ракетному паливі, в силу його теплоінерційності, обумовленої низькою теплопровідністю, миттєвого припинення та поновлення процесу горіння не буде. Зменшення швидкості горіння до мінімуму і подальше зростання швидкості горіння може бути тільки в газовій фазі, де високий тиск в КЗ зменшує до мінімуму процес сублімації перхлорату амонію. Газова фаза горіння має нестаціонарні властивості.

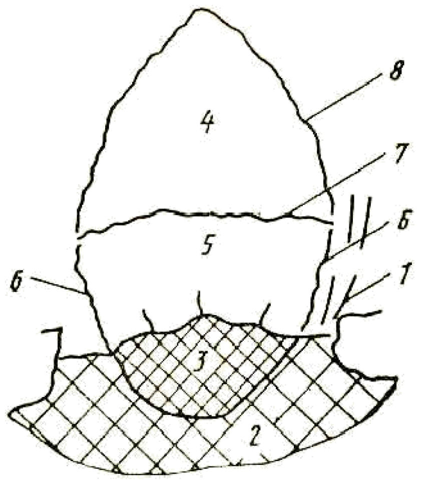
При дослідженні стійкого горіння пороху слід виділяти два різних часових масштаби, що визначають перехід з одного режиму горіння в інший: час газової фази і час прогрітого шару пороху [1]. Властивості газової фази горіння враховуються через граничні умови на поверхні пороху [1].

Як варіант миттєвого припинення горіння і займання ПА при використанні в паливі крупнодисперсного алюмінію розглянемо випадок зменшення швидкості горіння до мінімуму і подальшого миттєвого збільшення швидкості горіння в газовій фазі. Для горіння в твердій фазі відомо [2], що частинки алюмінію діаметром 90 мкм можуть спалахнути на поверхні палива, якщо швидкість горіння палива не перевищує ~ 2 мм/с. Для частинок алюмінію діаметром 24 мкм цій умові відповідає гранична швидкість горіння палива 6 мм/с. Очевидно, що частинки алюмінію діаметром від 40 до 60 мкм будуть з'являтися на поверхні палива палаючими при швидкості горіння від 2 до 6 мм/с. Збільшення швидкості горіння в цьому випадку можливо додаванням в паливо ще більшої кількості каталізатора або підбором дисперсності частинок окислювача. Існує так само спосіб збільшення швидкості горіння ТРП збільшенням тиску в КЗ.

Відомо [2], що в разі палива з крупнодісперсним окислювачем (діаметром частинок > 100 мкм) і тому відносно низькою швидкістю горіння, зміна розміру часток алюмінію слабо впливає на швидкість горіння палива. Додання часткам алюмінію круглої форми з метою ущільнення компонування палива і збільшення в ньому вмісту алюмінію призводить до того, що більше витрачається тепла на нагрів і розплавлення частинок алюмінію і тим менше швидкість горіння палива [2]. При цьому [2], домінуючий вплив на швидкість горіння палива надає полум'я горіння перхлората амонію як монопалива.

Відповідно до моделі горіння ТРП Бекстеда–Дорра–Прайса (БДП) полум'я горіння перхлорату амонію як монопалива є одним з конкуруючих пламен [3]. Схема моделі конкуруючих видів полум'я приведена на рис. 1 [3]. Але [2] при діаметрі часток окислювача більше 20 мкм одночасно проявляється теплова дія чотирьох видів полум'я, включаючи полум'я горіння частинок алюмінію.

Як видно з малюнка, горіння на поверхні палива створює одне полум'я, а горіння парів окислювача, отриманих сублімацією ПА, створює інше полум'я. Про вплив теплового випромінювання палаючих мікродісперсних частинок алюмінію на збільшення швидкості горіння ТРП говорилося в [4]. У згадуваних тоді експериментах швидкість горіння вдалося збільшити в 2 рази.



1,5 – продукти розкладання пального і окислювача ПА; 2 – пальне; 3 – окислювач; 4 – O_2 і інші продукти розкладання; 6 – первинне полум'я; 7 – продукти розкладання ПА; 8 – кінцеве полум'я [3]

Рис. 1 – Схема моделі конкуруючих видів полум'я

Відомо [5], що нестійкий, пульсуючий режим горіння ПА, що супроводжується зменшенням секундної маси палаючого окислювача, починається при тиску (14 – 15) МПа і знову переходить в сталий режим при (28 – 50) МПа. Графік залежності швидкості горіння окислювача від тиску наведено на рис. 2 [5]. На цьому графіку величини маси горіння палива на осі ординат не позначені тому, що для двигунів різної тяги вони різні. Графік відображає лише загальну тенденцію.

Горіння в областях 1, 2, 4 стійке і характеризується позитивним значенням похідної $\partial m_{гор.}/\partial p$. Горіння в області 3 нестійке і може мати пульсуючій характер [5]. При цьому, мінімальній швидкості горіння на цьому графіку відповідає точка при тиску 220 атм. Очевидно, вона є точкою біфуркації (точкою, де змінюється число рішень). Відповідно до книги академіка Я. Б. Зельдовича [1], в цій точці одному і тому ж значенню похідної температури біля поверхні палива відповідають дві різні швидкості горіння в газовій фазі.

Як показано в [3], граничні відхилення тиску, розходу і тяги РДТП можуть становити (5 – 8) %, а питомого імпульсу не більше 1 %. Отже, якщо номіна-

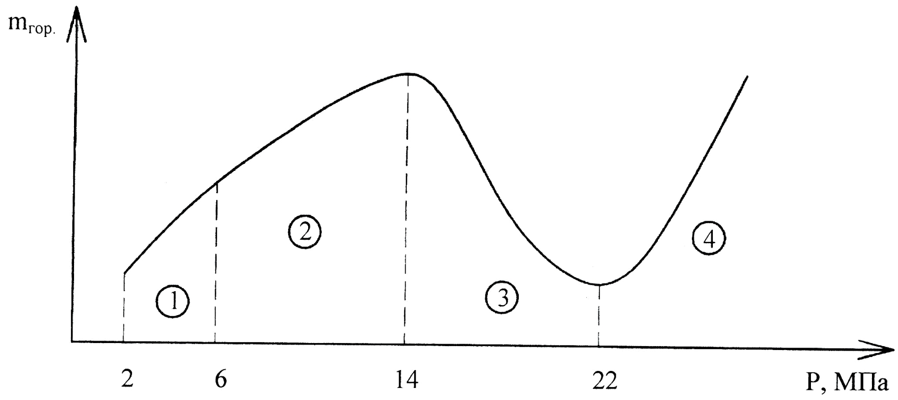


Рис. 2 – Залежність швидкості горіння ПА від тиску [5]

льний тиск в КЗ РДТП дорівнює 13 МПа, то з урахуванням згаданих граничних відхилень тиск може досягти 14 МПа, як на рис. 2. Але питання про стійкість горіння виникає в околиці точки біфуркації – точки нестійкості [1].

За роботою Я. Б. Зельдовича, причину нестійкості можна пояснити наступним чином. При зменшенні швидкості горіння зменшується температура горіння, що веде до подальшого зменшення газоприходу і зриву горіння. Подальше збільшення газоприходу веде до збільшення температури, що призводить до нового збільшення газоприходу (нестійкість) [1]. Цей перехід відбувається за час, порівнянний з характерним часом газової фази, тобто при використанні моделі квазістаціонарної газової фази миттєво [1].

При вогневих стендових випробуваннях маршового двигуна ракети «Грім-2» тиск в КЗ постійно збільшувався до 180 атм., після чого на кривій зміни тиску від часу був зафіксований стрибок тиску до 250 атм. Точку біфуркації було пройдено. Стався вибух. Причиною вибуху було, очевидно, не підключення нерозрахованої поверхні горіння, так як в цьому випадку горіння йде в твердій фазі і тиск зростає більш повільно, а тривале попереднє підвищення тиску і поява нестійкості горіння в газовій фазі.

Варіант вирішення завдання. Існує два режими горіння перхлората амонію. При диференціальному термічному аналізі перетворень ПА можна спостерігати екзотермії при (270 – 275)°С (розкладання) і вище 400°С, коли швидкість сублімації стає більше швидкості розкладання в твердій фазі [6]. Термічний розклад перхлорату амонію починається при температурі близько 200°С [6]. При температурах нижче 300°С відбувається реакція розкладання виду

$$4NH_4ClO_2 \rightarrow 2Cl_2 + 3O_2 + 8H_2O + 2N_2O, \quad (1)$$

а при температурі вище 350°С [5]

$$2NH_4ClO_4 \rightarrow Cl_2 + O_2 + 4H_2O + 2NO. \quad (2)$$

При температурі менше 240°С енергія активації реакції розкладання дорівнює 29,6 ккал/моль, а при температурі вище 240°С – 18,9 ккал/моль. В інтервалі температур (400 – 440)°С енергія активації дорівнює 73,4 ккал/моль [6]. Ця енергія активації термічного розкладання тісно пов'язана з результуючою швидкістю горіння складових, для яких розкладання окислювача є критичним фактором [6]. У ряді випадків [7] енергія активації випаровування дорівнює енергії активації утворення тріщин, коли збільшується поверхня газоприходу. Величини енергії активації входять в формулу Арреніуса

$$U = U_o \cdot \exp\left(-\frac{E_o}{R \cdot T}\right), \quad (3)$$

де U_0 – деякий коефіцієнт з розмірністю швидкості горіння, що є частотним фактором і характеризує частоту зіткнення реагуючих молекул; E_0, R – відповідно енергія активації для твердої фази і універсальна газова постійна, R = 8,32 Дж/град·моль; T – температура поверхні.

Відповідно – змінюється швидкість горіння. Дія тиску в КЗ РДТП позначається на швидкості сублімації ПА. Але висока температура частинок алюмінію виключає можливість припинення горіння палива. Існує значення швидкості горіння ТРП, при якому температура частинок алюмінію максимальна [2]. Наприклад, в разі частинок алюмінію діаметром 6 мкм максимуму температури частинок відповідає швидкість горіння палива ~ 10 мм/с [2]. При використанні в паливі субмікронного (з розмірами менше 1 мкм) алюмінію відбувається [4] поява додаткової, по відношенню до теплопередачі і конвективного теплообміну, енергії активації випаровування окислювача під дією інфрачервоного випромінювання, збільшення газоприходу до каналу заряду, яке протидіє заглушенню сублімації окислювача високим тиском, чим і пояснюється збільшення швидкості горіння ТРП в два рази, як це було показано в [8]. Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України з 2011 року пропонував виготовити за нашими кресленнями і випробувати експериментальну установку для струминного подрібнення алюмінію стисненим азотом. В даний час Павлоградський хімічний завод (ПХЗ) використовує для визначення розмірів частинок алюмінію просіювання через сито з мінімальним розміром комірки 45 мкм. Отже, мінімальний розмір часток алюмінію, який ПХЗ може підмішувати в тверде паливо – 40 мкм, що не робить ніякого впливу на швидкість горіння пороху [8]. У нашому інституті були отримані частки алюмінію розміром 2 мкм. Для визначення таких розмірів частинок використовуються електронно-мікроскопічний, рентгенодифракційний і рентгенівський фотоелектронний спектроскопічний види аналізу на обладнанні та установках в ВУЗах і науково-дослідних інститутах України. У тому випадку, якщо наша установка буде випробувана, може бути отримана дисперсність частинок алюмінію 2,5 мкм і, відповідно, крива швидкості горіння, як у Міланському політехнічному університеті [8].

Висновки. Таким чином, для того щоб променисте тепловиділення від згоряння алюмінію могло впливати на збільшення швидкості горіння палива, необхідно використовувати в ТРП порошкоподібний алюміній дрібних фракцій [2]. При використанні в паливі крупнодисперсного алюмінію діаметром частинок від 40 до 60 мкм швидкість горіння зменшується, відповідно до [4] променистий теплообмін не впливає на енергію активації ПА, під дією високого тиску в КЗ можлива поява нестійкості процесу горіння. Це може бути однією з причин вибуху двигуна. Отже, застосування в маршовому двигуні ракети «Грань» того ж палива, що і в «Грім-2», зі збільшенням швидкості горіння підвищенням тиску в КЗ, неможливо. Пропонується підвищувати швидкість горіння твердого палива в цьому двигуні включенням в состав палива алюмінію з дисперсністю менше 2 мкм.

1. *Зельдович Я. Б., Лейпунский О. И., Либрович В. Б.* Теория нестационарного горения пороха: монография. М.: Наука, 1973. 132 с.
2. *Osborn I. R., Renie I. P.* Temperature and pressure sensitivity of aluminized propellants. AIAA Pap. 1980. № 1166. 15 p.
3. *Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П.* Теория ракетных двигателей: монография. М.: Машиностроение, 1989. 463 с.
4. *Козин В. С.* Особенности горения твёрдых ракетных топлив с микродисперсным и наноалюминием. Фізика аеродисперсних систем. 2019. Випуск 56. С. 91–96. https://doi.org/10.18524/0367-1631.2019.56.170839
5. *Гумницкий В. П. Арестов А. П., Серебрянский В. Н.* Основы теории горения твёрдых топлив: учебное пособие. Дніпропетровськ: Видавництво ДДУ, 1993. 163 с.
6. *Сарнер С.* Химия ракетных топлив: пер. с англ. М.: Мир, 1969. 488 с.
7. *Аввакумов Е. Г.* Механические методы активации химических процессов. Новосибирск: Наука, Сибирское отделение, 1986. 303 с.
8 *Де Лука Л. Т., Гальфетти Л., Северини Ф., Меда Л.* и др. Горение смесевых твердых топлив с наноразмерным алюминием. Физика горения и взрыва. 2005. Т. 41, № 6. С. 80–93. https://doi.org/10.1007/s10573-005-0080-5

Отримано 11.02.2021,
в остаточному варіанті 11.03.2021