

УДК 536.46

Козін В.С.

Інститут технічної механіки НАНУ і ДКАУ, м. Дніпро, Україна

E-mail: yako@email.ua

Про можливу причину пульсацій тиску в камері згоряння твердопаливного прискорювача Р230 ракети «Аріан-5»

Зроблено припущення причин пульсацій тиску в камері згоряння твердопаливного прискорювача ракети «Аріан-5». Припущення заключається в тому, що палаючі краплі розпеченого алюмінію є джерелом теплового випромінювання, радіаційна температура якого пропорційна енергії активації випаровування окислювача- перхлорату амонія і це, спричиняє збільшену швидкість горіння твердого ракетного палива і появу пульсацій тиску в камері згоряння. Результати розрахунків французьких і пакістанських дослідників проаналізовані і порівняні з розрахунками автора. В результаті авторських розрахунків було показано, що розміри крапель алюмінію можуть бути розмірами напівхвильових вібраторів – антен інфрачервоного випромінювання. В процесі горіння відбувається швидке і безперервне змінення довжини їх хвилі і енергії активації випаровування перхлорату.

Ключові слова: променистий теплообмін, пульсації тиску, нестабільність швидкості горіння, енергія активації випаровування.

Введення. На протязі 30 років існує проблема несталої роботи твердопаливних стартових прискорювачів космічної ракети «Аріан-5». Приблизно з 60-ої секунди польоту в камері згоряння виникають низькочастотні пульсації тиску з першою модою частоти від 20.0 до 22.0 Гц, а біля 75с польоту – з другою модою частоти від 40.0 до 42.0 Гц [1]. Численні намагання дати пояснення цьому явищу не мали успіху [1,2,8]. Мета цієї статті - виявлення і усунення пульсацій тиску в КЗ РДТП прискорювача Р230 «Аріан 5». Пульсації тиску у двох таких прискорювачах, що летять у зв'язці з першою ступенню «Аріан 5», оснащеною рідинним реактивним двигуном, викликають повздовжню нестійкість польоту всієї ракети. При цьому, просто кажучи, рідкі компоненти палива внаслідок коливань можуть визвати нестійку роботу двигуна першої ступені, двигун зупиниться і «Аріан 5» впаде. Принаймі один аварійний пуск «Аріан 5» з цієї причини був.

Обговорення проблеми. В згаданих [1,2,8] роботах міститься інформація про вплив частинок алюмінію на появу нестабільності і зміну середньоквадратичного тиску від 0 до пікового значення. При цьому, механізм впливу частинок різного розміру на стабільність горіння ТРП не розглядався. В [2] було зроблено висновок, що розмір часточок алюмінію сам по собі не такий важливий, а значить їх концентрація ролі не відіграє, а визначним фактором є товщина зони горіння. Можливо, автори [2] вважали, що внаслідок малої маси часточок алюмінію ентропія буде дуже мала. Але не приймали до уваги ентропію теплового випромінювання цих частинок і пов'язані з нею зміни швидкості горіння. Це питання обговорювалось в [3]. Метою цієї роботи є оцінка достатнос-

ті впливу теплового випромінювання палаючих часток алюмінію на збільшення енергії випаровування окислювача і, відповідно – на збільшення швидкості горіння твердого ракетного палива (ТРП) і появи пульсацій тиску в камері згорання (КЗ).

Розсіювання і поглинання теплового випромінювання визначають частинки алюмінію діаметром d від 2 мкм до 10 мкм, тобто в діапазоні інфрачервоного випромінювання [4]. Знання довжини хвилі дозволяє розрахувати спектральний тепловий потік випромінювання від мікронного алюмінію до поверхні палива за формулою Віна

$$I_{\lambda} = \frac{2C_1}{\lambda^5} \exp\left[-\frac{C_2}{\lambda T_{\lambda}}\right], \quad (1)$$

де I_{λ} – спектральна щільність потоку потужності випромінювання; T_{λ} – радіаційна температура частинок алюмінію; λ – довжина хвилі випромінювання; C_1 – перша постійна Планка; C_2 – друга постійна Планка.

Зв'язок між реальною температурою T і радіаційною T_{λ} визначається наступним співвідношенням [5]

$$\frac{1}{T} - \frac{1}{T_{\lambda}} = \frac{\lambda}{1.4380} \cdot \ln \varepsilon(\lambda, T), \quad (2),$$

де $\varepsilon(\lambda, T)$ – випромінювальна здатність робочого тіла при температурі T на довжині хвилі λ випромінювання, що залежить від розмірів частинок алюмінію. Вважаючи в формулі (2), що частинка алюмінію мікронного розміру знаходиться в стані термодинамічної рівноваги, приймаємо випромінюючу здатність рівною коефіцієнту чорноти: $\varepsilon(\lambda, T) = 0.19$. Будемо вважати, що енергетична світність частинок металевого пального буде дорівнювати енергетичній освітленості палива, біля якого горить алюміній. Це означає, що має бути пропорційність між величиною зворотної спектральної щільності потужності теплового випромінювання частинок алюмінію і швидкістю горіння решти палива, в першу чергу – перхлорату амонію.

Термін «пропорційність» визначається таким чином: щільність перхлорату амонію $\rho_{\text{па}} = 1.95 \text{ г/см}^3$; молекулярна маса ПА $\mu = 117 \text{ г/моль}$, тобто – в газовому становищі 1 моль перхлорату амонію займає об'єм 60 см^3 у нормальних умовах.

Беручи числовий коефіцієнт в знаменнику правої частини формули (1) рівним постійній C_2 , отримаємо запис формули Віна

$$I_{\lambda} = \frac{2C_1}{\lambda^5} \exp\left[-\frac{C_2}{\lambda T_{\lambda}} + 1.66\right]. \quad (3)$$

Ця формула відрізняється від (1) додатковим доданком 1.66, так як враховує ступінь чорноти алюмінію, що дорівнює 0.19.

Потік потужності випромінювання, що припадає на одиницю площі при фіксованому обсязі камери згорання, збільшується зі збільшенням загальної кількості випромінюючих частинок алюмінію.

В [2] на основі двофазних розрахунків потоку було показано, що краплі розпеченого алюмінію діаметром 30 мкм згоряють до остатку розміром 3 мкм, а

краплі часточок діаметром 125 мкм згоряють до остатку розміром 60 мкм. В обох випадках йдеться про відсутність агломерації часточок в процесі горіння. Відомо, [6], що в аерокосмічній галузі Італії для виготовлення ТРП використовують часточки алюмінію з дисперсністю 30 мкм, тому прискорювач Р230 був спроектований дуже ретельно.

За умови правильності наведених в [2] розрахунків, часточки алюмінію з дисперсністю 3 мкм можна розглядати як напівхвилеві вібратори електромагнітного теплового випромінювання інфрачервоного діапазону. Тоді довжина хвилі в рівнянні (3) $\lambda=6$ мкм.

Результати розрахунку по формулі (3) приведено на рис.1. Одержана в результаті розрахунку характеристика показує, що потужність випромінювання інфрачервоного діапазону не тільки дорівнює енергії активації випаровування для твердої фази окислювача – перхлорату амонію, але і значно перевищує цю величину 307.546 кДж/моль.

Відомо, що енергія активації випаровування перхлората амонію в інтервалі температур від 400 до 440 °С дорівнює 307.546 кДж / моль [7]. При цьому, температура часточок алюмінію буде пропорційна температурі горіння в КЗ РДТП. В [3] було встановлено, що випромінювання інфрачервоного діапазону часток є джерелом збільшення швидкості горіння ТРП по формулі Арреніуса

$$U = U_o \cdot \exp\left(-\frac{E_o}{R \cdot T}\right), \quad (4)$$

де U_o – деякий коефіцієнт з розмірністю швидкості горіння, є частотним фактором, що характеризує зіткнення реагуючих молекул, мм/с; E_o – енергія активації для твердої фази; R – універсальна газова постійна; T – температура поверхні горіння.

В свою чергу, збільшення швидкості горіння призводить до збільшення тиску в КЗ за формулою

$$U(P) = U_1 P^v, \quad (5)$$

де $v < 1.0$; P – тиск в камері згорання; U_1 – константа, залежна від природи палива і початкової температури.

Збільшення швидкості горіння призводить до збільшення входу маси продуктів згорання в КЗ. На думку пакистанських дослідників цей процес має періодичний характер по формулі [8]

$$\dot{m} = 66.3 + 22.1 \cdot \sin(2\pi \cdot f \cdot t), \text{ кг/м}^2 \cdot \text{с} \quad (6),$$

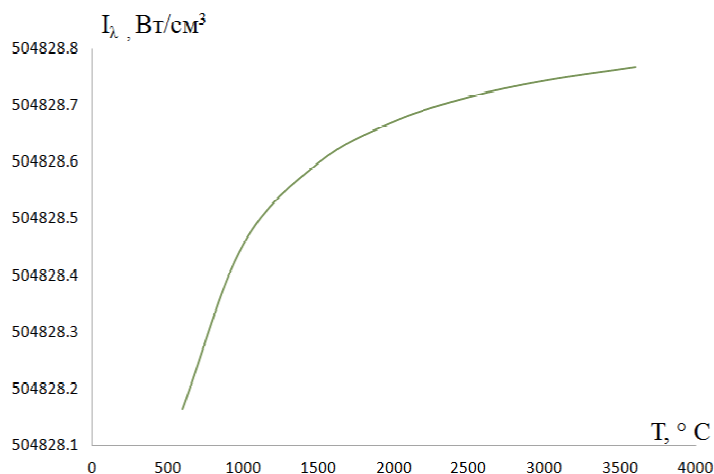


Рис. 1 Залежність I_λ алюмінію від радіаційної температури по формулі Віна

де f – частота, а t – час, m – масова швидкість приходу продуктів згоряння в КЗ.

В результаті розрахунків внутрішньо балістичних характеристик одного з твердопаливних двигунів було отримано частоту 66.37 Гц появи часток алюмінію на поверхні палива. При цьому послідовно розраховувались акустичні характеристики твердого ракетного палива. Річ у тому, що у твердих тілах поширюються і поздовжні та попе-речні хвилі, що активують випаровування перхлорату амонію (ПА) з поверхні ТРП і також збільшують швидкість горіння. З погляду викладеного в [3], дія поперечних хвиль представляється більш ефективною. Для цього необхідно забезпечити, амплітуду коливань, достатню для ефективного перебігу процесу горіння, що незначно змінюється в процесі роботи. Поперечні називаються ще зсувними, оскільки до формули швидкості звуку таких хвиль входить модуль зсуву.

$$c_t = \sqrt{\frac{G}{\rho_{mn}}} \quad (7)$$

де c_t – швидкість звуку для поперечних хвиль, м/с, G – модуль зсуву, Па [9], ρ_{mn} – в данному випадку – щільність ТРП, відома з [7] для палива із вмістом алюмінію 19 вагових %. $\rho_{mn} = 1,74 \text{ г/см}^3$.

У формулу для модуля зсуву входять дотичні напруги $G \sim F$, де F – сила поверхневої напруги. Уздовж поверхні палива в КЗ РДТТ рухається потік газів продуктів згоряння пульсуючий з високою частотою. Процес руху продуктів згоряння вздовж поверхні, що горить, палива в камері РДТТ є нестабільним, тобто, таким, при якому всі параметри газового потоку в деякій довільній точці потоку змінюються з часом [10]. Пульсуючий потік продуктів згоряння вздовж поверхні палива – це наслідок коволюму газів і властивій йому зміни швидкостей звуку. Коволуом газів – змінний склад продуктів згоряння палива, що і є причиною змін швидкості звуку і повздовжніх коливань тиску з частотою більше $1,6 \cdot 10^5$ Гц.

Для палива модуль пружності (Юнга) відомий з [11] і звідти відомий коефіцієнт Пуассона. Слід можна розрахувати модуль зсуву палива на основі бутадієна та акрілової кислоти по формулі

$$G = \frac{E}{2(1+\gamma)}, \quad (8),$$

де E – модуль Юнга, γ – коефіцієнт Пуассона.

$$\text{Тоді } G_{mn} = \frac{85 \cdot 10^5}{2 \cdot (1+0.47)} = 28.31 \cdot 10^5 \text{ Па. Для органопластика } G_{on} = 2.0 \text{ ГПа,}$$

$$\rho_{on} = 1380 \text{ кг/м}^3.$$

Для розрахунку коефіцієнта відображення ультразвуку визначимо хвилеві опори тих середовищ, якими він проходить. За відсутності дисперсії швидкості звуку хвилевий опір не залежить від форми хвилі та визначається формулою:

$$Z = \rho \cdot c_{сер} \quad (9)$$

де Z – хвилевий опір, $\text{кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$, ρ – щільність, $\text{кг}/\text{м}^3$, $c_{сер}$ – швидкість звуку в середовищі, м/с, [9].

Для твердого палива $c_{\text{тп}} = \sqrt{\frac{28.31 \cdot 10^5}{1740}} = 40.76$ м/с, а для органопластика

$$c_{\text{оп}} = \sqrt{\frac{2.0 \cdot 10^9}{1380}} = 1203.85 \text{ м/с.}$$

Крім того, існує ще одна формула, що зв'язує коливальну швидкість зі звуковим тиском

$$\dot{\xi} = \Delta P / Z_s \quad (10),$$

де Z_s – питомий акустичний опір (акустична жорсткість); $\dot{\xi}$ – коливальна швидкість часток середи; ΔP – збільшення тиску в КЗ.

За цією формулою отримуємо такий самий результат, що й за формулою (9). Таким чином, акустична жорсткість – те й саме, що хвилевий опір. Відповідно, хвилеві опори твердого палива і органопластика будуть дорівнювати

$$Z_{\text{тп}} = 1740 \cdot 40,76 = 70926,8; Z_{\text{оп}} = 1380 \cdot 1203,85 = 1661313.$$

Коефіцієнти віддзеркалення та проходження будуть визначатися таким чином

$$S = \frac{Z_2 - Z_1}{Z_2 + Z_1}, \quad (11),$$

де S – коефіцієнт віддзеркалення звукового тиску; Z_1 – хвилевий опір першої речовини, у якій поширюється звукова хвиля, кг/(м²с); Z_2 – хвилевий опір другого середовища, в яке проходить звукова хвиля, кг/(м²с).

Тоді, на кордоні палива і стінки кокона РДТП

$$S = \frac{1661313 - 70926.8}{1661313 + 70926.8} = 0.918.$$

$$D = \frac{2 \cdot Z_2}{Z_2 + Z_1}, \quad (12),$$

де D – коефіцієнт проходження звукового тиску.

За формулою (12) отримуємо $D = 1.91$. Тобто можливе посилення звукового тиску при проходженні через кокон РД. Вочевидь це стосується невіддзеркаленої частини звукового тиску. Слід зазначити також, якщо й друге середовище акустично «м'якше», тобто $Z_1 > Z_2$, то при віддзеркаленні фаза хвилі змінюється на 180° [9].

Коефіцієнт пропускання енергії з одного середовища в інше визначається відношенням інтенсивності хвилі, що проходить в другу середу, до інтенсивності падаючої хвилі

$$\tau = \frac{4 \cdot Z_2 \cdot Z_1}{(Z_2 + Z_1)^2}. \quad (13)$$

За цією формулою $\tau = 0.157$.

З метою поліпшення аеродинамічних характеристик органопластиковий кокон РДТП зовні покривається тонким шаром алюмінію, що є корпусом ракети. Швидкість поперечної хвилі для алюмінію відома з [12]

$$c_{\text{ал}} = 3130 \text{ м/с}$$

Хвилевий опір $Z_{ал} = 2700 \text{ кг/м}^3 \cdot 3130 \text{ м/с} = 8451 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^2 \cdot \text{с}$. Тоді, на кордоні алюмінію і стінки кокона РДТП за формулою (11) отримуємо $S = 0.671$ – коефіцієнт віддзеркалення. Коефіцієнт віддзеркалення малий. Коефіцієнт проходження звукового тиску визначаємо по формулі (12) $D = 1.67$.

Тобто можливе посилення звукового тиску при проходженні через оболонку РД. Вочевидь це стосується невіддзеркаленої частини звукового тиску.

Коефіцієнт пропускання енергії розраховуємо по формулі (13) $\tau = 0.549$.

Невіддзеркалена частина звукового тиску множиться на коефіцієнт проходження звукового тиску і одержуємо коефіцієнт пропускання енергії.

Відображені на кордоні палива і стінки кокона РДТП звукові хвилі повертаються до поверхні ТРП. Коливальна швидкість часток палива визначається на основі формули (10)

$$\xi = \Delta P / Z_s, \quad (14),$$

де $Z_s = Z_{тп} = 70926.8 \text{ кг/м}^2 \cdot \text{с}$.

Як було показано в [13] граничні відхилення тиску, розходу і тяги РДТП можуть становити 5-8%. Використаємо пропорції пульсацій тиску в КЗ, як в експериментах Г. Глебова [14]. І хоча ці експерименти проводились в калориметричній бомбі, будемо вважати, що аналогічна амплітуда коливань тиску має місце і в КЗ РДТП. Тобто $\Delta P = 13.0 \text{ атм}$. По формулі (14) $\xi = 18.32 \text{ м/с}$

Амплітуду коливань часток твердого палива визначаємо за формулою

$$\xi = \frac{\xi}{f}, \quad (15),$$

де f – частота коливань.

Відомо, [15], що акустичні коливання тиску в КЗ РДТП характеризуються частотою $1.6 \cdot 10^5 \text{ Гц}$ при швидкості звуку 1000 м/с . Тоді амплітуда коливань часток твердого палива $\xi = 114 \text{ мкм}$.

В теоретичному розгляді вважається, що не паливо вигорєє і на його поверхні з'являються частки алюмінію, а навпаки- частки алюмінію рухаються в масі палива до його поверхні в системі координат, пов'язаній з поверхнею палива. Тверде паливо – сополімер бутадієна та акрілової кислоти має швидкість горіння 7.6 мм/с [7]. Тоді частота появи часток алюмінію на поверхні палива за формулою (15) складе $f = 66.37 \text{ Гц}$.

Тому у формулі (6) складові в правій частині мають різну природу. Пульсації тиску в кг/м^2 із частотою 66.3 Гц – вочевидь обумовлені суто акустичними процесами в камері згорання і в ТРП, а другий член рівняння – додатковим входом маси продуктів згорання в КЗ, зумовленим променистим теплообміном. Множник $\sin 2\pi \cdot f \cdot t$ менше за одиницю. Зміна цього множника призводить до коливань амплітуди пульсацій тиску. Пакистанські дослідники у [8] також передбачали можливість появи другого члена в рівнянні (6) внаслідок горіння крапель алюмінію, але механізм цього впливу не був розкритий. Збільшення маси приходу газу продуктів згорання в формулі (6) можливе не за рахунок змінення частоти акустичних коливань, а за рахунок прогріву більшої частини палива і збільшення масової швидкості випаровування ПА в процесі променистого теплообміну і, відповідно, збільшення частоти 22.1 Гц вдвічі. Ще одною причиною

цього явища може бути прискорена теплопередача по мірі вигорання великої маси твердого палива, теплопровідність якого у 80-100 разів нижче ніж у сталі, і, відповідно – виникає більша швидкість випаровування перхлорату амонію і збільшується частота входу маси продуктів згорання в КЗ.

Висновки. Таким чином, причиною коливань тиску в камері P230 з частотою 22.1 Гц може бути випромінювання палаючих часток алюмінію визначеного діапазону розмірів. Усунення низькочастотних коливань тиску в камері P230 можливе не змінами акустичних характеристик, а зміненням діапазону променистого теплообміну в КЗ РДТП. Розміри часток алюмінію в працюючому двигуні повинні бути такими, щоб ані в процесі вигорання, ані в процесі агломерації не приймали розмірів напівхвилевих вібраторів електромагнітного теплового випромінювання інфрачервоного діапазону.

Література:

1. Yves Fabignon, Jöel Dupays, Gérard Avalon, FrancoisVuillot, Nicolas Lupoglazoff, Grégoire Casalis, Michel Prévost Instabilities and pressure oscillations in solid rocket motors // Aerospace Science and Technology. – 2003. – № 7. –Р. 191–200. www.elsevier.com/locate/aescte
2. Stany Gallier and Franck Godfroy Aluminum combustion driven instabilities in solid rocket motors // Journal of propulsion and power. – 2009. – Vol. 25, № 2.
3. Козин В.С. Особенности горения твёрдых ракетных топлив с микродисперсным и наноалюминием // Физика аеродисперсных систем. – Одесса, ОНУ – 2019. – № 56. – С.91-97.
4. Архипов В.А. Нестационарные режимы горения конденсированных систем. / В.А. Архипов, С.С. Бондарчук, А.С. Жуков / Учебное пособие. – Томск, Издательский дом Томского государственного университета, 2017.
5. Виницкий А. М., Волков В. Т., Волковицкий И. Г., Холодилов С. В. Конструкция и отработка РДТТ – М.: Машиностроение, 1980. – 230 с.
6. Де Лука, Л. Гальфетти, Ф. Северини, Л. Меда и др. Горение смесевых твердых топлив с наноразмерным алюминием // Физика горения и взрыва. – 2005. – Т. 41, № 6. – С. 80 – 93.
7. Сарнер С. Химия ракетных топлив: пер. с англ. / С. Сарнер. – М.: Мир, 1969. – 488 с.
8. Bhutto, A.A.; Harijan, K.; Hussain, M.; Shah, S.F.; Kumar, L. Numerical simulation of transient combustion and the acoustic environment of obstacle vortex-driven flow // Energies. – 2022. – Vol. 15. – P. 6079. <https://doi.org/10.3390/en15166079>.
9. Левкин Д. Ультразвук. Основы теории распространения ультразвуковых волн/ Д. Левкин. – ООО «Инженерные решения». – Режим доступа до бази даних: <https://engineering-solutions.ru/ultrasound/theory/2012-2022>.
10. Виницкий А. М. Ракетные двигатели на твердом топливе / А. М. Виницкий – М.: Машиностроение, 1973. – 348 с.
11. Фахрутдинов И. Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива / И. Х. Фахрутдинов, А. В. Котельников. – М.: Машино-

- строение, 1987. – 324 с.
12. *Graham P. G., Hashmi M.S.J., Finbar Dolan, Garrett B. McGuinness* An acoustic fluid-structure simulation of a therapeutic ultrasound wire waveguide apparatus. II International conference on computational bioengineering p.14-16, 2005.
 13. *Алемасов В. Е.* Теория ракетных двигателей / *В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегалин, А. П. Тишин.* – М.: Машиностроение, 1989. – 463 с.
 14. *Высоцкая С.А.* Численное исследование вихревых структур и автоколебаний давления в ракетном двигателе твёрдого топлива с утопленным соплом: Диссертационная работа на соискание учёной степени кандидата технических наук. Казань: КАИ, 2017.
 15. *Соркин Р. Е.* Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе. Внутренняя баллистика. – М.: Наука, 1983. – 288 с.

Kozin V.S.

About the possible cause of pressure pulsations in the combustion chamber of the P230 solid-fuel accelerator of the Ariane-5 rocket

SUMMARY

The causes of pressure pulsations in the combustion chamber of the solid-fuel booster of the "Arian-5" rocket have been hypothesized. The assumption is that the burning drops of red-hot aluminum are a source of thermal radiation, the radiation temperature of which is proportional to the activation energy of the evaporation of the oxidizer - ammonium perchlorate, and this causes an increased burning rate of solid rocket fuel and the appearance of pressure pulsations in the combustion chamber. The results of calculations by French and Pakistani researchers are analyzed and compared with the author's calculations. As a result of the author's calculations, it was shown that the dimensions of aluminum drops can be the dimensions of half-wave vibrators - antennas of infrared radiation. In the process of burning, there is a rapid and continuous change in their wavelength and activation energy of perchlorate evaporation.

Key words: *radiant heat exchange, pressure pulsations, combustion rate instability, evaporation activation energy.*