

УДК 629.7.036

*Василів С.С., Жданов В.С., Євсеєнко М.В.***ВИЗНАЧЕННЯ ВИТРАТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕСИВЕРА ЗА ДОПОМОГОЮ КОМП'ЮТЕРНОГО МОДЕЛЮВАННЯ****Інститут технічної механіки Національної академії наук України і
Державного космічного агентства України, м. Дніпро, Україна**

Останнє десятиліття широко досліджується проблема реалізації детонаційного режиму горіння палива в теплових двигунних установках. Існує чимало робіт з фундаментальних і прикладних досліджень пульсуючої детонації. Твердопаливні детонаційні двигуни можуть короткочасно розвивати значні зусилля при малих масах конструкції, а тому ідеально підходять для допоміжних систем відведення частин ракет, що відділяються. Окрім того детонаційні процеси можна використовувати для створення керуючих зусиль для корекції траєкторії літальних апаратів. Все це обумовлює актуальність напрямку роботи. Для дослідження детонаційних установок необхідно створювати випробувальні стенди, але проектування випробувальних установок – це актуальна і складна оптимізаційна задача. Вирішити цю задачу доцільно за допомогою комп'ютерного моделювання. В існуючих експериментальних методиках при проектуванні необхідно наперед визначити геометричні параметри ресиверів і трубопроводів, які забезпечували б необхідні витрати при вогневих випробуваннях детонаційних ракетних двигунів. Робота присвячена розробці методики визначення витратних характеристик ресивера з трубопроводом складної конфігурації на основі побудованої моделі стенду. За вихідними даними здійснено комп'ютерне моделювання процесу витікання повітря з ресиверу, для чого використовувався прикладний програмний пакет SolidWorks. Визначені місця падіння тиску, максимальної швидкості потоку, а також масову витрату повітря. Низьке значення коефіцієнта витрати обумовлено складною конфігурацією трубопроводу з численними поворотами та двома сильфонами. Порівняно результати розрахунків з експериментальними даними. Різниця між експериментальними та розрахунковими значеннями не перевищує 3,6%. Отримана інформація використовується для підбору необхідного значення коефіцієнта надлишку окислювача при здійсненні вогневих випробувань моделей детонаційних ракетних двигунів.

Ключові слова: коефіцієнт витрати, витікання газу, ресивер, модель.**DOI:** 10.32434/2521-6406-2020-8-2-10-14**Постановка проблеми**

Дослідженням детонаційного горіння з перспективою реалізації його в теплових двигунах займаються вчені багатьох країн вже тривалий час. На шляху практичного використання цього процесу стоїть ще багато проблем як наукового, так і технічного характеру. Однак поступово з розвитком ІТ-технологій і науки в цілому вже вдалося одержати працюючі експериментальні зразки ракетних двигунів з детонаційним циклом [1–4].

В Україні подібні установки розробляються та досліджуються в Інституті технічної механіки НАНУ і ДКАУ. Для цього створено стендову базу для здійснення експериментальних досліджень. Окрім вивчення процесів, що відбуваються в камерах детонаційних ракетних двигунів, виконується також верифікація теоретичних параметрів з результатами вогневих випробувань експериментальних моделей [5–7].

Для оцінювання їх роботи необхідно знати коефіцієнт надлишку окислювача та масові вит-

рати пального і окислювача. Це в свою чергу потребує інформації про витратні характеристики систем подачі газоподібних компонентів палива.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

В публікаціях описана методика визначення витрат газу з ресиверу експериментальним шляхом. Однак при проектуванні необхідно наперед визначити геометричні параметри ресиверів та трубопроводів, які забезпечували б необхідні витрати при вогневих випробуваннях детонаційних ракетних двигунів.

Формулювання цілі дослідження

Комп'ютерне моделювання процесу витікання повітря з ресиверу скінченного об'єму з метою визначення витратних характеристик стенду.

Викладення основного матеріалу дослідження

Стенд для вогневих випробувань повинен відповідати багатьом критеріям, які поєднують в собі взаємовиключні вимоги. Наприклад, з точки зору техніки безпеки, оптимальне розміщення ресиверу з газоподібним компонентом палива знаходиться подалі від об'єкту випробувань. Це обумовлено високою ймовірністю його пошкодження під час аварійних пусків. Однак з точки зору газодинаміки більш ефективно розміщувати його так, щоб довжина трубопроводу була мінімальною. Тому проектування випробувальних установок – це оптимізаційна задача, яку доцільно вирішувати за допомогою комп'ютерного моделювання.

Стенд для проведення вогневих випробувань детонаційних ракетних двигунів проілюст-



Рис. 1. Стенд вогневих випробувань детонаційних ракетних двигунів: 1 – бронекамера; 2 – повітряний компресор; 3 – ресивер повітря; 4 – ресивер пального; 5 – трубопроводи подачі газів від балонної батареї окислювача; 6 – трубопроводи подачі газів від балонної батареї пального; 7 – естакада для електрокабелів; 8 – вікно; 9 – об'єкт випробувань; 10 – кришка вікна; 11 – захисна стіна

ровано на рис. 1.

Для дослідження процесів в детонаційних двигунах існує необхідність знати вихідні параметри подачі компонентів палива, які забезпечує стенд. Методика визначення коефіцієнту витрати описана в публікаціях [8,9]. Витрата газу з ресивера з відомим кінцевим об'ємом визначається з рівняння:

$$\frac{dM}{dt} = V_0 \frac{d\rho}{dt} = -\rho(t)u(t)S_f\mu, \quad (1)$$

де M – маса газу, кг; V_0 – об'єм ресиверу, m^3 ; t – час, с; ρ – густина газу, kg/m^3 ; $u(t)$ – швидкість витікання з отвору, м/с; S_f – площа найменшого перетину в системі подачі, m^2 ; μ – коефіцієнт витрати.

Початковою умовою є $\rho(0)=\rho_0$.

При умові адіабатичності та критичного режиму течії газу з ресиверу рівняння після інтегрування дає відомі залежності:

$$\frac{p(t)}{p_0} = (1+ct)^{-\frac{2k}{k-1}}; \quad (2)$$

$$\frac{\rho(t)}{\rho_0} = (1+ct)^{-\frac{2k}{k-1}}; \quad (3)$$

$$\frac{\dot{m}(t)}{\dot{m}_0} = (1+ct)^{\frac{2k}{k-1}}; \quad (4)$$

де $p(t)$ – поточне значення тиску в ресивері, Па; p_0 – початковий тиск в ресивері, Па; $\rho(t)$ і ρ_0 – відповідно поточне та початкове значення густини газу, kg/m^3 ; $\dot{m}(t)$ – поточна масова витрата газу, kg/s ; \dot{m}_0 – початкова витрата газу, kg/s , яка визначається за формулою

$$\dot{m}_0 = \frac{2V_0\rho_0c}{k-1}, \quad (5)$$

а об'єм газу, що витік з ресиверу, визначається за наступною формулою

$$V(t) = \frac{\dot{m}_0}{\rho_0} \cdot \frac{1}{c} \cdot \ln(1+ct). \quad (6)$$

Коефіцієнт c визначається за формулою

$$c = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \frac{k-1}{2} \left[\frac{2k}{k+1} \frac{p_0}{\rho_0} \right]^{\frac{1}{2}} \frac{S_f\mu}{V_0}. \quad (7)$$

Для нових випробувальних установок, які тільки виготовляються, коефіцієнт μ невідомий. Його можна визначити після продувок, в результаті яких отримується графік залежності тиску від часу. З нього вибирається будь-яке значення тиску p_i взяте з діапазону $p_{кр} < p_i < p_0$, Па, та час t_i , який відповідає цьому значенню. За формулою визначають коефіцієнт c :

$$c = \frac{\left(\frac{p_i}{p_0}\right)^{\frac{-(k-1)}{2k}} - 1}{t_i} \quad (8)$$

У свою чергу відповідно до [10] $p_{кр}$ визначається за формулою

$$p_{кр} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot p_0 \quad (9)$$

Експерименти проводилися при наступних параметрах: початковий тиск $p_0 = 4,66 \cdot 10^5$ Па, коефіцієнт адіабати $k = 1,4$, критичний тиск $p_{кр} = 2,14 \cdot 10^5$ Па. Початкова температура повітря в ресивері – 290 К. Графік залежності тиску від часу проілюстровано на рис. 2.

Визначений заведеною методикою коефіцієнт c для умов експерименту дорівнює 0,0211. З формули (7) коефіцієнт витрати визначиться за формулою (10)

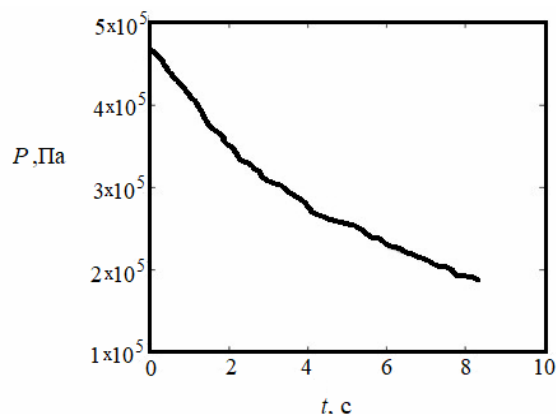


Рис. 2. Залежність тиску в ресивері від часу

$$\mu = \frac{c \cdot V_0}{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k+1}} \cdot \frac{k-1}{2} \cdot \sqrt{\frac{2k}{k+1} \cdot \frac{p_0}{\rho_0}} \cdot S_f} \quad (10)$$

Для умов експерименту він дорівнює 0,4295. Низьке значення коефіцієнту витрати обумовлено складною конфігурацією трубопроводу з численними поворотами та двома сильфонами. Для визначення витрати повітря з ресивера скористаємось наступною формулою

$$\dot{m}_i(t_i) = \dot{m}_0 \cdot (1 + c + t_i)^{\frac{-(k+1)}{k-1}} \quad (11)$$

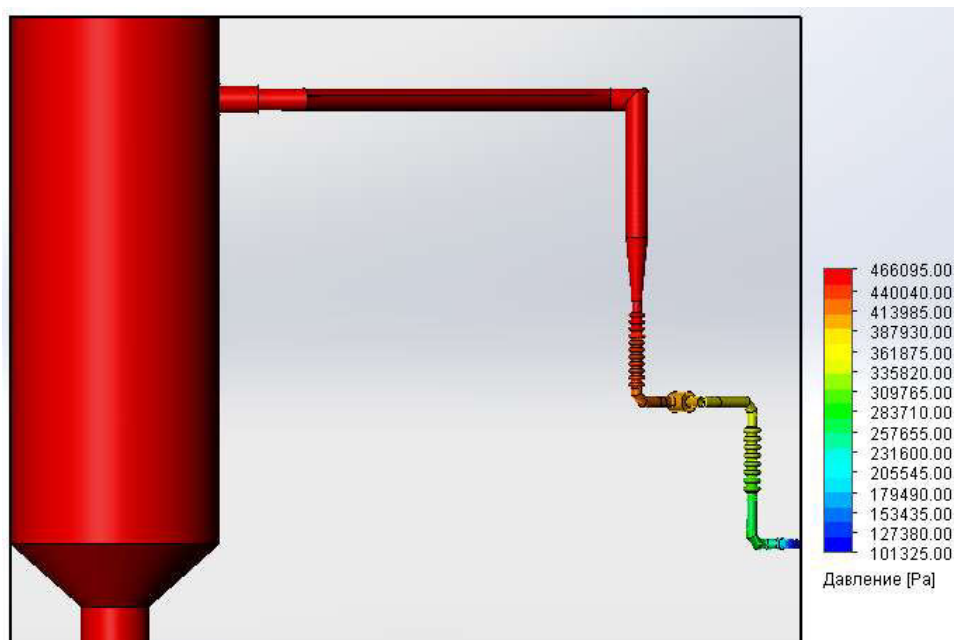


Рис. 3. Розподіл тиску по ресиверу та трубопроводу подачі

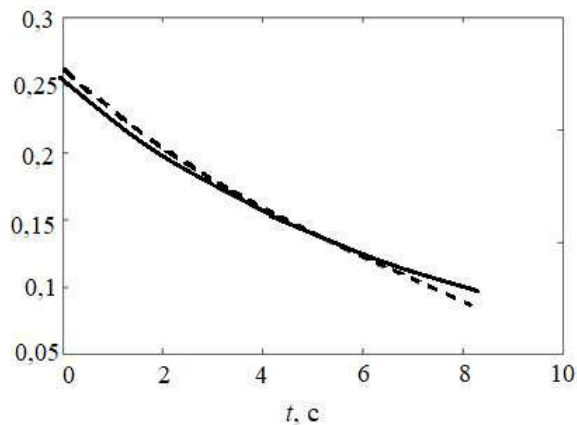


Рис. 4. Залежність масової витрати від часу

За вихідними даними проведено комп'ютерне моделювання процесу витікання повітря з ресиверу. Для цього використовувався прикладний програмний пакет SolidWorks. Отриманий розподіл тиску по ресиверу та трубопроводу подачі проілюстровано на рис. 3.

Як можна побачити, падіння тиску починається на сифонах, а найнижчого значення він досягає на зрізі трубопроводу подачі. В цьому місці також визначена максимальна швидкість потоку, яка в початковий момент часу становить 453 м/с. Було визначено також масову витрату повітря, графік якої проілюстровано на рис. 4.

Різниця між експериментальними та розрахунковими значеннями не перевищує 3,6%.

Аналогічно можна розрахувати витрати і для інших газів. Визначені коефіцієнти витрат та графіки залежності витрат від часу дозволяють підібрати необхідне значення коефіцієнту надлишку окислювача при випробуванні прототипів детонаційних ракетних двигунів.

Висновки

Проведено комп'ютерне моделювання витікання повітря з ресиверу з метою визначення його витратних характеристик. Порівняно результати з експериментальними даними. Отримана інформація використовується для підбору необхідного значення коефіцієнту надлишку окислювача при проведенні вогневих випробувань моделей детонаційних ракетних двигунів.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Wolanski P. Detonative propulsion // Proceedings of the Combustion Institut. – 2013. – Vol. 34. – №. 1. – P.125-158. <https://doi.org/10.1016/j.proci.2012.10.005>
2. Shank Jason C. Development and testing of a rotating detonation engine run on hydrogen and air: thesis, presented to the Faculty Department of Aeronautics and Astronautics Graduate School of Engineering and Management Air Force Institute of Technology Air University Air Education and Training Command In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of // Master of Science in Aeronautical Engineering. – USAF. – 2012. – 70 p.
3. Front Cellular Structure and Thrust Performance on Hydrogen-Oxygen Rotating Detonation Engine / E. Tsuboi, A.K. Seiichiro, Hayashi, T. Kojima // Journal of Propulsion and Power. – 2017. – № 33(1). – P.100-111. <https://doi.org/10.2514/1.B36095>
4. Fotia L., Hoke J.L., Schauer F.R. Experimental Performance Scaling of Rotating Detonation Engines Operated on Gaseous Fuels // Journal of Propulsion and Power. – 2017. – № 33(5). – P.1187-1196. <https://doi.org/10.2514/1.B36213>
5. Василів С.С. Розробка моделі для дослідження газифікації палива в спіновій детонаційній хвилі // «Вісник Дніпропетровського університету», серія «Ракетно-космічна техніка». – Дніпропетровськ, «Видавництво ДНУ», 2014. – Т.22. – № 4. – Вип. 17. – 16 с.
6. Василів С.С., Грушко В.О., Плясецький М.Ю. Експериментальні дослідження течії газу в плоскій моделі ротаційного детонаційного ракетного двигуна // Технічна механіка. – 2017. – № 1. – С.47-56. <https://doi.org/10.15407/itm2017.01.047>
7. Василів С.С. Computer simulation of the fuel component mixing process in the combustion chamber of detonation rocket engine // Системні технології, регіональний міжвузівський збірник наукових праць. – Дніпропетровськ, 2018. – Вип. 6(119). – С.93-98.
8. Быковский Ф.А., Ждан С.А. Непрерывная спиновая детонация // Рос. акад. наук, Сиб. отд-ние, Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева. – Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. – 423 с.
9. Быковский Ф.А., Ведерников Е.Ф. Коэффициенты расхода насадков и их комбинации при прямом и обратном течении // ПМТФ. – 1996. – Т.37. – № 4. – С.98-104.
10. Дейч М.Е. Техническая газодинамика / Изд. 2-е, переработ.. – М.: Госэнергоиздат, 1961. – 670 с.

Надійшла до редакції 17.11.2020

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАСХОДНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕСИВЕРА С ПОМОЩЬЮ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Василив С.С., Жданов В.С., Евсеенко М.В.

Последнее десятилетие широко исследуется проблема реализации детонационного режима горения топлива в тепловых двигательных установках. Существует немало работ по фундаментальным и прикладным исследованиям пульсирующей детонации. Твердотопливные детонационные двигатели могут кратковременно развивать значительные усилия при малых массах конструкции, а потому идеально подходят для вспомогательных систем отвода отделяющихся частей ракет. Кроме того, детонационные процессы можно использовать при создании управляющих усилий для коррекции траектории летательных аппаратов. Все это обуславливает актуальность направления работы. Для исследования детонационных установок необходимо создавать испытательные стенды, но проектирование испытательных установок — это актуальная и сложная оптимизационная задача. Решить эту задачу целесообразно с помощью компьютерного моделирования. В существующих экспериментальных методиках при проектировании необходимо заранее определить геометрические параметры ресиверов и трубопроводов, обеспечивающих необходимые расходы при огневых испытаниях детонационных ракетных двигателей. Работа посвящена разработке методики определения расходных характеристик ресивера с трубопроводом сложной конфигурации на основе построенной модели стенда. По исходным данным проведено компьютерное моделирование процесса вытекания воздуха из ресивера, для чего использовался прикладной программный пакет Solid Works. Определены места падения давления, максимальной скорости потока, а также массовый расход воздуха. Низкое значение коэффициента расхода обусловлено сложной конфигурацией трубопровода с многочисленными поворотами и двумя сильфонами. Проведены сравнения результатов расчета с экспериментальными данными. Разница между экспериментальными и расчетными значениями не превышает 3,6%. Полученная информация используется для подбора требуемого значения коэффициента избытка окислителя при проведении огневых испытаний моделей детонационных ракетных двигателей.

Ключевые слова: коэффициент расхода, вытекание газа, ресивер, модель.

DETERMINATION OF RECEIVER CONSUMPTION CHARACTERISTICS USING COMPUTER SIMULATION

Vasylyv S.S., Zhdanov V.S., Yevseyenko M.V.

Institute of Technical Mechanics NASU and SSAU, Dnipro, Ukraine

The problem of implementing the detonation mode of fuel combustion in thermal propulsion systems has been widely studied last decade. There are many works on fundamental and applied research on pulsating detonation. Solid propellant detonation engines can develop significant forces for a short time at low structural masses, and therefore they are ideal for auxiliary systems for the removal of separated rocket parts. In addition, detonation processes can be used to create control forces for correcting the trajectory of aircraft. All these facts determine the relevance of the area of work. For studying detonation installations, it is necessary to create test stands, but the design of test installations is an urgent and complex optimization problem. It is advisable to solve this problem with the help of computer simulation. In the existing experimental methods, for designing, it is necessary to determine in advance the geometric parameters of receivers and pipelines that provide the necessary gas consumption for firing tests of detonation rocket engines. The work is

devoted to the development of a method for determining the flow characteristics of a receiver with a pipeline of complex configuration based on the constructed model of the stand. Based on the initial data, a computer simulation of the air leakage process from the receiver was carried out, for which the Solid Works software package was used. The places of pressure drop, maximum flow rate, and air mass flow are determined. The low value of the flow rate factor is due to the complex configuration of the pipeline with numerous bends and two bellows. Comparison of calculation results with experimental data was held. The difference between the experimental and calculated values does not exceed 3.6%. The obtained information is used to select the required value of the oxidizer excess coefficient during firing tests of detonation rocket engine models.

Keywords: flow rate, gas leakage, receiver, model.

REFERENCES

1. Wolanski P. Detonative propulsion. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, vol. 34, no. 1, pp.125-158. <https://doi.org/10.1016/j.proci.2012.10.005>
2. Shank Jason C. Development and testing of a rotating detonation engine run on hydrogen and air: thesis, presented to the Faculty Department of Aeronautics and Astronautics Graduate School of Engineering and Management Air Force Institute of Technology Air University Air Education and Training Command In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Master of Science in Aeronautical Engineering, 2012, USAF, 70 p.
3. Tsuboi E., Seiichiro A.K., Hayashi and T. Kojima. Front Cellular Structure and Thrust Performance on Hydrogen-Oxygen Rotating Detonation Engine. Journal of Propulsion and Power, 2017, no. 33(1), pp.100-111. <https://doi.org/10.2514/1.B36095>
4. Fotia L., Hoke J.L., Schauer F.R. Experimental Performance Scaling of Rotating Detonation Engines Operated on Gaseous Fuels. Journal of Propulsion and Power, 2017, no. 33(5), pp.1187-1196. <https://doi.org/10.2514/1.B36213>
5. Vasylyv S.S. Rozrobka modeli dlia doslidzhennia hazyfikatsii palyva v spinovii detonatsiunii khvyli [Development of a model for the study of fuel gasification in a spin detonation wave]. «Visnyk Dnipropetrovskoho universytetu» seriya «Raketno-kosmichna tekhnika» [The Bulletin of Dnipropetrovsk National University. Journal of Rocket-Space Technology]. Dnipropetrovsk, «Vydavnytstvo DNU». 2014, vol. 22, no. 4, vyp.17, tom 1, 16 p. ISSN 2409-4056. (in Ukrainian).
6. Vasylyv S.S., Hrushko V.O., Priasetskiy M.Iu. Eksperymentalni doslidzhennia techii hazu v pluskii modeli rotatsiinoho detonatsiinoho raketnoho dvyhuna [Experimental studies of gas flow in a flat model of a rotary detonation rocket engine]. Tekhnichna mekhanika [Technical mechanics]. 2017, no. 1, pp.47-56. <https://doi.org/10.15407/itm2017.01.047> (in Ukrainian).
7. Vasylyv S.S. Computer simulation of the fuel component mixing process in the combustion chamber of detonation rocket engine. Systemni tekhnolohii. Rehionalnyi mizhvuzivskiyi zbirnyk naukovykh prats. Dnipropetrovsk, 2018, vyp.6(119). pp.93-98.
8. Byikovskiy F.A., Zhdan S.A. Npreryivnaya spinovaya detonatsiya [Continuous spin detonation]. Ros. akad. nauk, Sib. otd-nie, Institut gidrodinamiki im. M.A. Lavrenteva. Novosibirsk, Izd-vo SO RAN, 2013. 423 p. (in Russian).
9. Byikovskiy F.A., Vedernikov E.F. Koeffitsienty rashoda nasadkov i ih kombinatsii pri pryamom i obratnom techenii [Flow rates of nozzles and their combinations for forward and reverse flow]. PMTF, 1996, vol. 37, no. 4, pp.98-104. (in Russian).
10. Deych M.E. Tehnicheskaya gazodinamika [Technical gas dynamics]. Izd. 2-e, pererabot., Moscow, Gosenergoizdat, 1961. 670 p. (in Russian).