

УДК 621.452.23.034.022

doi: 10.32620/aktt.2020.2.01

О. Є. ЗОЛОТЬКО, О. В. ЗОЛОТЬКО, О. В. СОСНОВСЬКА,
О. С. АКСЬОНОВ, І. С. САВЧЕНКО

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Україна

ОСОБЛИВОСТІ КОНСТРУКТИВНИХ СХЕМ ДВИГУНІВ З ІМПУЛЬСНИМИ ДЕТОНАЦІЙНИМИ КАМЕРАМИ

При згорянні компонентів ракетного палива у детонаційному режимі тиск продуктів хімічних реакцій у камері ракетного двигуна суттєво збільшується. Ця перевага дозволяє відмовитися від турбонасосної системи постачання палива та здійснити перехід до більш простої та надійної витискної системи. Потужність об'ємного тепловиділення (МВт/літр) детонаційних двигунів на декілька порядків перевищує аналогічний показник авіаційних та ракетних двигунів, які працюють за циклом Брайтона. Висока швидкість вивільнення виділеної енергії в детонаційному режимі дає можливість значно знизити масу, габаритні розміри двигунної установки та підвищити її швидкодію. Завдяки зазначеним перевагам детонаційні камери доцільно застосовувати у складі ежекторних підсилювачів тяги, спільно з турбіною в генераторах електричної потужності космічних літальних апаратів, в гібридному виконанні спільно з турбовентиляторним або турбогвинтовим двигуном і т. ін. Розглянуто особливості детонаційних двигунів (ДД) різних конструктивних схем: однокамерного та багатокамерного імпульсних детонаційних двигунів (ІДД), пульсуючого ДД з ежекторним підсилювачем тяги, гібридного імпульсного ДД та інтегрованої детонаційно-турбінної установки з детонаційною камерою у формі спіралі й з багатокамерним детонаційним пристроєм. У багатокамерному ІДД реалізована можливість багатократного підвищення частоти пульсацій, а у ІДД з ежектором – значного підвищення величини тяги. Заміна у конструкції газотурбінних двигунів традиційних камер детонаційними дозволить за деякими оцінками забезпечити зниження питомої витрати палива від 8 % до 10 %. У гібридній детонаційній двигунній установці поєднуються переваги, властиві детонаційному циклу, з позитивними якостями турбокомпресорного. Поєднання ІДД і турбіни дозволяє створити когенераційну установку, у якій турбіну використовують для виробництва електроенергії, а детонаційну камеру – для створення імпульсу тяги. Практична реалізація гібридного імпульсно-детонаційного газотурбінного двигуна та інтегрованої детонаційно-турбінної установки можлива за умов розв'язання двох ключових взаємопов'язаних проблем: послаблення детонаційної хвилі на вході до турбіни та забезпечення необхідного ресурсу роботи підшипників і вала під дією пульсуючого потоку продуктів детонації.

Ключові слова: детонаційна камера; імпульсний детонаційний двигун; конструктивна схема двигуна; ежектор; гібридний імпульсний детонаційний двигун; когенераційна установка.

Вступ

Детонаційні двигуни (ДД) завдяки високій термодинамічній ефективності та конструктивній простоті мають безперечну перевагу в порівнянні з традиційними ракетними двигунами, основаними на використанні циклу Брайтона [1]. При детонаційному згорянні палива значення ентропії продуктів хімічних реакцій буде нижчою, ніж при спалюванні палива у дефлаграційному режимі. У ракетних двигунах традиційних схем, що працюють за циклом Брайтона, тиск у камері згоряння (КЗ) визначається тиском постачання компонентів палива. Тому в сучасних рідинних ракетних двигунах з рівнем тиску в камері від 25 до 30 МПа турбонасосний агрегат є виключно складним і вартісним елементом схеми двигуна, створення і

відпрацювання якого вимагає значних витрат часу і зусиль розробників.

1. Аналіз проблеми, формулювання мети та постановка задачі дослідження

У двигунах детонаційного спалювання компонентів ракетного палива (КРП) існує можливість багаторазового збільшення тиску продуктів хімічних реакцій безпосередньо в камері згоряння, що в принципі дозволяє відмовитися від турбонасосної системи постачання й перейти до істотно простішого і надійнішого витискного постачання компонентів палива з баків, наприклад, стисненим газом. У ДД стиснення й горіння паливної суміші здійснюється в детонаційній хвилі (ДХ), тому температура й тиск у робочому процесі

зростають, а потужність двигуна стає значно вищою порівняно з газотурбінними і ракетними двигунами. Хоча кількість виділеної енергії при спалюванні КРП у дефлаграційному та детонаційному режимах майже однакова, швидкість її вивільнення в детонаційному режимі є в десятки мільйонів разів вищою. Тому теоретично детонаційні двигуни мають бути меншими за масою й габаритними розмірами та більш швидкодіючими, ніж традиційні двигунні установки (ДУ). Робоча частота ІДД може змінюватися від декількох десятків Гц до декількох сотень Гц, а в двигуні з детонаційними хвилями, що обертаються, – досягає декількох кГц. Дослідники розглядають двигуни детонаційного спалювання КРП як нове покоління двигунних систем, яке може замінити існуючі ДУ.

Метою дослідження є аналіз конструктивних схем та перспективних напрямків розвитку двигунів детонаційного спалювання КРП.

Застосовувати детонаційні двигуни в авіаційній та ракетно-космічній галузі можна у різних напрямках: у комбінації з вторинною нагнітальною камерою в якості ежекторних підсилювачів тяги, спільно з турбіною в генераторах електричної потужності космічних літальних апаратів, в гібридному виконанні спільно з турбореактивним або турбовентиляторним двигуном і т. ін.

2. Результати дослідження

Імпульсний ДД базової конфігурації (рис. 1) має просту конструктивну схему і складається з циліндричної детонаційної камери (ДК) постійної площі поперечного перерізу, клапанів, які керують подачею пального й окислювача, пристрою ініціювання детонації та вихідного надзвукового сопла [2]. Додатково двигун може бути оснащений системами продування та охолодження і пристроєм, що забезпечує мінімально можливу дистанцію переходу режиму дефлаграційного горіння в детонаційне.

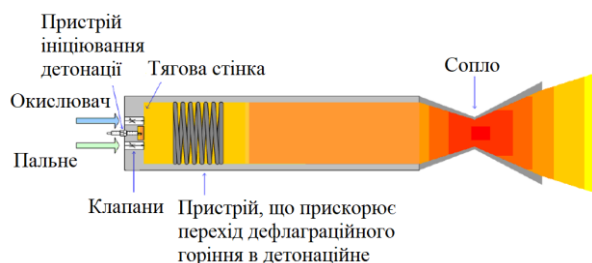


Рис. 1. Конструктивна схема однокамерного ІДД

Тяга двигуна визначається площею поперечного перерізу ДК, швидкістю газового потоку продуктів

детонації у вихідному перерізі сопла та робочою частотою.

У багатокамерному ІДД потік продуктів детонації (ПД) з двох або декількох камер згорання спрямовується до загальної нагнітальної камери і далі до інтегрованого вихідного сопла. Конструктивна схема такого двигуна подібна до схеми повітряно-реактивного двигуна з КЗ трубчасто – кільцевого типу. За наявності в двигуні чотирьох камер згорання робочий цикл кожної з камер для одного й того ж моменту часу може відповідати одній з чотирьох основних стадій детонаційного циклу (див. рис. 2): 1) заповнення КЗ свіжою паливною сумішшю; 2) розповсюдження ДХ; 3) витікання ПД з камери; 4) продування камери згорання інертним газом, газифікованим паливом чи окислювачем або повітрям.

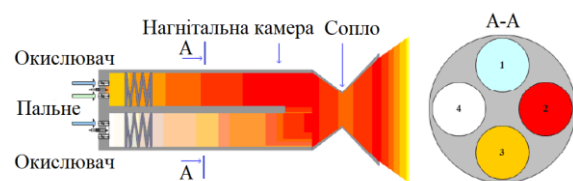


Рис. 2. Конструктивна схема багатокамерного ІДД:
А-А – поперечний перетин чотирьохкамерного двигуна

У випадку застосування багатокамерної конфігурації дещо спрощується організація процесу охолодження двигуна за рахунок збільшення площі поверхні теплообміну. Сумарна частота пульсацій багатокамерного двигуна пропорційна добутку частоти пульсацій f окремої камери на загальну кількість N камер згорання. Наявність у двигуні даної схеми таких спільних елементів, як нагнітальна камера та сопло, зумовлює взаємозв'язок і взаємозалежність робочих параметрів кожної з КЗ. До того ж, необхідно враховувати зміну значення показника адиабати потоків, що змішуються у нагнітальній камері та інтегрованому соплі [3].

Для збільшення тяги ІДД застосовують спеціальні ежекційні пристрої [4]. Спрощено ежектор можна представити у вигляді коаксіального циліндра, розташованого навколо основної камери двигуна (рис. 3).

Збільшення тяги відбувається внаслідок обміну кількістю руху між повітряним потоком, що проходить через ежектор, і реактивним струменем, який витікає з камери двигуна. Носова частина ІДД з ежекторним підсилювачем тяги (ІДДЕ) має складну геометричну конфігурацію, яка складається з декількох конічних поверхонь. Профіль ІДДЕ

повинний забезпечити ефективне захоплення системи стрибків ущільнення, що формується в процесі польоту літального апарату з великими числами Маха. Відмітною особливістю даного двигуна є реалізація можливості ініціювання детонаційною хвилею процесу горіння в нагнітальній камері або допалювачі, розташованому нижче за потоком відразу за основною ДК. При успішному переході ДХ з основної камери в камеру допалювання, остання також здатна функціонувати в детонаційному режимі. Попередні дослідження показали, що нестационарний ежектор у порівнянні зі стаціонарним здатний продукувати значне збільшення тяги ДУ. Збільшення ефективності нестационарного ежектора пов'язане з високою ефективністю процесу передачі енергії первинним потоком вторинному в результаті його взаємодії з вихровими структурами, що сліднують за лідируючою ударною хвилею (УХ). Нестационарні вихрові кільця, що обертаються, утворюються при дифракції УХ на виході з детонаційної камери.

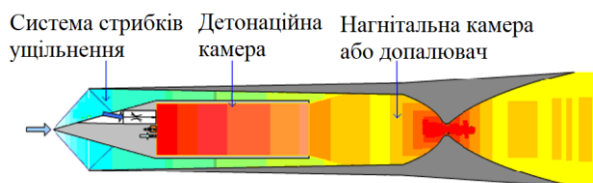


Рис. 3. Конструктивна схема ІДД з ежекторним підсилювачем тяги

Дослідження працюючих в пульсуючому режимі ДУ показали, що використання повітря в якості приєднаної маси здатне забезпечити при оптимальному поєднанні частоти і шпаруватості робочих пульсацій більш ніж двократне збільшення тяги двигуна. Відомо, що характеристики ежектора чутливі до осьового положення вхідного пристрою відносно вихідного перерізу ДК двигуна. У літературі є суперечливі результати по оптимальному розміщенню ежектора для досягнення максимального значення збільшення тяги. Деякі дослідження показують, що осьове зміщення ежектора вниз за течією потоку забезпечує кращі характеристики, ніж у разі його зміщення вгору за течією. Відомі і альтернативні твердження.

Найважливішим геометричним параметром ежектора є геометрія його зовнішньої поверхні. Експериментальні дослідження [5] були здійснені з використанням дзвоноподібного вхідного розтруба при різних конфігураціях іншої частини ежектора. При цьому використання прямих циліндричних ежекторів призводить до збільшення тяги на 28 %, а ежекторів з геометрією, що розширюється, – на 65

%. Максимальне значення напівкута розширення складало 4° при фіксованій довжині секції, що розширюється.

Іншим важливим геометричним параметром, що впливає на ефективність ежектора, є довжина циліндричної ДК. Зміна цього параметра призводить до зміни тривалості фази витікання, що визначається як час, необхідний для того, щоб розширення продуктів детонації відбулося до тиску навколишнього середовища [6]. Ця частина робочого циклу двигуна на своїй завершальній стадії характеризується переважно дозвуковим режимом течії.

Ще один важливий геометричний параметр – відносний діаметр ежектора. Діаметр ежектора має бути достатньо великим, щоб сприяти найкращій взаємодії ДХ з кільцевою вихровою структурою, що слідує за нею. Проте, при занадто великому діаметрі ежектора перепад тисків на вході, обумовлений вхідним потоком, буде знижуватися. Під впливом цього процесу зменшуватиметься можливий приріст тяги. Оптимальне значення відношення діаметру ежектора до діаметру ДК лежить в межах 2,4 – 4.

Гібридну ДУ (рис. 4) досліджували у рамках інноваційної концепції [7], спрямованої на використання перспективної технології детонаційного спалювання КРП в традиційних газотурбінних двигунах (ГТД).

Сучасні ГТД досягли гранично високого рівня ефективності. Подальше її збільшення відбувається на віртуальному плато. Припускають, що введення в конструктивні схеми газотурбінних двигунів детонаційних камер, працюючих в пульсуючому режимі, здатне забезпечити спрощення конструкції, зниження вартісних показників і збільшення конкурентоспроможності при співставних літально-технічних характеристиках ГТД і гібридної детонаційної двигунної установки (ГДДУ). У ГДДУ поєднуються переваги, властиві детонаційному циклу (високі швидкість хімічних реакцій, термічна ефективність, ступінь стискання, потужність детонації) з ефективністю турбокомпресорного двигуна, який передає потужність на вал. Гібридна система «пульсуюча ДК – ГТД» побудована на принципі підсилення обох двигунних циклів – детонаційного й газотурбінного. У ГДДУ камера згоряння ГТД заміщується пакетом імпульсних ДК. Таким чином, замість ротора високого тиску ГТД (високонапірного компресора та турбіни) використовується детонаційний режим горіння зі збільшенням тиску в циклі. Оскільки основну роботу стискування потоку виконує хвиля детонації, компресор потребуватиме лише невеликої кількості ступенів. Відповідно, зменшиться необхідна потужність турбіни та її габаритні розміри, а

кінетична енергія потоку більшою мірою буде використана для збільшення тяги. Гібридна конфігурація забезпечуватиме перевагу у збільшенні термічної ефективності, яка буде близькою до ефективності циклу горіння при постійному об'ємі. Компресор низького тиску, як і раніше, буде потрібний, але призначення його зміниться – він буде застосовуватися для продувки детонаційних камер і подання до них стислого повітря, а також для забезпечення роботи паливно-повітряних пневмоклапанів.

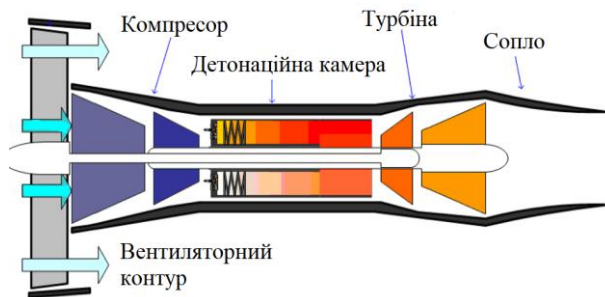


Рис. 4. Конструктивна схема гібридного імпульсного детонаційного газотурбінного двигуна

Показаний на рис. 4 вентиляторний контур застосовується для охолодження нагрітих елементів двигуна, збільшення його тяги і зниження рівня шуму, генерованого детонаційними хвилями в КЗ. Дані обчислювального експерименту [2] свідчать, що гібридна система здатна забезпечити збільшення тяги приблизно на 2 % і зниження питомої витрати палива від 8 % до 10 % в порівнянні з традиційним турбовентиляторним двигуном. Найкращою для гібридного двигуна є турбіна осьового типу, яка здатна забезпечити істотне послаблення детонаційної хвилі і зменшення його акустичної сигнатури. Для того, щоб досягти прийнятної ефективності ГДДУ, необхідно буде розв'язати складну проблему по забезпеченню ефективності турбіни гібридного двигуна, співставної з ефективністю турбіни сучасного ГТД, яка працює у стаціонарному режимі.

Відомий позитивний досвід використання води, що інjektується до КЗ турбореактивних і турбогвинтових двигунів, для збільшення їхньої тяги і зниження температури газів перед турбіною. В деяких випадках для зниження температури повітряного потоку і збільшення його густини перед лопатками компресора впорскують водний розчин метанолу. Це призводить до зменшення температури повітря у вхідному пристрої і збільшення його густини. Подальше спалювання метанолу в КЗ дає додаткове збільшення тяги двигуна. Такий підхід може бути поширений і на

детонаційно-турбінні системи. Упорскування метанолу в потік повітря перед компресором і в нагнітальну камеру з подальшим його допалюванням призведе до додаткового збільшення імпульсу й роботоздатності газу, який приводить в обертання турбіну. У такому разі нагнітальна камера буде виконувати функцію вторинної камери згоряння. Інжектування води перед турбіною дає додаткову масу і збільшує імпульс витікаючого реактивного струменя, знижує температуру газів перед турбіною та демпфирує ударну хвилю. ГДДУ також можуть успішно використовуватися як наземні й бортові генератори електричної потужності. Корисна робота розширення потоку ПД, що в цьому випадку знімається з валу, використовується для приводу електрогенератора на лопатках турбіни.

Одним з важливих напрямків підвищення ефективності гібридної детонаційної ДУ є когенерація, тобто спільне створення механічної, електричної та теплової енергії. У цьому процесі теплота високотемпературного газового потоку продуктів детонації, які витікають з вихідного пристрою ДУ, використовується для утворення пари або нагріву рідини для застосування в інших робочих процесах.

Конструктивна схема інтегрованої установки, яка включає ІДД і турбіну, представлена на рис. 5 [7]. У цій схемі турбіну використовують для виробництва електроенергії. У газотурбо-генераторах, призначених для експлуатації в стаціонарних умовах, висока частота пульсацій не входить до числа обов'язкових вимог. У цьому випадку детонаційна камера може бути виконана у формі спіралі, що робить її компактнішою (рис. 5, а). У спіральній камері простіше забезпечити перехід від дефлаграційного режиму спалювання паливної суміші до детонаційного.

При поєднанні ДК і турбіни виникає ряд складних технічних проблем. По-перше, лопатки турбіни, що розташовані в проточній частині ДК, піддаються посиленому зношуванню, що призводить до зменшення ресурсу їх роботи. Тому ударну дію хвилі детонації необхідно зменшити шляхом її послаблення. По-друге, у багатоканальних детонаційних пристроях, що працюють зі зниженою частотою пульсацій, робочий потік на вході в турбіну є суттєво нестаціонарним. В результаті режим обертання ротора турбіни набуває несталого характеру, що у край несприятливо позначається на умовах роботи валу і підшипників. Зменшити шкідливу дію пульсуючого потоку продуктів детонації на елементи турбіни та послабити ДХ можна введенням в конструкцію додаткового статора, встановленого перед робочими лопатками

турбіни. Проте в цьому випадку елементи конструкції статора будуть знаходитися під впливом високотемпературного високошвидкісного потоку ПД. Знизити температуру газового потоку можна також за рахунок введення у багатокамерну детонаційну установку нагнітальної камери, розташованої перед входом до турбіни (рис. 5, б). У нагнітальній камері змішуються газові потоки з окремих детонаційних камер. Якщо внутрішній діаметр нагнітальної камери буде меншим критичного значення, яке визначається розміром детонаційної чарунки, то поширення ДХ в камері носитиме затухаючий характер. Для легких вуглеводневих паливних сумішей критичний діаметр приблизно дорівнює $13 \cdot \lambda$, де λ - ширина чарунки. Підбором довжини нагнітальної камери можна досягти подальшого послаблення ДХ і стабілізації потоку.

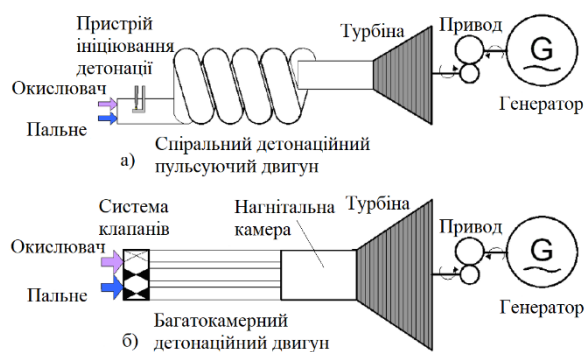


Рис. 5. Конструктивна схема інтегрованої детонаційно-турбінної установки:
а – з ДК у формі спіралі; б – з багатокамерним детонаційним пристроєм

Висновки

Таким чином, використання багатокамерного ДД трубчасто-кільцевого типу є перспективним, але при цьому необхідно враховувати можливість проникнення ударної хвилі з однієї камери до інших, що може призвести до зриву стійкого режиму розповсюдження детонації. Розв'язання цієї проблеми лежить у площині вдосконалення загальних елементів конструктивної схеми багатокамерного двигуна (камери змішування, інтегрованого сопла та ін.), введення до конструкції окремих камер спеціальних газодинамічних пристроїв та системи керування параметрами процесу детонації.

Для підвищення ефективності ежекторного підсилювача тяги доцільним є використання елементів конструкції, які забезпечують зміну параметрів взаємного просторового розташування ежектора та ДК відповідно до польотних умов (швидкості, висоту польоту і т. ін.).

Для переходу від теоретичної концепції до практичної реалізації гібридного імпульсно-детонаційного газотурбінного двигуна й інтегрованої детонаційно-турбінної установки необхідно розв'язати дві ключові взаємопов'язані проблеми: послаблення детонаційної хвилі у вхідному пристрої турбіни (завдяки використанню додаткового ступеня статора з пониженням температури внаслідок інжекції води) та забезпечення необхідного ресурсу роботи підшипників і валу при динамічній дії на елементи турбіни пульсуючого потоку продуктів детонації.

Література

1. Alam, Noor. *Thermodynamic Performance of Pulse Detonation Engine: A Technical Report [Text]* / Noor Alam, K. K. Sharma, K. M. Pandey // *Proceedings of International Conference on Sustainable Computing in Science, Technology and Management (SUSCOM)* / Amity University Rajasthan, Jaipur – India, February 26-28. – 2019. – P. 919-924.
2. Lu, F. K. *Prospects for Detonation in Propulsion [Text]* / F. K. Lu // *Invited lecture, 9th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows – Korea : GyeongJu, 2009. – Paper № IL-2. – 10 p.*
3. *Модель турбулентного перемішування продуктів детонації із зовнішнім середовищем у камері імпульсного двигуна [Текст]* / О. Є. Золотько, О. В. Золотько, Ю. І. Мороз, О. В. Сосновська // *Космічна наука технологія. – Вип. 24(6). – Київ, 2018. – С. 16–23. doi: 10.15407/kniit2018.06.016.*
4. *Analysis of an Ejector-Augmented Pulse Detonation Rocket [Text]* / Donald R. Wilson, Frank K. Lu, JunHyun Kim, Haider Hekiri // *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit – AIAA 2008-114, 7 - 10 January, 2008. – Nevada : Reno. – P. 114. DOI: 10.2514/6.2008-114.*
5. *Performance studies of pulse detonation engine ejectors [Text]* / D. Allgood, E. Gutmark, J. Hoke, R. Bradley, F. Schauer // *Journal of Propulsion and Power. – 2008. – Vol. 24, Iss. 6. – P. 1317-1323. DOI: 10.2514/1.35001.*
6. *Аналіз впливу конструктивних параметрів ежекторного сопла на характеристики детонаційного двигуна [Текст]* / О. В. Сосновська, О. Є. Золотько, Ю. І. Мороз, О. В. Золотько // *Науково-технічний збірник «Механіка гіроскопічних систем». – Київ, 2015. – Вип. 30. – С. 62-72. DOI: 10.20535/0203-377130201573186.*
7. Panicker, P. *The Development and Testing of Pulsed Detonation Engine Ground Demonstrators : [Text] Ph.D. Thesis* / P. Panicker. – The University of Texas at Arlington, Arlington, Texas, 2008. – 327 p.

References

1. Alam, Noor., Sharma, K. K., Pandey, K. M. Thermodynamic Performance of Pulse Detonation Engine: A Technical Report. *Proceedings of International Conference on Sustainable Computing in Science, Technology and Management (SUSCOM)*, Amity University Rajasthan, 26-28 February 2019, Jaipur – India, February 26-28, 2019, pp. 919-924.
2. Lu, F. K. Prospects for Detonation Propulsion Invited lecture. *9th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows*, 2010, Korea, Gyeongju, 2009, Paper No. IL-2. 10 p.
3. Zolotko, O. Ye., Zolotko, O. V., Moroz, Yu. I., Sosnovska, O. V. *Model turbulentnogo peremishuvannya produktiv detonaciyi iz zovnishnim seredov'yshhem u kameri impul'snogo dvyguna* [The burned gas with external environment in the pulse detonation engine chamber turbulent mixing model]. *Kosmichna nauka tekhnologiya*, Kyiv, 2018, vol. 24, iss. 6, p. 16-23. doi: 10.15407/knit2018.06.016.
4. Wilson, Donald R., Lu, Frank K., Kim, JunHyun., Hekiri, Haider. Analysis of an Ejector-Augmented Pulse Detonation Rocket. *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA 2008-114, Nevada, Reno, 7 - 10 January 2008, pp. 114. DOI: 10.2514/6.2008-114.
5. Allgood, D., Gutmark, E., Hoke, J., Bradley, R., Schauer, F. Performance studies of pulse detonation engine ejectors. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, vol. 24, iss. 6, pp. 1317-1323. DOI: 10.2514/1.35001.
6. Sosnovska, O. V., Zolotko, O. Ye., Moroz, Yu. I., Zolotko, O. V. *Analiz vplyvu konstruktivnykh parametriv ezhektornogo sopla na xarakterystyky detonacijnogo dvyguna* [Analysis of the impact of structural parameters ejector nozzle on the characteristics of detonation engine]. *Naukovo-tekhnichnyj zbirnyk «Mexanika giroskopichnyx system»*, Kyiv, 2015, vol. 30, pp. 62-72. DOI: 10.20535/0203-377130201573186.
7. Panicker, P. *The Development and Testing of Pulsed Detonation Engine Ground Demonstrators*. Ph.D. Thesis. The University of Texas at Arlington, 2008, Arlington, Texas. 327 p.

Надійшла до редакції 10.03.2020, розглянута на редколегії 15.04.2020

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИМПУЛЬСНЫМИ ДЕТОНАЦИОННЫМИ КАМЕРАМИ

А. Е. Золотько, Е. В. Золотько, А. В. Сосновская, А. С. Аксенов, И. С. Савченко

При сгорании компонентов ракетного топлива в детонационном режиме давление продуктов химических реакций в камере ракетного двигателя существенно увеличивается. Это преимущество позволяет отказаться от турбонасосной системы подачи топлива и осуществить переход к более простой и надежной вытеснительной системе. Мощность объемного тепловыделения (МВт/литр) детонационных двигателей на несколько порядков превышает аналогичный показатель авиационных и ракетных двигателей, работающих по циклу Брайтона. Высокая скорость высвобождения выделенной в детонационном режиме энергии позволяет значительно снизить массу, габаритные размеры двигательной установки и повысить ее быстродействие. Благодаря указанным особенностям детонационные камеры целесообразно применять в составе эжекторных усилителей тяги, совместно с турбиной в генераторах электрической мощности космических летательных аппаратов, в гибридном исполнении совместно с турбовентиляторным или турбовинтовым двигателями и т. д. Рассмотрены особенности различных конструктивных схем детонационных двигателей (ДД): однокамерного и многокамерного импульсных детонационных двигателей (ИДД), пульсирующего ДД с эжекторным усилителем тяги, гибридного импульсного ДД и интегрированной детонационно-турбинной установки с детонационной камерой в форме спирали и с многокамерным детонационным устройством. В многокамерном ИДД реализована возможность многократного повышения частоты пульсаций, а в ИДД с эжектором – повышения величины тяги. Замена традиционных камер детонационными в конструкции газотурбинных двигателей позволит по некоторым оценкам обеспечить снижение удельного расхода топлива от 8 % до 10 %. В гибридной детонационной двигательной установке сочетаются преимущества, присущие детонационному циклу, с положительными качествами турбокомпрессорного. Сочетание ИДД и турбины позволяет создать когенерационную установку, в которой турбину используют для производства электроэнергии, а детонационную камеру – для создания импульса тяги. Практическая реализация гибридного импульсно-детонационного газотурбинного двигателя и интегрированной детонационно-турбинной установки возможна при условии решения двух ключевых взаимосвязанных проблем: ослабления детонационной волны на входе в турбину и обеспечения необходимого ресурса работы подшипников и вала под воздействием пульсирующего потока продуктов детонации.

Ключевые слова: детонационная камера; импульсный детонационный двигатель; конструктивная схема двигателя; эжектор; гибридный импульсный детонационный двигатель; когенерационная установка.

DESIGN FEATURES OF ENGINES WITH PULSED DETONATION CAMERAS

Z. O. Zolotko, O. V. Zolotko, O. V. Sosnovskaya, O. S. Aksyonov, I. S. Savchenko

The pressure of the products of chemical reactions in the chamber of a rocket engine increases significantly if the rocket fuel components burn in the detonation mode. In this case, it can get to a simpler and more reliable expulsion propellant feed system instead of a turbopump feed system. The value of heat release power (MW / liter) of detonation engines is several orders of magnitude larger than that of aircraft and rocket engines operating in the Brighton cycle. The high rate of energy released in the detonation mode can significantly reduce the mass, the inertia, and overall dimensions of the propulsion system. Due to these features, detonation chambers are advisable to be used as part of ejector pulsed detonation engines, together with a turbine – in electric power generators of spacecraft, in a hybrid design – together with turbofan or turboprop engines, etc. In the article are considered various design schemes of pulse detonation engines (PDE): single-chamber and multi-chamber pulsed detonation engines; an *ejector PDE system*; a hybrid PDE and an integrated detonation-turbine unit with a detonation chamber in the form of a spiral and with a multi-chamber detonation device. The possibility of pulsation frequency increase is realized in the multi-chamber pulsed detonation engine, and the possibility of *thrust* size increase is realized in *PDE* with ejector. Replacing traditional chambers with detonation chambers in the construction of gas turbine jet engine will allow providing a decrease in propellant flow rate value from 8 % to 10 % on some estimations. In the hybrid detonation propulsion plant advantages inherent to the detonation cycle combine with positive features of a turbo-compressor jet engine. A combination of PDE and turbine allows creating the cogeneration propulsion system in that a turbine is used for the production of electric power, and detonation chamber – for the creation of thrust impulse. Practical realization of hybrid pulse detonation turbo-engine and the integrated detonation-turbine device is possible if two key complex problems will be solved. These problems are the detonation waves weakening on input in a turbine and the bearing and shaft necessary work resource increasing into a detonation pulsating stream.

Keywords: detonation chamber; pulse detonation engine; design schemes of pulse detonation engines; ejector; hybrid detonation propulsion plant; cogeneration propulsion system.

Золотько Олександр Євгенович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

Золотько Олена Василівна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри безпеки життєдіяльності фізико-технічного факультету, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

Сосновська Олександра Валеріївна – аспірантка кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

Аксьонов Олександр Сергійович – аспірант кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

Савченко Ірина Сергіївна – студентка кафедри проектування і конструкцій фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

Zolotko Oleksandr Evgenievich – Candidate of Technical Science (PhD), Associate Professor, Department of Engine Construction, Physical and Technical Faculty, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: alexaur61@gmail.com.

Zolotko Olena Vasilivna – Candidate of Technical Sciences (PhD), Associate Professor, Life Safety Department, Physical and Technical Faculty, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: alexaur61@gmail.com.

Sosnovskaya Oleksandra Valerievna – PhD student, Department of Engine Construction, Physical and Technical Faculty, Oles Honchar Dnipropetrovsk National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: arushsuzana@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0002-8758-5237.

Aksyonov Oleksandr Serhiyovych – PhD student, Department of Engine Construction, Physical and Technical Faculty, Oles Honchar National University of Physics and Technology, Dnipro, Ukraine.

Savchenko Irina Sergeevna – PhD student, Department Designing and Construction of Aircrafts, Physical and Technical Faculty, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine.