УДК 533.6.011+532.526 https://doi.org/10.15407/itm2021.02.046

В. І. ТИМОШЕНКО, В. П. ГАЛИНСЬКИЙ, Ю. В. КНИШЕНКО

ТЕОРЕТИЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ З АЕРОГАЗОДИНАМІКИ ОБ'ЄКТІВ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: itm12@ukr.net

Наведено результати теоретичних досліджень з аерогазодинаміки об'єктів ракетно-космічної техніки, що отримано за період з 2016 р. до 2020 р. у відділі аерогазодинаміки і динаміки технічних систем Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України за напрямками: аеродинаміка ракет, математичне моделювання процесів аерогазотермодинаміки надзвукового літального апарату (ЛА) з прямоточним повітряно-реактивним двигуном (ППРД), струменеві течії, гідрогазодинаміка систем керуючих реактивних двигунів малої тяги. Стосовно до аеродинаміки ракет створено розрахунково-методичне забезпечення (РМЗ), що призначено для розрахунків надзвукового обтікання ракет з тонкими органами керування і стабілізації. Основною перевагою створеного РМЗ є оперативність розрахунку і простота комплектації компоновок ракет крилами, органами керування і стабілізації. З математичного моделювання процесів аерогазотермодинаміки надзвукового ЛА з ППРД отримано нові результати, пов'язані зі створенням оперативної методики комплексного розрахунку течій в трактах ППРД і узагальненням її на просторовий випадок обтікання ЛА з ППРД. Створено РМЗ, засноване на маршових методах розрахунку, що дозволяє моделювати течії в трактах ППРД з урахуванням обтікання корпусу ЛА перед входом до повітрозабірника і впливу струменя продуктів згоряння на хвостову частину корпусу ЛА і взаємодії його зі збуреним потоком, що набігає. Створене РМЗ рекомендовано до використання на попередньому етапі вибору форми елементів ППРД. Для течій струменів створено РМЗ, що призначено для маршового розрахунку турбулентних струменів продуктів згоряння ракетних двигунів з подачею води в тіло струменя. Виявлено основні закономірності впливу подачі води, змішання струменя з повітрям і догорання високотемпературного струменя ракетного двигуна в кисні повітря на структуру течії, термогазодинамічні і теплофізичні параметри струменя. З використанням створеного РМЗ процесів функціонування систем рідинних двигунів малої тяги проведено супроводження розробки та наземного вогневого відпрацювання принципово нової системи керуючих реактивних двигунів з живленням з магістралей маршового двигуна верхнього ступеня ракети космічного призначення «Циклон-4М», що розробляється у Державному підприємстві «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля» (КБ «Південне»). Отримані розрахунковим шляхом результати дозволили підвищити інформативність даних вогневих випробувань при моделюванні льотних умов. Розроблене РМЗ передано до «КБ «Південне» для використання в проєктних розрахунках.

Ключові слова: *ракета-носій, літальний апарат, прямоточний повітряно-реактивний двигун, керуючий двигун малої тяги, аерогазодинаміка, струмінь продуктів згоряння палива, числове моделювання, маршовий метод.*

This paper presents the results of theoretical studies on rocket/space hardware aerogas dynamics obtained from 2016 to 2020 at the Department of Aerogas Dynamics and Technical Systems Dynamics of the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine along the following lines: rocket aerodynamics, mathematical simulation of the aerogas thermodynamics of a supersonic ramjet vehicle, jet flows, and the hydraulic gas dynamics of low-thrust control jet engines. As to rocket aerodynamics, computational methods and programs (CMPs) were developed to calculate supersonic flow past finned rockets. The chief advantage of the CMPs developed is computational promptness and ease of adding wings and control and stabilization elements to rocket configurations. A mathematical simulation of the aerogas thermodynamics of a supersonic ramjet vehicle yielded new results, which made it possible to develop a prompt technique for a comprehensive calculation of ramjet duct flows and generalize it to 3D flow past a ramjet vehicle. Based on marching methods, CMPs were developed to simulate ramjet duct flows with account for flow past the airframe upstream of the air inlet, the effect of the combustion product jet on the airframe tail part, and its interaction with a disturbed incident flow. The CMPs developed were recommended for use at the preliminary stage of ramjet component shape selection. For jet flows, CMPs were developed for the marching calculation of turbulent jets of rocket engine combustion products with water injection into the jet body. This made it possible to elucidate the basic mechanisms of the effect of water injection, jet–air mixing, and high-temperature rocket engine jet afterburning in atmospheric oxygen on the flow pattern and the thermogas dynamic and thermalphysic jet parameters. CMPs were developed to simulate the operation of liquid-propellant low-thrust engine systems. They were used in supporting the development and ground firing tryout of Yuzhnoye State Design Office's radically new system of control jet engines fed from the sustainer engine pipelines of the Cyclone-4M launch vehicle upper stage. The computed results made it possible to increase the informativity of firing test data in flight simulation. The CMPs developed were transferred to Yuzhnoye State Design Office for use in design calculations.

Keywords: *launch vehicle, flying vehicle, ramjet, low-thrust control engine, aerogas dynamics, propellant combustion product jet, numerical simulation, marching method.*

Однією з основних умов створення нових об'єктів ракетно-космічної техніки є наявність науково-методичної бази для проведення теоретичних і експериментальних досліджень процесів аерогазодинаміки, що супроводжують функціонування як окремих елементів об'єктів ракетно-космічної техніки, так і ракетних комплексів в цілому. Значною мірою аерогазодинаміка визначає компоновку літального апарату (ЛА) і умови його функціонування. Від рівня допустимих газодинамічних і теплових навантажень, що діють на елементи ЛА, залежить його вигляд і режим польоту. Експериментальні дослідження, що дозволяють отримувати найбільш достовірні оцінки максимальних газодинамічних і теплових навантажень, що діють на ЛА, дуже дорогі і вимагають великих затрат часу. Тому, як правило, особливо на початковому етапі проєктування, використовуються теоретичні методи дослідження, з яких основними є методи числового моделювання з використанням різних наближень рівнянь Нав'є–Стокса.

Результати комплексного розрахунку ЛА з крилами, розвиненими органами управління і стабілізації і при наявності прямоточного повітряно-реактивного двигуна (ППРД) в строгій математичній постановці можна отримати методом встановлення за часом, вирішуючи повну систему рівнянь газової динаміки і хімічної кінетики. В рамках такого підходу зазвичай вирішуються нестаціонарні тривимірні рівняння газової динаміки з використанням комерційних програмних комплексів (FlowVision, ANSYS CFX, ANSYS FLUENT, SolidWorks та ін.), які в даний час набули широке розповсюдження. Однак застосування алгоритмів методу встановлення вимагає великих витрат машинного часу – від кількох годин до кількох діб в залежності від складності розв'язуваної задачі. Великі витрати часу на проведення одного розрахунку обмежують використання комерційних програмних комплексів при проведенні багатопараметричних проєктних розрахунків. Істотно зменшуються витрати часу на проведення розрахунків при використанні маршових алгоритмів розрахунку, що особливо важливо на етапі проєктного відпрацювання конструктивних параметрів складових частин ракет і ЛА при реалізації великої кількості розрахункових варіантів. Це стимулювало в Інституті технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України (ІТМ НАНУ і ДКАУ) розробку розрахунково-методичного забезпечення (РМЗ), орієнтованого на оперативне визначення параметрів потоку при надзвукових швидкостях польоту з використанням маршових методів розрахунку [1, 2]. Цей огляд присвячений стану розробок з аерогазодинаміки об'єктів ракетно-космічної техніки в ІТМ НАНУ і ДКАУ.

Аеродинаміка ракет. Сучасний розвиток ракетної техніки висуває вимоги до створення нових типів ракет-носіїв, які є досить складними, а також комплектуються органами управління та стабілізації. Наявність на бічній поверхні корпуса ракети-носія тонких консолей органів управління призводить до істотної зміни поля збуреної течії в порівнянні з полем потоку навколо ізольованого корпусу ракети. Урахування впливу органів управління та стабілізації на аеродинамічні характеристики ракети-носія навіть в разі нев'язкої течії газу є досить складним завданням. При проведенні розрахунків з урахуванням інтерференції розглядається обтікання надзвуковим потоком одночасно корпусу і консолей, що розміщені на ньому. Використовується багатозонний метод розрахунку, в якому внутрішня границя розрахункової області складається з елементів поверхні корпусу та консолей у відповідних маршо-

вих перерізах, а в якості зовнішньої границі задається фронт головної ударної хвилі. При цьому розрахункова область у маршовому напрямку розбивається на кілька характерних зон, в залежності від місць розташування консолей на корпусі [3].

На рис. 1 показано приклад розбиття поля течії біля тіла на характерні області, а саме: А – область течії біля носової частини, Б – область течії біля ділянки корпусу ракети без консолей, В – область течії біля ділянки корпусу ракети з консолями.

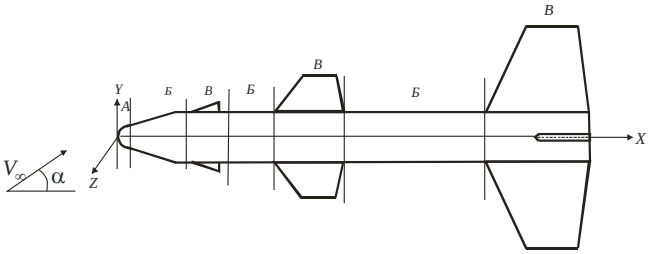


Рис. 1

З використанням розроблених алгоритмів та програм були проведені дослідження надзвукового обтікання ракет-носіїв, які розроблялись в Україні.

Тестові результати розрахунків розподілених та сумарних аеродинамічних характеристик при надзвуковому обтіканні з числом Маха M_∞=3 при куті атаки ~ =10° загостреного тіла обертання з оперенням добре узгоджуються з результатами розрахунків, наведених в інших роботах. На рис. 2 наведено розподіли тиску на поверхні корпусу опереного тіла з "+"-образним оперенням в поперечному перерізі z=4,5, де розташоване оперення. Точки відповідають результатам роботи [4]. Описане РМЗ знайшло використання при проєктному відпрацюванні низки об’єктів ракетної техніки.

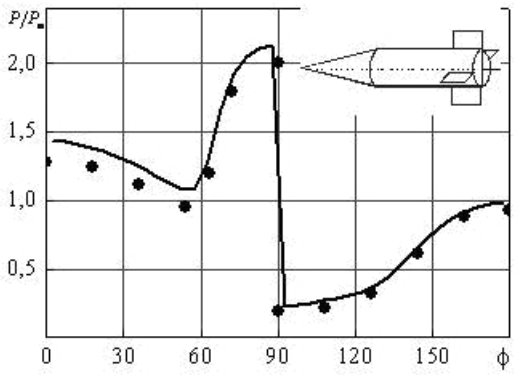
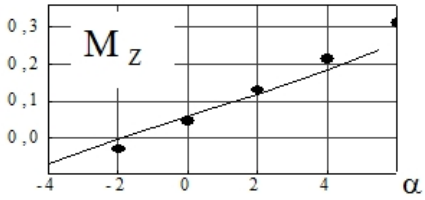


Рис. 2

В попередні роки були також проведені дослідження надзвукового обтікання повних компоновок ракет-носіїв "Світязь" та "Оріль", які розроблялися в рамках Національної космічної програми України. В теперішній час це РМЗ було адаптовано для розрахунку тактичних ракет, були отримані аеродинамічні характеристики (АДХ) оперативно-тактичної ракети «Грім» [5] (рис. 3) при M_∞=3, які узгоджуються з експериментальними даними.

Коефіцієнт моменту M_z



Поле ізобар

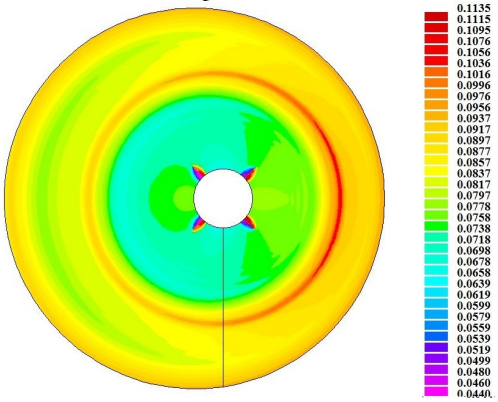


Рис. 3

На рис. 3 показані зміна коефіцієнту поздовжнього моменту M_z в залежності від кута атаки та поле ізобар для "X"-образної компоновки в поперечному перерізі z =8, що отримані при розрахунку течії з боковим кутом ковзання =90º.

Математичне моделювання процесів аерогазотермодинаміки надзвукового літального апарату з прямоточним повітряно-реактивним двигуном. В останні десятиліття в провідних зарубіжних дослідницьких аеродинамічних центрах підвищена увага приділяється науково-дослідним і дослідно-конструкторським роботам зі створення гіперзвукових ЛА (ГЛА) з ППРД для швидкостей польоту з числами Маха від 4 до 10 [6] – [9]. В Україні роботи з проєктування гіперзвукової ракети з ППРД виконуються у Державному підприємстві «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля» (КБ «Південне») [10]. Характерною особливістю ЛА, який використовує в якості силової установки ППРД, є високий ступінь інтеграції планера та силової установки.

Загальна схема обтікання ЛА з ППРД приведена на рис. 4, на якому в площині симетрії течії показані розрахункова геометрія ЛА з ППРД, положення ударних хвиль та границі струменя від ППРД (1 – корпус ЛА, 2 – вхід у повітрозабірний пристрій (ПЗП), 3 – камера згоряння, 4 – сопло з вихлопним струменем, 5 – зона змішення струменя з потоком, що набігає).

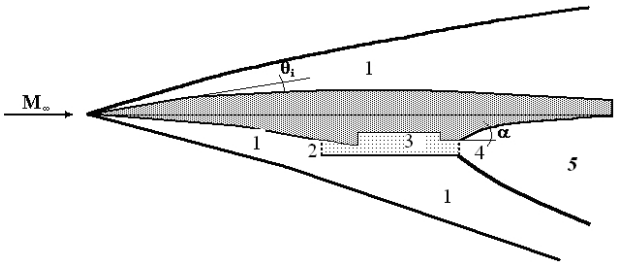


Рис. 4

Комплексний оперативний розрахунок ППРД зводиться до маршового розрахунку течій в наступних елементах ППРД:

а) розрахунок течії в ПЗП з підбором положення прямого стрибка ущільнення, що забезпечує необхідне значення коефіцієнта швидкості a_k на виході з каналу ПЗП. Цей розрахунок має дві складові:

– маршовий розрахунок надзвукової течії у вхідній частині ПЗП;

– маршовий розрахунок дозвукової течії в каналі ПЗП за прямим стрибком ущільнення;

б) розрахунок дозвукової течії в камері згоряння з урахуванням подачі гасу і кінетики його горіння;

в) розрахунок течії в соплі, який має дві складові:

– розрахунок трансзвукової течії в соплі Ловаля для отримання надзвукового потоку за горлом сопла в частині, що розширюється. Важливо відзначити, що при маршовому розрахунку площа критичного перерізу сопла повинна бути узгоджена з параметрами потоку в камері згоряння;

– маршовий розрахунок надзвукової течії в соплі;

г) розрахунок течії в струмені продуктів згоряння, який має дві складові:

– маршовий розрахунок надзвукової течії в струмені продуктів згоряння з урахуванням їх догорання;

– розрахунок взаємодії струменя продуктів згоряння з надзвуковим потоком повітря, який сформувався після обтікання передньої частини корпусу ЛА.

При числовому моделюванні процесів аерогазодинаміки таких апаратів необхідно вирішувати спільно цілий комплекс завдань [11, 12]. Числове моделювання течії розбивається на складові: розрахунок течії навколо носового обтічника і фюзеляжу ЛА; розрахунок течії в ПЗП, камері згоряння і соплі з вихлопним струменем. Інтеграція елементів апарату вимагає глибокого дослідження течії з навітряного боку поверхні носового обтічника і в ПЗП. Суперечливі вимоги, пов’язані з максимальним гальмуванням надзвукового потоку і мінімальними втратами повного тиску, є надзвичайно складними. Тому питання проєктування форми носового обтічника і форми каналу ПЗП є ключовим при проєктуванні ППРД.

Для розрахунку надзвукових течій в каналі ПЗП в режимі вільного витікання і з протитиском використовуються розроблені в інституті маршові алгоритми [13, 14]. Параметри надзвукових течій при зовнішньому обтіканні носового обтічника ЛА, у вхідній частині ПЗП і надзвукового витікання продуктів згоряння через вихідне сопло ППРД визначаються з використанням рівнянь нев’язкого газу або спрощених рівнянь Нав’є–Стокса – рівнянь «вузького шару», які є компіляцією рівнянь Ейлера (нев’язкого течії) і рівнянь прикордонного шару. Розрахунок течії в вихлопному струмені здійснюється з урахуванням обтікання нижньої хвостової частини поверхні ЛА і взаємодії струменя зі збуреним передньою частиною апарату потоком.

Для розрахунку внутрішніх дозвукових течій у вихідній частині ПЗП та хімічно нерівноважних течій в камері згоряння застосовуються рівняння типу прикордонного шару. Розроблене РМЗ дає можливість визначити параметри течії в камері згоряння і досліджувати вплив на поле течії таких факторів як кінетика горіння, геометрія каналу, коефіцієнт швидкості і коефіцієнт відновлення повного тиску у вихідному перерізі ПЗП. В процесі маршового розрахунку для заданих значень параметрів форми елементів ППРД можна швидко оцінити можливість виникнення звукового «замикання» течії в камері зго-

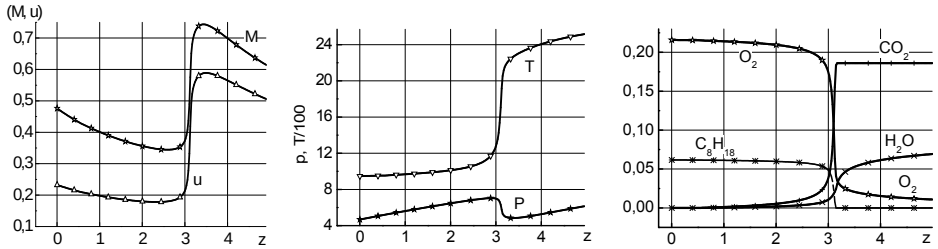
ряння, що обумовлено горінням гасу, і підібрати площину біля критичної частини вихідного сопла.

Як пальне в камері згоряння використовується гас. Горіння гасу моделюється за допомогою однокрокових і багатокрокових кінетичних моделей [15]. Отримано інформацію щодо впливу процесів перемішування пального на займання і горіння гасу в камері згоряння, досліджено питання про вплив догорання у вихідному соплі і вихлопному струмені ППРД на параметри витікання продуктів згоряння.

В [16] запропоновано використовувати двохстадійний механізм окислення гасу. При розрахунку параметрів в камері згоряння на першій стадії розглядається реакція безпосередньо загоряння гасу C_nH_m (n=8, m=18)

$$\mathrm{C_nH_m}+\frac{n}{2}\mathrm{O_2}\rightarrow n\mathrm{CO}+\frac{m}{2}\mathrm{H_2}.$$

На другій стадії для моделювання кінетичного механізму догорання продуктів згоряння гасу використовуються елементарні хімічні реакції для $C-O-H$ сумішей. Набір компонентів при подальших реакціях в повітряному потоці: $O_2, N_2, H_2O, CO, CO_2, O, H, H_2, OH$. Азот повітря приймається інертною домішкою. На рис. 5, а) наведені зміни швидкості і числа Маха, на рис. 5, б) – тиску і температури і на рис. 5, в) – концентрацій кисню, парів гасу і продуктів згоряння уздовж середньої лінії камери згоряння [17].

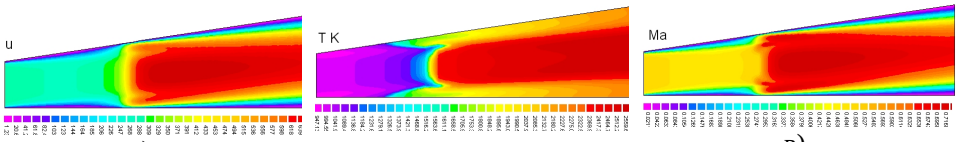


а) б) в)

Рис. 5

В областях до інтенсивного запалення і після повного згоряння гасу C_8H_{18} розширення камери згоряння призводить до зменшення швидкості і числа Маха. Займання гасу призводить до підводу тепла до дозвукового потоку, внаслідок чого зростають число Маха, швидкість і температура, а тиск зменшується. Проміжні компоненти CO, H_2 та інші наявні на околиці області займання компоненти складають менше одного відсотка. Ступінь розширення камери згоряння визначається тангенсом кута відхилення верхньої стінки камери згоряння $\partial B_e/\partial z$, в розрахунках прийнято $\partial B_e/\partial z$ =0,0225. Менше розширення підведення тепла внаслідок горіння призводить до звукового «замикання» течії в камері згоряння.

На рис. 6 показані поля ізоліній термогазодинамічних параметрів в камері згоряння, отримані в наближені «вузького каналу». На рис. 6, а) наведені поля ізоліній швидкості, на рис. 6, б) – температури і на рис. 6, в) – числа Маха.



а) б) в)

Рис. 6

Були проведені тестові розрахунки обтікання ЛА з ППРД надзвуковим потоком з числом Маха M_∞ =4,1 під кутом атаки ~ =10° [18]. На рис. 7 наведено поле ізоліній поздовжньої швидкості в площині симетрії течії для зовнішнього потоку біля корпусу ЛА, обмеженого знизу поверхнею корпусу ЛА, а зверху – фронтом головної ударної хвилі.

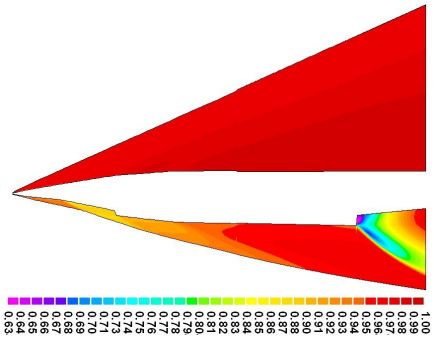


Рис. 7

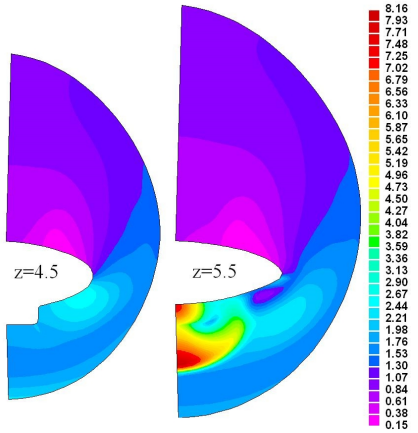


Рис. 8

Уступи в нижній частині корпусу ЛА відповідають: входу в канал ПЗП в перерізі z =1,8 і зрізу сопла в перерізі z =5,0. Через сопло витікає надзвуковий струмінь продуктів згорання з числом Маха M_j =1,5 і тиском p_j на зрізі сопла p_j / p_∞ =45, де p_∞ – тиск у набігаючому потоці. На рис. 7 добре видно внутрішній стрибок, який починається в кутовій точці на корпусі ЛА і формується в результаті взаємодії струменя продуктів згоряння, що витікає з тракту ППРД скрізь сопло, зі збуреним потоком повітря біля бокової поверхні корпусу ЛА.

На рис. 8 показані поля ізобар p / p_∞ тиску біля корпусу ЛА в поперечних перерізах перед зрізом сопла для z =4,5 і за зрізом сопла для z =5,5 в області взаємодії струменя з нижньою поверхнею корпусу ЛА. На навітряній стороні потоку в перерізі z =5,5 добре видна область підвищеного тиску за внутрішнім стрибком, що поширюється у напрямку до головної ударної хвилі. Рівень тиску в струмені і в області стиснення за внутрішнім стрибком зменшується в окружному напрямку зі зростанням полярного кута ¯ .

Розроблені маршові алгоритми дозволяють проводити оперативні комплексні розрахунки просторових течій біля корпусу ЛА і термогазодинамічних процесів в елементах інтегрованого з корпусом ППРД (ПЗП, камера згоряння, сопло зі струменем продуктів згоряння). Використання запропонованої розрахункової методики дає можливість істотно зменшити час проєктних розрахунків, що особливо важливо на етапі попереднього визначення параметрів функціонування ППРД, інтегрованого з корпусом ЛА. Розроблене

РМЗ рекомендовано до використання на попередньому етапі вибору форми елементів ППРД.

Струменеві течії. При проведенні вогневих випробувань ракетного двигуна одним з найбільш актуальних питань є захист наземного обладнання (газоходу) від тривалого теплового впливу струменя продуктів згоряння палива маршового двигуна. Для зменшення теплового впливу на конструкцію стендового обладнання використовується охолодження продуктів згоряння шляхом подачі води в тіло струменя продуктів згоряння [19]. Впорскування води здійснюється в деякому поперечному перерізі струменя. Водяний струмінь задається у вигляді хмари крапель води, які зносяться вниз по потоку і охолоджують продукти згоряння двигуної установки. Вода подається і розпорошується через спеціальну форсунку, вміщену в тіло струменя [20].

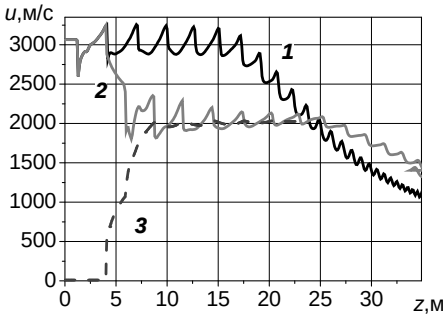
Математичне моделювання газодинамічних процесів в струмені продуктів згоряння з краплями води здійснюється на основі двохшвидкісної та двохтемпературної моделі суцільного середовища [21, 22]. Вважається, що газова фаза є замороженою сумішшю газових компонентів, які містяться в продуктах згоряння на зрізі сопла, а дисперсна фаза складається з крапель води сферичної форми. Пари води додаються до газової фази в процесі випаровування крапель води в струмені гарячих продуктів згоряння. У моделі двофазного потоку, що використовується, врахована швидкісна і теплова взаємодія між газовою та дисперсної фазами.

Особливості впливу подачі води в тіло струменя продуктів згоряння реактивного двигуна та догорання струменя при його витіканні в затоплений простір зводяться до наступного. При витіканні струменя продуктів згоряння в навколишній простір істотний вплив на термогазодинамічні параметри течії, особливо на температуру струменя, може надавати догорання продуктів згоряння в струмені під впливом підвищення температури і тиску при гальмуванні надзвукового струменя та наявності окислювача в струмені, а також догорання продуктів згоряння в області змішання в кисні повітря. При змішуванні з навколишнім повітрям продукти згоряння утворюють суміш з 9-ти компонент: $O_2, N_2, H_2O, CO, CO_2, O, H, H_2, OH$.

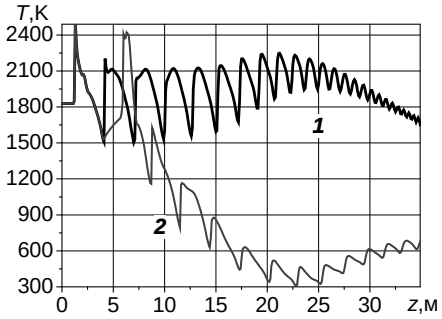
Розрахунки, проведені в [23] при наступних значеннях параметрів на зрізі сопла: радіус струменя R_C =0,523 м; число Маха M =3,24; температура струменя T =2100 К, тиск p =0,64·10^5 Па. Струмінь продуктів згоряння витікає в повітряний простір при тиску p =10^5 Па і статичній температурі T =293 К. Масові концентрації основних компонент на зрізі сопла: X_{H_2O} =0,286, X_{CO} =0,25, X_{CO_2} =0,4541, X_{H_2} =0,009. У перерізі підведення води встановлені такі параметри хмари крапель: масова частка води $k_{H_2O,f}$ =0,28; діаметр, швидкість і температура крапель d_0 =75 мкм, u_{p0} =10 м/с, T_{p0} =20°С, переріз підведення води z =4 м.

Розподіл швидкості (а) і температури (б) на осі струменя продуктів згоряння, що отримані без подачі (1) і з подачею (2) води, показано на рис. 9. На рис. 9, а) показана також і зміна швидкості крапель (3). Видно, що подача води призводить до різкого зменшення швидкості продуктів згоряння. Швидкість крапель стає сумірною зі швидкістю струменя на відносно короткій відстані від місця їх введення. Подальше зменшення швидкості струменя на його осі викликано змішанням струменя з навколишнім повітрям. Температура

струменя при уприскуванні крапель різко збільшується внаслідок її гальмування, а потім зменшується внаслідок теплообміну з краплями. На ділянці прогріву крапель температура змінюється повільніше, ніж після початку випаровування води. Після повного випаровування крапель має місце збільшення температури, викликане зменшенням швидкості надзвукового струменя при його змішуванні з повітрям. Зменшення температури продуктів згоряння призводить до зменшення місцевої швидкості звуку. Внаслідок цього зміна числа Маха в струмені носить немонотонний характер. На початковій ділянці після перерізу подачі води число Маха зменшується і стає менше, ніж у струмені без води. Тут зменшення швидкості відбувається більш різко, ніж зменшення швидкості звуку.



а)



б)

Рис. 9

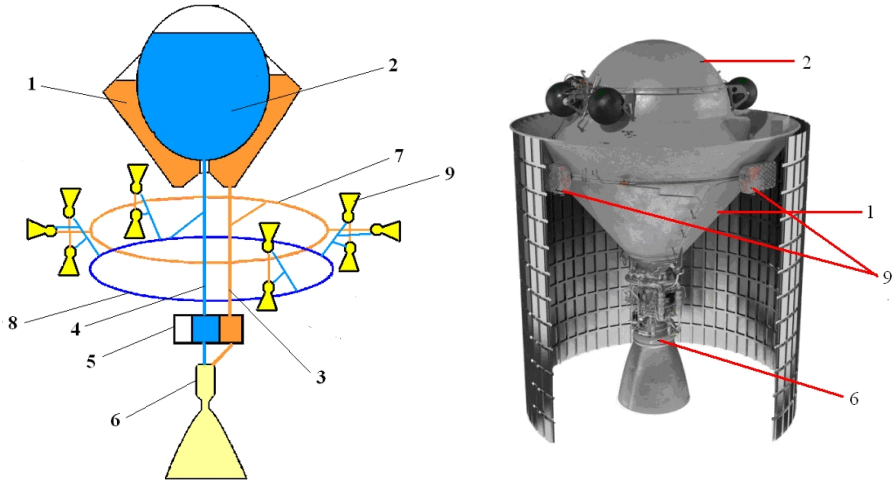
Створене РМЗ передано в КБ «Південне» для використання в проєктних розрахунках.

Гідрогазодинаміка систем керуючих двигунів малої тяги. На протязі останніх років в Україні проводиться розробка двигунної установки верхнього ступеня ракети-носія «Циклон-4М» у складі рідинного маршового двигуна (МД) і двокомпонентної рідинно-реактивної системи (РРС) керування рухом ступеня з використанням висококиплячих газонасичених компонентів [24].

Для підвищення ефективності роботи ракет-носіїв, при існуючих в даний час технічних засобах, використано два напрямки: зниження маси технічних засобів, які забезпечують вирішення цільової задачі і максимальне використання бортових ресурсів. Щодо системи виконавчих органів, які забезпечують керування рухом ракети-носія у вигляді рідинних реактивних двигунів, які працюють на тих же компонентах палива, що і маршовий двигун, зниження маси даної системи досягнуто відмовою від автономної системи живлення (окремі паливні баки і ємності системи газового витискання). При цьому проявляється інше джерело підвищення ефективності ракети-носія – більш повне використання залишків гарантованого запасу палива після зупинки маршового двигуна, яке дозволяє за допомогою керуючих двигунів забезпечити відведення останнього ступеня ракети-носія на траєкторію пасивації і повного виробітку екологічно брудних компонентів палива.

Особливість двигунної установки верхнього ступеня ракети-носія «Циклон-4М» полягає у багаторазових запусках і зупинках МД в процесі виведення корисних вантажів на різні орбіти та об'єднанні паливних магістралей МД і РРС.

На рис. 10 представлено схему і загальний вигляд системи живлення компонентами палива (КП) маршового двигуна і рідинно-реактивної системи у складі верхнього ступеня. Ця система складається з таких основних вузлів: паливних баків пального 1 та окиснювача 2, магістралей подачі КП 3, 4 до турбонасосного агрегату 5 і далі до маршового двигуна 6; живлення керуючих двигунів 9 здійснюється з колекторів 7, 8, з'єднаних з магістралями 3, 4 [25–28].



а) б)

Рис. 10

Перехід до неавтономного живлення керуючих двигунів (КД) призводить до необхідності розробки нової конструкції цих двигунів, здатної до роботи при більш низькому тиску компонентів палива на входах до камер згоряння двигунів малої тяги (ДМТ). Оскільки системи живлення паливом маршового двигуна і керуючих ДМТ виявляються гідравлічно пов'язаними, на роботу останніх істотний вплив мають режими роботи маршового двигуна, особливо в разі його багаторазових запусків та зупинок.

Іншою особливістю неавтономного живлення ДМТ при зниженому тиску компонентів палива є небезпека газовиділення з утворенням газорідинних середовищ. Це пов'язано з тим, що за технологією підготовки ракетного палива воно перед заправкою насичується нейтральними газами (азотом і гелієм).

Наявність гідравлічного зв'язку паливних магістралей РРС з магістралями МД ускладнює її розробку та методи наземного відпрацювання, що обумовлено появою на входах до РРС збурень тиску компонентів палива при запусках / зупинках МД у вигляді провалів і кидків тисків на входах до КД, які система керування рухом ступеню ракети повинна додатково відпрацьовувати. Це обумовило розробку нових конструкцій КД, які забезпечують їх роботу при номінальних тисках в камерах згоряння (КЗ) на рівні 1 бар, при цьому номінальна тяга досягає 30 Н на безперервному режимі. Внаслідок роботи МД або пауз у його вмиканнях тиски КП на входах до РРС змінюються у діапазонах від 4,7 бар до 5,3 бар за окислювачем та від 2,0 бар до 2,5 бар за пальним без урахування короткочасних збурень тисків у перехідних режимах, які будуть розглянуті нижче.

В умовах нової розробки керуючих двигунів і всієї системи живлення постала необхідність наземного відпрацювання у декілька етапів: 1) вогневе відпрацювання одиночних двигунів, 2) вогневе відпрацювання всієї системи з 10-ти керуючих двигунів, 3) комплексне випробування РРС (без запалювання КП у камерах згоряння) у складі верхнього ступеня при роботі МД з 5-ти разовим запуском МД. Випробування за пунктами 1) і 2) проводились у вакуумкамері з моделюванням льотних умов. При випробуваннях за пунктом 3) компоненти палива після паливних клапанів відбирались через збірні колектори до мірних ємностей з реєстрацією тисків на входах до РРС з імітаторами КД при відпрацюванні заданої циклограми роботи РРС [28].

В процесі розробки даної РРС і її наземного відпрацювання було використано створене в ІТМ НАНУ і ДКАУ програмно-методичне забезпечення розрахунку течій рідин у складних розгалужених магістралях, адаптоване до умов реактивних ДМТ, які застосовуються в якості виконавчих органів системи керування рухом верхнього ступеня ракети. Це дозволяє обґрунтувати методи та по можливості зменшити обсяги їх наземного експериментального відпрацювання, проаналізувати та узагальнити отримані результати і спрогнозувати умови безвідмовної роботи при льотній експлуатації зразків цих систем.

Процеси руху КП в магістралях живлення РРС описуються системою хвильових рівнянь відносно тисків та витрат на конструктивних ділянках складних розгалужених магістралей різного прохідного перерізу з урахуванням лінійних та місцевих гідравлічних опорів, можливого газовиділення та утворення газорідинних сумішей, що характеризуються зниженням швидкості розповсюдження збурень. Подача КП до камер згоряння КД регулюється за допомогою електрокерованих гідравлічних клапанів (ЕГК), розташованих на голівках КЗ КД. Робота клапанів здійснюється за командними сигналами у вигляді напруги, що подається від бортової системи керування на котушки електромагнітів. Математичну модель роботи ЕГК, що враховує електродинамічні параметри, перепади тиску КП на тарелях, пружності пружин та інші параметри описано в [29].

Неусталені термогазодинамічні процеси в камерах згоряння КД описуються за середньооб’ємною моделлю, представленою в [30], модифіковану в [25, 26].

Моделювання циклограм відпрацювання одиночних КД та РРС в цілому забезпечується завданням для кожного з КД тривалості подачі керуючої напруги та паузи на відповідні ЕГК.

Взаємозв’язок результатів математичної моделі та даних вогневого відпрацювання одиночних КД знайшов своє відображення в уточнені функції працездатності продуктів згорянні для конструктивного виконання камер згоряння, її гідравлічних параметрів, та параметрів ЕГК, яку використано у математичній моделі. Це забезпечує достатню достовірність розрахунків для системи КД в умовах автономних і комплексних випробувань та переносу їх на льотні умови.

Співставлення зведених результатів визначення тяги КД при завершальних доводочних автономних вогневих випробуваннях РРС з моделюванням впливу змін тисків на входах до РРС усереднено в залежності від тривалості роботи КД (від 0,03 с до 10 с). Результати розрахунку тяги КД та експериментального відпрацювання представлено на рис. 11, де суцільна лінія відповідає розрахунковим даним з визначення тяги КД, а ромбики – результатам експериментального визначення.

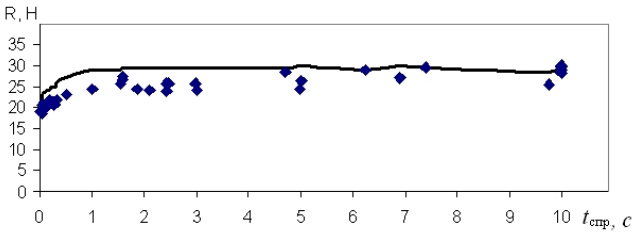


Рис. 11

Для розрахунку роботи керуючих двигунів в льотних умовах використано експериментальні дані зміни тисків КП на входах до РРС, отримані при комплексних випробуваннях МД і РРС за наявності збурень від запусків та зупинок МД, які наведено на рис. 12, а) і 12, б).

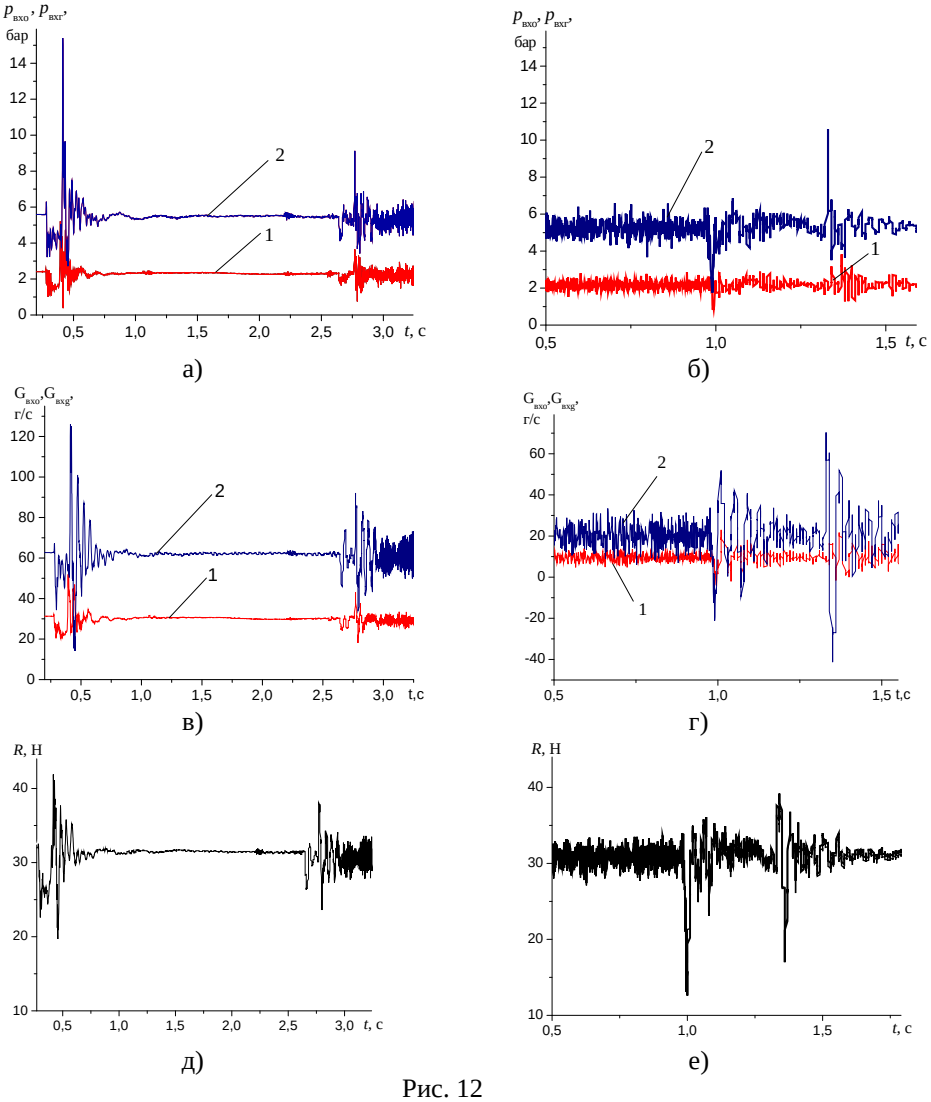


Рис. 12

Оскільки витрати КП через РРС на багато порядків менші за витрати КП на МД, можна вважати, що отримані при наземних випробуваннях дані для роботи РРС відповідають льотним умовам. На рис. 12, в) і рис. 12, г) представлено розрахункові результати змін витрат КП на входах до РРС при запуску

і зупинці МД. Криві 1 відносяться до параметрів пального, а криві 2 – до параметрів окислювача. При запуску враховувалась робота 6-ти КД, а при зупинці – робота 2-х КД, що працюють у безперервному режимі. Отримані результати показують, що при зупинці МД гідроудари і провали тисків призводять до імпульсних викидів окислювача в магістраль живлення МД.

Тяга КД при безперервному режимі роботи 6-ти КД для умов запуску МД показана на рис. 12, д) (наведено дані для одного КД, оскільки результати для інших 5-ти КД мають незначні кількісні і якісні відмінності, пов'язані зі взаємним впливом працюючих двигунів один на одного).

Величина тяги КД при перших провалах і кидках тисків на входах до РРС протягом приблизно 0,7 с імпульсно змінюється від 18 Н до 42 Н. При других провалах і кидках тисків на входах до РРС, які наступають приблизно через 2 с після перших, величина тяги змінюється в межах від 25 Н до 38 Н і далі пульсує з частотою приблизно10 Гц навколо значення 32 Н. Детальний аналіз роботи КД в імпульсних та комбінованих режимах представлено в [28].

Співставлення розрахункових результатів при запусках і зупинках МД для льотних умов (при змінах тисків у КЗ КД) з умовами наземних випробувань при постійних тисках за паливними клапанами засвідчує, що спрощений метод випробування РРС в повній мірі моделює льотні умови роботи РРС у перехідних режимах роботи маршового двигуна при його запусках та зупинках в процесі польоту верхнього ступеня РКП «Циклон-4М».

Оцінки змін тяги керуючих блоків показали, що отримані при автономних та комплексних наземних випробуваннях результати відповідають вимогам технічного завдання на розробку РРС для верхнього ступеня РКП «Циклон-4М».

Висновок. Створене в ІТМ НАНУ і ДКАУ розрахунково-методичне забезпечення призначено для моделювання широкого кола процесів аеро- і термогазодинаміки об'єктів ракетно-космічної техніки, що охоплюють такі класи задач: зовнішнє надзвукове обтікання корпусу ракети з надбудовами органів керування; комплексна задача обтікання корпусу гіперзвукового літального апарату з прямоточним повітряно-реактивним двигуном з урахуванням течій у повітряно-забірному пристрою, термохімічних процесів у камері згоряння, течії у надзвуковому соплі та надзвуковому струмені; вплив впорскування води у струмінь продуктів згоряння ракетного двигуна для зменшення теплового навантаження на наземне обладнання при вогневих відпрацюваннях; гідравлічні та газодинамічні процеси в системах живлення керуючих двигунів малої тяги з урахуванням газонасиченості компонентів палива та гідроударних збурень від запусків та зупинок маршового двигуна. Такі задачі виникають при розробці, створенні та експлуатації цих об'єктів ракетно-космічної техніки. Отримані результати знайшли застосування в практиці проєктування Державного підприємства «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля».

1. *Тимошенко В. І.* Комп'ютерне моделювання аеротермогазодинамічних процесів у технічних об'єктах (ракетно-космічна техніка, енергетика, металургія). Вісник НАН України. 2017. № 3. С. 24–37. https://doi.org/10.15407/visn2017.03.024
2. *Тимошенко В. И.* Исследования газовых и газодисперсных течений в обеспечение разработки объектов ракетно-космической техники и отдельных технологических процессов. Технічна механіка. 2018. № 3. С. 43–58. https://doi.org/10.15407/itm2018.03.043
3. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Численное моделирование сверхзвукового обтекания ракет-носителей, оснащенных тонкими органами управления и стабилизации. Космічна наука і технологія. 2017. Т. 23. № 5. С. 33–43. https://doi.org/10.15407/knit2017.05.033
4. *Розин А. В.* Исследование обтекания оперенного тела сверхзвуковым потоком газа. Аэродинамика входа тел в атмосферу планет. М.: Изд-во МГУ. 1983. С. 17–23.

5. *Карпенко А. В.* Оперативно-тактический ракетный комплекс «Гром-2». Военно-технический комплекс Бастион. 2018. URL: http://bastion-karpenko.ru/grom-2-ukraina_otr/ (Дата звернення10.05.2021).
6. *Комаров И. В., Зернюк Д. В., Епишин К. В.* Разработка и тактика применения гиперзвуковых летательных аппаратов по материалам зарубежных источников. Инновация и экспертиза. 2017. Вып. 1 (19). С. 204–214.
7. *Левин В. М.* Проблемы организации рабочего процесса в ПВРД. Физика горения и взрыва. 2010. Т. 46. № 4. С. 45–55. https://doi.org/10.1007/s10573-010-0055-z
8 *Задонский С. М., Косых А. П., Нерсесов Г. Г.* Газодинамические особенности обтекания модели гиперзвукового летательного аппарата интегральной компоновки. Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. 43. № 1. С. 32–47. https://doi.org/10.1615/TsAGISciJ.2012005188
9 *Жуков В. Т., Мануковский К. В., Новикова Н. Д., Рыков Ю. Г., Феодоритова О. Б.* Исследование картины течения в модельном тракте двигателя высокоскоростного летательного аппарата. Препринт ИПМ им. М. К. Келдыша РАН. № 5. 23 с.
10. *Малясов Д.* В Украине разрабатывают новое супероружие – гиперзвуковую ракету, способную преодолевать противоздушную оборону. URL: https://petrimazepa.com/v_ukraine_razrabatyvaut_novoe_superoruzie (Дата звернення10.05.2021).
11. *Тимошенко В. И., Белоцерковец И. С., Галинский В. П.* Концептуальные вопросы математического моделирования процессов аэрогазотермодинамики гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы: сб. науч. трудов. Харьков: Нац. аэрокосмический ун-т «Харьк. Авиац. ин-т». 2006. Вып. 2. С. 161–181.
12. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Математическое моделирование процессов аэрогазотермодинамики сверхзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Космічна наука і технологія. 2020. Т. 26. № 2. С. 3–18. https://doi.org/10.15407/knit2020.02.003
13. *Тимошенко В. И., Дешко А. Е.* Особенности торможения сверхзвукового потока в канале переменного сечения. Технічна механіка. 2016. № 1. С. 3–10.
14. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Особенности алгоритмов расчета течения в канале воздухозаборного устройства с противодавлением. Технічна механіка. 2017. № 3. С. 16–22. https://doi.org/10.15407/itm2017.03.016
15. *Тимошенко В. И.* Теоретические основы технической газовой динамики. Киев: Наукова думка, 2013. 426 с.
16. *Бойко В. М., Папырин А. Н., Поплавский С. В.* О динамике дробления капель в ударных волнах. ПМТФ. 1987. № 2. С. 108–115. https://doi.org/10.1007/BF00918731
17. *Тимошенко В. И., Дешко А. Е.* К вопросу о рациональной организации процессов смешения и горения в камере сгорания ПВРД. Авиационно-космическая техника и технология. 2015. № 8 (125). С. 75–81.
18. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Маршевые алгоритмы расчета термогазодинамических процессов в прямоточных воздушно-реактивных двигателях, интегрированных с летательным аппаратом, с учетом пространственных эффектов. Вестник двигателестроения. 2019. № 2. С. 14–23.
19. *Андреев О. В., Зюзликов В. П., Синильщиков Б. Е.* и др. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных о взаимодействии струи с газоотражателем в случае приосевого впрыска воды. Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 3 (56). С. 5–14.
20. *Моченов Р. А, Сотниченко А. В., Иваницкий Г. М., Сало М. П.* Исследование силового и теплового воздействия сверхзвуковых струй ракет космического назначения на газоход стартового комплекса при работе системы водоподачи. Космічна наука і технологія. 2020. Т. 26, № 3. С. 3–19. https://doi.org/10.15407/knit2020.03.003
21. *Тимошенко В. И., Дешко А. Е.* Численное моделирование истечения сверхзвуковой многокомпонентной химически-реагирующей струи продуктов сгорания ракетного двигателя. Космічна наука і технологія. 2017. Т. 23. № 6. С. 3–11. https://doi.org/10.15407/knit2017.06.003
22. *Тимошенко В. И.* Квазигомогенная модель газодисперсных течений с химическими реакциями и фазовыми переходами. Доповіді НАН України. 2018. № 2. С. 34–42. https://doi.org/10.15407/dopovidi2018.02.034
23. *Тимошенко В. И.* Влияние подачи воды в тело струи продуктов сгорания реактивного двигателя при ее истечении в затопленное пространство. Инженерно-физический журнал. 2020. Т. 93, № 4. С. 918–925. https://doi.org/10.1007/s10891-020-02191-8
24. Циклон-4М. URL: https://www.yuzhnoye.com/technique/launch-vehicles/launch-vehicles/cyclone-4m/ (Дата звернення10.05.2021).
25. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М., Анищенко В. М.* Вопросы отработки управляющей жидкостной реактивной системы с питанием из магистралей маршевого двигателя последней ступени ракеты-носителя. Космічна наука і технологія. 2016. Т. 22. № 1. С. 20–35. https://doi.org/10.15407/knit2016.01.020
26. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М., Анищенко В. М., Корельский А. В.* Расчетно-методическое обеспечение наземной отработки жидкостно-реактивной системы управления движением III ступени РКН «Циклон-4». Космическая техника. Ракетное вооружение. 2016. № 3. С. 3–14.
27. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В.* Влияние газонасыщенности жидкости на особенности неустановившихся течений в сложных трубопроводах. Инженерно-физический журнал. 2018. Т. 91. № 6. С. 1506–1516. https://doi.org/10.1007/s10891-018-1878-9
28. *Тимошенко В. І., Книшенко Ю. В., Дураченко В. М., Асмоловський С. Ю.* Аналіз роботи керуючих реактивних двигунів верхнього ступеня РН «Циклон-4М» при запусках та зупинках маршового двигуна. Технічна механіка. 2020. № 2. С. 22–35. https://doi.org/10.15407/itm2020.02.022
29. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Кошкин М. И.* Расчетно-экспериментальное обеспечение разработки реактивных двигательных установок малой тяги. Технічна механіка. 2005. № 2. С. 50–64.
30. *Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И.* Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 232 с.

Отримано 19.05.2021
в остаточному варіанті 08.06.2021