

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.003>
УДК 533.21

В. І. ТИМОШЕНКО¹, зав. відділу, д-р фіз.-мат. наук, проф., член-кор. НАН України

ORCID <https://orcid.org/0000-0001-8588-2468>

E-mail: vitymoshenko@ukr.net

В. П. ГАЛИНСЬКИЙ¹, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.

ORCID <https://orcid.org/0000-0003-1328-7883>

E-mail: itm12@ukr.net

О. М. ПАРШУТКІН², дир.

E-mail: ntoparus@ukr.net

¹ Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України
вул. Лешка-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

² ТОВ «НТКБ ПАРУС»

вул. Ю. Пасхаліна 20а, кв. 23, Київ, Україна, 02096

ОСОБЛИВОСТІ МАРШОВОГО РОЗРАХУНКУ НАДЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ РАКЕТИ-НОСІЯ З ТОРОПОДІБНИМ КРИЛОМ-ПІДВІСОМ

Запропоновано алгоритм маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети-носія з тороподібним крилом-підвісом, оснащеної прямоточним повітряно-реактивним двигуном. Особливістю розробленого алгоритму є введення двох розрахункових підобластей у зоні розміщення крила-підвісу на корпусі ракети-носія. Залежно від положення перерізу маршового розрахунку щодо передньої та задньої кромки крила-підвісу виконується перебудова розрахункової області. При попаданні на передню кромку крила-підвісу розрахункова область розбивається на нижню підобласть, розташовану між поверхнею корпусу ракети-носія і нижньою поверхнею крила-підвісу, і верхню підобласть, розташовану між верхньою поверхнею крила-підвісу та фронтом головної ударної хвилі. При попаданні на задню кромку крила-підвісу нижня та верхня розрахункові підобласті поєднуються у вигляді однієї розрахункової області. На базі розробленого алгоритму з використанням раніше створеної програми розрахунку обтікання ракет було створено програмне забезпечення, призначене для оперативних числових розрахунків надзвукового обтікання ракет-носіїв з круглими або еліптичними крилами, що охоплюють корпус ракети. Створене програмне забезпечення дозволяє суттєво скоротити витрати часу на виконання розрахунків із приємністю для проектування точністю.

Для конкретної форми ракети-носія з крилом-підвісом наведено результати числових розрахунків надзвукового обтікання у вигляді полів ізоліній газодинамічних параметрів у полі потоку та розподілу тиску на поверхнях корпусу ракети-носія та крила-підвісу. Показано, що використання крила-підвісу призводить до хвилеподібного характеру розподілу тиску в області між поверхнею корпусу ракети-носія та нижньою поверхнею крила-підвісу. Зі збільшенням кута атаки тиск у підвітряній частині цієї області перевищує тиск у навітряній частині поля. Наведено розподіл сумарних аеродинамічних характеристик сил і моментів, що діють на розглянуте компонування ракети-носія.

Ключові слова: ракета-носіїв, крило-підвіс, прямоточний повітряно-реактивний двигун, повітряозабірний пристрій, надзвуковий плин, маршові методи, алгоритм, числовий розрахунок, поле течії, розподіл тиску, аеродинамічні характеристики.

Цитування: Тимошенко В. І., Галинський В. П., Паршуткін О. М. Особливості маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети-носія з тороподібним крилом-підвісом. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6 (151). С. 3—14.
<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.003>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ЗАГАЛЬНІ ПОЛОЖЕННЯ ЩОДО РАКЕТИ З КРИЛОМ-ПІДВІСОМ

Прямоточні повітряно-реактивні двигуни (ППРД) активно досліджуються у США, рф, Китаї, Франції, Великобританії, Німеччині, Італії, Австралії, Індії та інших країнах. Починаючи з 1990-х років, було розроблено та створено льотні демонстратори гіперзвукових технологій: X-43A, X-51 США, ГЛЛ «Холод» рф, HyShot Австралія [18], які використовувалися для експериментальних досліджень. Нові розробки гіперзвукових демонстраторів ведуться у низці країн Європейського співтовариства [17]. Останнім десятиліттям спостерігається відродження розробок гіперзвукових ЛА з ППРД, яке викликане бажанням підвищити їхні льотні характеристики та забезпечити можливість їхнього повторного використання. Велика увага розробці гіперзвукових технологій приділяється в Китаї, внаслідок чого були створені балістичні ракети DF-17 та DF-41 з гіперзвуковими боєголовками.

В даний час розробляються системи-кандидати на транспортні засоби з можливостями, що постійно зростають, і числами Маха, зокрема системи прискорювального планування, багаторазові літаки, космічні ракети-носії та ракетні технології. Гіперзвукові польоти з використанням атмосферного кисню як окислювача високо цінуються як у галузі космічних перевезень, так і в галузі національної аерокосмічної безпеки, і ГППРД є основними силовими установками для таких польотів.

Аеродинамічний прогноз відіграє важливу роль у проектуванні та оптимізації гіперзвукових ЛА. Технологія CFD стала незамінним засобом для вивчення аеротермальних прогнозів. На її результати впливає безліч факторів, таких як число Маха, стратегія розбиття розрахункової області, числові методи на основі контрольного об'єму, які включають моделі турбулентності, протипотокові схеми, обмежувачі потоків тощо. У рамках RANS-моделі турбулентності вирішуються додаткові рівняння турбулентного перенесення для моделі Spalart-Allmaras з одним рівнянням, що є найбільш широко застосовуваною, або моделі SST $k - \omega$ з двома рівняннями [23].

Коли ЛА переходить до гіперзвукового режиму польоту, фізика зовнішніх аеродинамічних потоків стає домінантною за рахунок аеротермічного нагрівання, а не аеродинамічних сил. В ударному шарі навколо ЛА температура гальмування збільшується пропорційно числу Маха третього ступеня і кореня з щільності атмосфери і може досягати значень до 10000 °C [20]. Хоча більша частина енергії відноситься навколишнім газовим потоком, що обтікає ЛА, передача енергії шляхом конвективного або променистого нагрівання створює високі теплові потоки, які вимагають матеріалів, здатних витримувати високі температури.

Аеродинамічний стиск та тертя створюють високоентальпійну газодинаміку, яка викликає додаткові фізичні явища від обміну енергією перегрітої атмосфери. Ця перегріта атмосфера призводить до: високих теплових потоків (на 3...7 порядків більших, ніж потік 1.4 кВт/м² від Сонця); екстремальних термічних градієнтів (змінюються від -170 до 3000 °C на відстанях близько 1 см); високого тиску гальмування (порядку 10⁵—10⁷ Па) та руйнівної плазми від іонізації газу, яка прискорює окиснення матеріалів [20].

Серед численних технічних проблем, пов'язаних із ГППРД, основні завдання включають досягнення надійних методів запалювання, підвищення ефективності змішування та стабілізації горіння у надзвуковому потоці. Це пов'язано з тим, що час перебування потоку всередині камери згоряння для ГППРД, що летить зі швидкістю $M_\infty \geq 5$, становить приблизно 1 мс, а час хімічної реакції варіює в діапазоні від 10⁻¹⁰ до 1 с залежно від температури потоку, тиску та складу суміші [19].

Таким чином, ключовими науковими проблемами та технологіями, пов'язаними з переходом на гіперзвукові польоти з вищими значеннями чисел Маха, є високотемпературна дисоціація та термохімічні нерівноважні ефекти, технології змішування та посилення горіння у надшвидкісних потоках, узгодження гіперзвукового горіння та стиснення потоку та режимів роботи, потоки з низьким числом Рейнольдса у прикордонному шарі та методи керування прикордонним шаром, технології теплового захисту від високоентальпійних потоків з низькою щільністю горіння

та технології наземних випробувань для високо-махових реактивних двигунів відповідно [23].

Вимоги до матеріалів для гіперзвукового польоту тісно пов'язані з конструкцією ЛА та областю польоту, які накладають два основні обмеження:

- 1) теплові навантаження, які залежать від геометрії та розташування на ЛА;
- 2) сильні окислювальні умови, що призводять до змін як властивостей матеріалу (окислення), так і геометрії ЛА (абляція).

У міру збільшення робочих чисел Маха явища інтенсивного теплового нагріву та окислення повинні бути враховані матеріалами в основних підсистемах гіперзвукового ЛА: аероболонка/первинна структура, передні кромки, поверхні керування, тепловий захист площі, рухові установки та системи наведення. Відомі гіперзвукові матеріали обмежують стійкість конструкцій під час роботи в екстремальних середовищах, тому інноваційна розробка таких матеріалів від перших принципів до виробництва у масштабі деталей стає фокусом передових досліджень [22].

При створенні гіперзвукової багатофункціональної крилатої ракети-носія (РН) з прямоточним повітряно-реактивним двигуном (ППРД) виникла ідея використати кільцеве тороподібне крило [13]. Концептуальні положення щодо використання цієї багаторазової РН полягають у наступному. РН стартує вертикально з катапультної пускової установки (з зачиненим повітрозбірником ППРД). Швидкість звуку досягається на турбореактивних двигунах. На висоті близько 30 км за допомогою аеродинамічних площин та інерційної перебудови РН переходить у горизонтальний політ зі швидкістю $M_\infty = 6 \dots 10$ з використанням ППРД (з відчиненим повітрозбірником) і лягає на заданий курс. Переміщення крила-підвісу вздовж осі корпусу дозволяє контролювати центр ваги та аеродинамічний фокус усього компонування РН. Корисний вантаж знаходиться у крилі-підвісі. Ізометрія РН з тороподібним крилом-підвісом показана на рис. 1, а. Форма тракту ППРД, розташованого в циліндричній частині корпусу РН, показана на рис. 1, б.

Ускладнення аеродинамічного розрахунку цієї РН полягає в тому, що в циліндричній час-

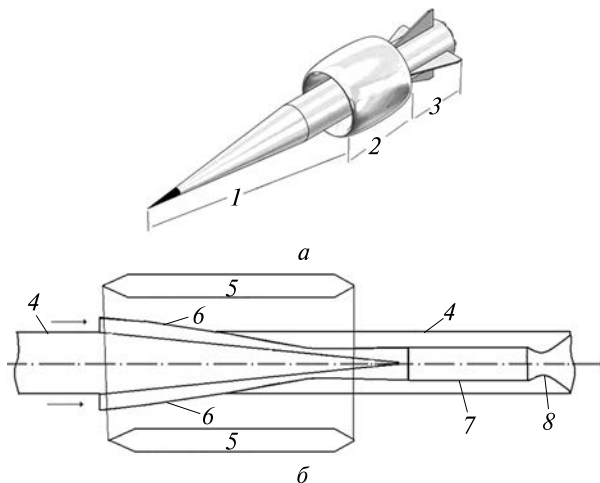


Рис. 1. Ізометрія РН з тороподібним крилом-підвісом (а) (1 — передня частина корпусу, 2 — частина корпусу з тороподібним крилом-підвісом, 3 — хвостова частина корпусу) та форма тракту ППРД (б) (4 — корпус РН, 5 — крило-підвіс, 6 — повітрозбірний пристрій (ПЗП), 7 — камера згоряння, 8 — сопло)

тині корпусу ракети між поверхнею корпусу РН і кільцевим крилом вмонтовується кільцевий повітрозбірник ППРД. Для ефективного використання ППРД необхідні численні параметричні розрахунки для визначення положення повітрозбірника ППРД в залежності від положення кільцевого крила як вздовж осі РН, так і від відстані до її корпусу.

У даний час форма повітрозбірного пристрою (ПЗП) остаточно не визначена. Вхідний переріз в канал ПЗП розташовується в перерізі $x = 5.0$ м. Форма каналу ПЗП досить специфічна: вхідний переріз каналу, розташований на поверхні циліндричної частини корпусу РН, задається у вигляді вузької циліндричної щілини шириною 0.2 м (див. рис. 1, б), яка набуває форми кола у вихідному перерізі каналу ПЗП. На рис. 2 показано поле ізоліній чисел Маха в щілинному каналі ПЗП осесиметричної форми, отримане для $M_\infty = 4$ при $\alpha = 0^\circ$.

Для обчислень використано алгоритм розрахунку течії в каналі ПЗП, описаний у роботах [11, 12]. Надзвуковий потік гальмується в каналі ПЗП за рахунок стиснення верхньою стінкою каналу. У перерізі $x = 8.0$ м формується прямий стрибок ущільнення, за яким течія стає дозву-

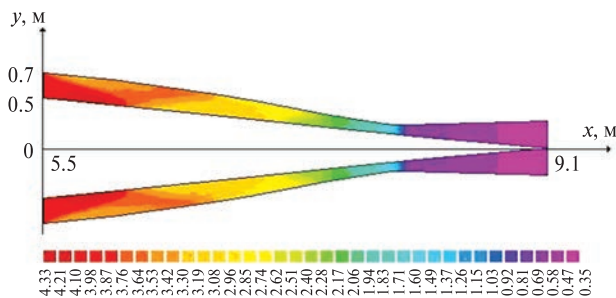


Рис. 2. Ізолнії чисел Маха в щілинному каналі ПЗП осесиметричної форми для $M_\infty = 4$, $\alpha = 0^\circ$

ковою. Поле дозвукової течії усереднюється в перерізі $x = 8.0$ м. Подальший розрахунок течії за прямим стрибком ущільнення до входу в камеру згоряння здійснюється з використанням квазіодновимірної моделі.

Вирішення задачі числового розрахунку зовнішнього надзвукового обтікання цієї РН та внутрішньої течії у тракті ППРД потребує розробки відповідного алгоритмічного та програмного забезпечення.

Раніше концепція ракети кільцеве крило — корпус розроблялася як спосіб зменшення хвильового опору ракети за рахунок дії ударних хвиль від крила на хвостову частину корпуса ракети [18, 23]. Було досягнуто деякого зменшення хвильового опору, при цьому на основну частину загального опору, як і раніше, негативно впливає опір крила і пов'язаних з ним опорних стійок.

Результати комплексного розрахунку обтікання РН з ППРД і тороподібним крилом-підвісом у строгій постановці можна отримати методом розв'язання повної системи рівнянь газової динаміки. У межах такого підходу вирішуються нестационарні тривимірні рівняння газової динаміки [9, 11]. Для розв'язання цих рівнянь широкого поширення в даний час набули промислові програмні комплекси ANSYS CFX, ANSYS FLUENT, FlowVision, SolidWorks та ін. [6, 12, 21]. Однак застосування алгоритмів методу встановлення потребує великих витрат машинного часу (декількох годин). Для ефективного використання крила-підвісу потрібна велика серія параметричних розрахунків аеродинамічних характеристик

(АДХ) РН в залежності від положення крила-підвісу як вздовж осі, так і від відстані до корпуса РН.

Використання маршових алгоритмів дозволяє суттєво зменшити витрати часу на проведення розрахунків [15]. Результати аеродинамічних розрахунків надзвукового обтікання корпуса РН з крилом-підвісом можуть бути отримані з використанням маршових алгоритмів розрахунку, при цьому витрати машинного часу для оперативного розрахунку не перевищують кількох хвилин. Це дозволяє значно скоротити терміни попереднього визначення на етапі проєктного відпрацювання конструктивних параметрів складових частин РН. З аналізу методів числового розрахунку аеродинаміки ракет [2, 5] з'ясовано, що алгоритми, в яких використовуються рівняння нев'язкого газу та алгоритми розрахунку опору сил тертя, адекватно описують реальні течії при безвідривному обтіканні ракет і дозволяють визначати АДХ з задовільною точністю. Тому алгоритм аеродинамічного розрахунку зовнішнього обтікання корпуса РН з тороподібним крилом-підвісом надзвуковим потоком повітря реалізується у наближенні нев'язкого газу з використанням методів маршового розрахунку [4, 7, 15]. ІТМ НАНУ і ДКАУ має досвід з питань розрахунку надзвукового та гіперзвукового обтікання ракет і літальних апаратів [9, 12, 14]. Для вирішення зазначеної вище задачі розрахунку надзвукового обтікання РН з крилом-підвісом було дороблено алгоритмічне та програмне забезпечення. При цьому за базову програму використовується раніше розроблена в ІТМ НАНУ і ДКАУ програма [9] маршового розрахунку обтікання ракет з плоскими консолями, у яку додано програмні модулі формування початкових полів потоку для декількох розрахункових підобластей (РПО) та об'єднання декількох полів у одне, що дозволяє у процесі маршового розрахунку розбивати розрахункову область (РО) на декілька РПО, а також об'єднувати декілька РПО в одну РО.

Метою цієї роботи є представлення результатів маршових розрахунків надзвукового обтікання корпуса РН з крилом-підвісом.

Загальні питання аеродинаміки гіперзвукової ракети-носія (РН) з тороподібним крилом-підвісом були розглянуті в роботі [13].

АЛГОРИТМ МАРШОВОГО РОЗРАХУНКУ НАДЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ РН З КРИЛОМ-ПІДВІСОМ, ОСНАЩЕНОЇ ППРД

Маршовий розрахунок надзвукового обтікання РН з ППРД виконується у три етапи:

- перший етап — розрахунок зовнішнього обтікання корпусу РН до перерізу, в якому лежить зріз вихлопного сопла ППРД;
- другий етап — розрахунок внутрішньої течії у тракті ППРД з урахуванням течії навколо передньої частини корпусу РН перед входом у тракт ППРД;
- третій етап — розрахунок взаємодії зовнішньої течії навколо корпусу РН зі струменем продуктів згоряння, що витікає через сопло ППРД.

Перший етап розрахунку надзвукового обтікання корпусу РН з крилом-підвісом виконується з використанням маршового алгоритму, наведеного у роботі [14].

Виконання другого етапу маршового розрахунку для внутрішньої течії у тракті ППРД починається після завершення першого етапу. Цей етап розрахунку має такі складові [11, 12]:

- а) розрахунок течії у повітрозбірнику — спочатку розраховується стиск надзвукового потоку, потім гальмування його у прямому стрибку ущільнення та прискорення дозвукового потоку;
- б) розрахунок дозвукової течії у камері згоряння з урахуванням подачі гасу і його згоряння у кисні повітря;
- в) визначення площини критичного перерізу сопла, що забезпечує надзвукове витікання отриманої витрати продуктів згоряння;
- г) розрахунок течії у соплі Лавалю — завдання надзвукового потоку з невеликим надзвуковим числом Маха $M_\infty \approx 1.2$ за критичним перерізом і прискорення цього надзвукового потоку у соплі;
- д) розрахунок течії у вихлопному струмені, що взаємодіє зі збуреним зовнішнім потоком навколо корпусу РН.

Детальний опис моделювання зазначених вище складових, що зводяться до розрахунку термогазодинамічних процесів у елементах тракту ППРД (повітрозбірнику, камері згоряння, соплі та струмені продуктів згоряння), наведено у роботах [10, 11].

Вирішення задачі розрахунку надзвукового обтікання ракети з крилом-підвісом, оснаще-

ної ППРД, потребує доробки алгоритмічного та програмного забезпечення, наявного у ІТМ НАНУ і ДКУ. З урахуванням вищезазначених зауважень наявні алгоритми оперативного розрахунку було дороблено для забезпечення можливості моделювання течії навколо корпусу РН з тороподібним крилом-підвісом та термогазодинаміки течії у тракті ППРД.

Ускладнення аеродинамічного розрахунку полягає в тому, що в циліндричну частину корпусу РН, яку охоплює крило-підвіс, вмонтовано кільцевий повітрозбірник, камера згоряння та вихідне сопло. Особливість аеродинамічного розрахунку РН з тороподібним крилом-підвісом полягає в тому, що наявність цього крила суттєво впливає як на поле течії навколо корпусу РН, та і на термогазодинамічні параметри внутрішньої течії у тракті ППРД. Повздовжній профіль крила-підвісу задається у вигляді подвійного клину із загостреними передньою та задньою кромками. Кути загострення нижньої і верхньої поверхонь повздовжнього профілю задаються такими чином, щоб реалізовувалась течія з приєднаними стрибками ущільнення як на нижній, так і на верхній поверхнях крила-підвісу.

Маршовий розрахунок надзвукової течії навколо корпусу РН з крилом-підвісом виконується відповідно [14] у три кроки:

- розрахунок обтікання наконечника і корпусу РН до передньої кромки крила-підвісу (частина корпусу 1);
- розрахунок течії від передньої до задньої кромки крила-підвісу послідовно у двох областях — перша розрахункова підобласть (РПО) лежить між поверхнею корпусу і нижньою поверхнею крила-підвісу, а друга РПО розташована між верхньою поверхнею крила-підвісу і фронтом головного стрибка ущільнення (частина корпусу з крилом 2);
- розрахунок течії у хвостовій частині корпусу РН за крилом-підвісом, у якій також можуть бути розташовані плоскі консоли (частина корпусу 3).

Перед початком проведення розрахунків другого кроку формуються початкові поля течій для зазначених вище двох РПО у поперечному перерізі $x = x_1$, що збігається з передньою кромкою крила-підвісу, для меридіональних площин

$\phi = \phi_i$, де ϕ_i — меридіональні кути променів розрахункової сітки.

При заданому розміщенні крила-підвісу відносно корпусу ракети можливі два варіанти положення передньої кромки крила-підвісу у меридіональній площині $\phi = \text{const}$ в залежності від умов польоту [14]. У першому варіанті передня кромка крила-підвісу повністю лежить у полі течії між поверхнею корпусу ракети і головним стрибком ущільнення. У другому варіанті передня кромка крила-підвісу лежить над головним стрибком ущільнення у незбуреному полі потоку, що набігає. Слід зазначити, що при кутах атаки $\alpha \neq 0$ можуть одночасно реалізовуватися обидва варіанти положення передньої кромки крила у різних меридіональних площинах $\phi = \text{const}$. Детальний опис формування початкових полів плин навколо передньої кромки крила-підвісу описано в роботі [14].

Перед початком третього кроку розрахунку у перерізі $x = x_2$, що збігається з задньою кромкою крила-підвісу, формується одне початкове поле течії у розрахунковій області між поверхнею корпусу РН і фронтом головного стрибка ущільнення за рахунок об'єднання полів течії у двох РПО, що використовувалися на другому кроці розрахунку. Починаючи з перерізу $x = x_2$, продовжується маршовий розрахунок течії в одній розрахунковій області РО, що розташована за задньою кромкою крила.

РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРАХУНКІВ ПАРАМЕТРІВ ТЕЧІЙ НАВОКОЛО КОРПУСА РН З КРИЛОМ-ПІДВІСОМ

Результати розрахунків надзвукового обтікання ракети з тороподібним крилом-підвісом були здійснені у наближенні невязкого газу з використанням запропонованого алгоритму і явної схеми Годунова — Колгана — Родіонова [4, 7, 15] на розрахунковій сітці $N_\phi = 37$, $N_r = 41$. Крок вздовж маршового напрямку розраховувався для числа Куранта КФЛ = 0.9. Твірну поверхні корпусу РН осесиметричної сферично-затупленої форми (радіуса затуплення $R = 0.01$ м) задано в циліндричній системі координат $Oxrf$ координатами трьох опірних точок: $x_1 = 1$ м, $r_1 = 0.1$ м, $x_2 = 5$ м, $r_2 = 0.5$ м, $x_3 = 12$ м, $r_3 = 0.5$ м. Геометричні параметри форми повздовжнього профілю

крила-підвісу задаються у системі координат $\bar{x}\bar{O}\bar{y}$, пов'язаній з передньою кромкою цього профілю, координатами $\bar{x}$ та $\bar{y}$ у чотирьох точках на нижній та верхній поверхнях: нижня поверхня — $(\bar{x}_1 = 0; \bar{y}_1 = 0)$, $(\bar{x}_2 = 1.3; \bar{y}_2 = -0.25)$, $(\bar{x}_3 = 4.1; \bar{y}_3 = -0.25)$, $(\bar{x}_4 = 5.4; \bar{y}_4 = 0)$; верхня поверхня — $(\bar{x}_1 = 0; \bar{y}_1 = 0)$, $(\bar{x}_2 = 1.3; \bar{y}_2 = 0.25)$, $(\bar{x}_3 = 4.1; \bar{y}_3 = 0.25)$, $(\bar{x}_4 = 5.4; \bar{y}_4 = 0)$.

Координати точки $\bar{O}(x_0, y_0)$ початку системи координат $\bar{x}\bar{O}\bar{y}$, що пов'язана з профілем крила-підвісу, в основній декартовій системі координат xuz , початок якої лежить у вістрі корпусу РН: $x_0 = 5$ м, $y_0 = 1$ м. Результати розрахунків наведені для РН з такими габаритними розмірами: довжина — 12 м, діаметр корпусу РН — 1 м, діаметр крила-підвісу — 2.5 м.

З використанням вищезазначених параметрів розрахункової сітки термінові витрати роботи процесора ПЕОМ на розрахунок одного варіанту не перевищують двох хвилин для комп'ютера з тактовою частотою процесора 3.2 ГГц.

Нижче наведено результати розрахунків надзвукового обтікання РН з тороподібним крилом-підвісом для різних чисел Маха M_∞ і кутів атаки α . Характерна картина течії навколо РН показана на рис. 3 у вигляді ізоліній тиску (рис. 3, а) та числа Маха (рис. 3, б) у площині симетрії течії для $M_\infty = 6$, $\alpha = 8^\circ$. На цьому рисунку і далі наведено безрозмірні розподіли тиску $\bar{p} = p/(\rho_\infty \cdot V_\infty^2)$, віднесені до подвійного швидкісного напору, де ρ_∞ і V_∞ — щільність і швидкість потоку повітря, що набігає. З рис. 3 видно, що реалізуються одночасно два варіанти течії навколо передньої кромки крила-підвісу: з навітряної сторони потоку реалізується другий варіант течії, з підвітряної сторони потоку — перший варіант. Таким чином, при обтіканні РН під кутом атаки в різних меридіональних площинах $\phi = \text{const}$ можуть реалізовуватися різні варіанти течії навколо передньої кромки крила-підвісу. В площині $\phi = 0$ передня кромка крила-підвісу перебуває у незбуреному потоці, що набігає, а у площині $\phi = 180^\circ$ — у збуреному.

Картина течії та зміна параметрів потоку у поперечних перерізах корпусу РН ілюструється полями ізоліній тиску в цих перерізах. Крило-підвіс, що має білий колір на рис. 3, починається на

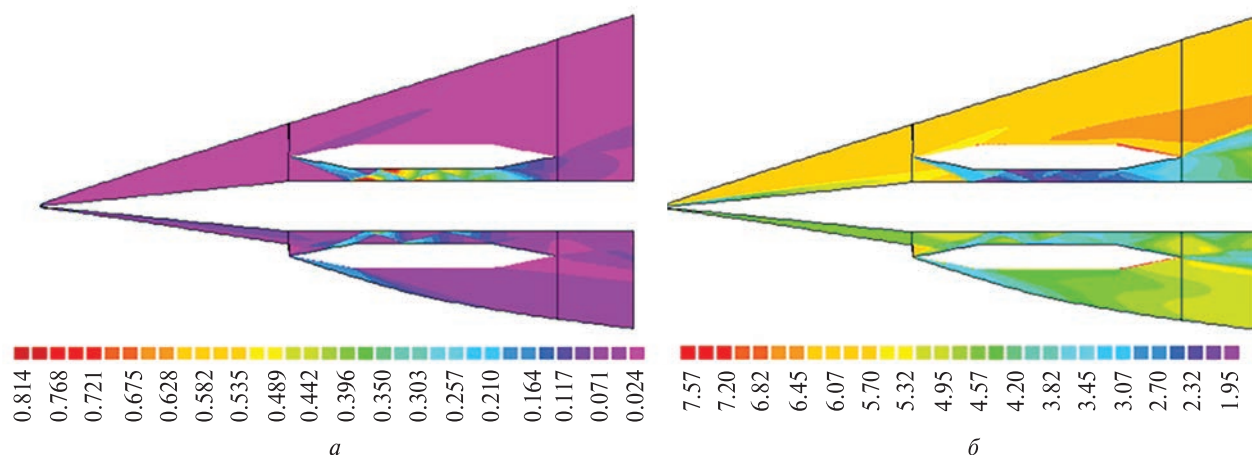


Рис. 3. Ізолінії тиску $\bar{p}$ (а) та числа Маха (б) в площині симетрії течії для $M_\infty = 6$, $\alpha = 8^\circ$

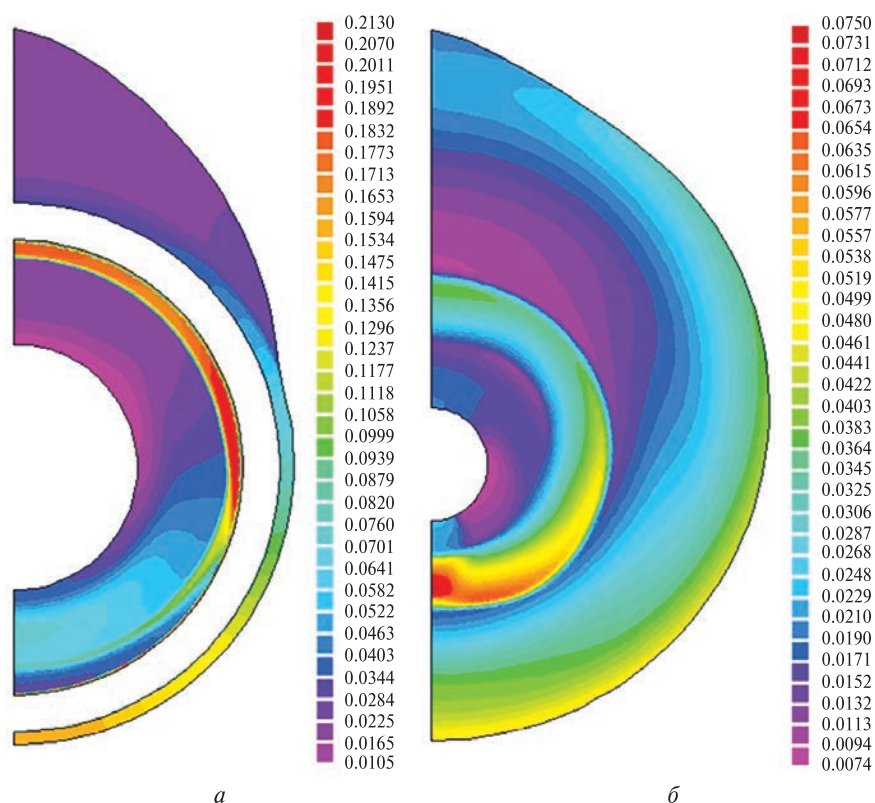


Рис. 4. Поля ізобар $\bar{p}$ у поперечних перерізах: $x = 5.4$ м (а), $x = 12.0$ м (б)

зрізі $x = 5.0$ м і закінчується на зрізі $x = 10.4$ м. Зміни тиску у поперечних перерізах для параметрів $M_\infty = 6$, $\alpha = 8^\circ$ ілюструє рис. 4, на якому наведено ізолінії тиску на першому клині за пе-

редньою кромкою крила $x = 5.4$ м (рис. 4, а), в кінці корпусу РН $x = 12.0$ м (рис. 4, б).

Наявність кута атаки призводить до підвищення рівня тиску у області, що лежить між кор-

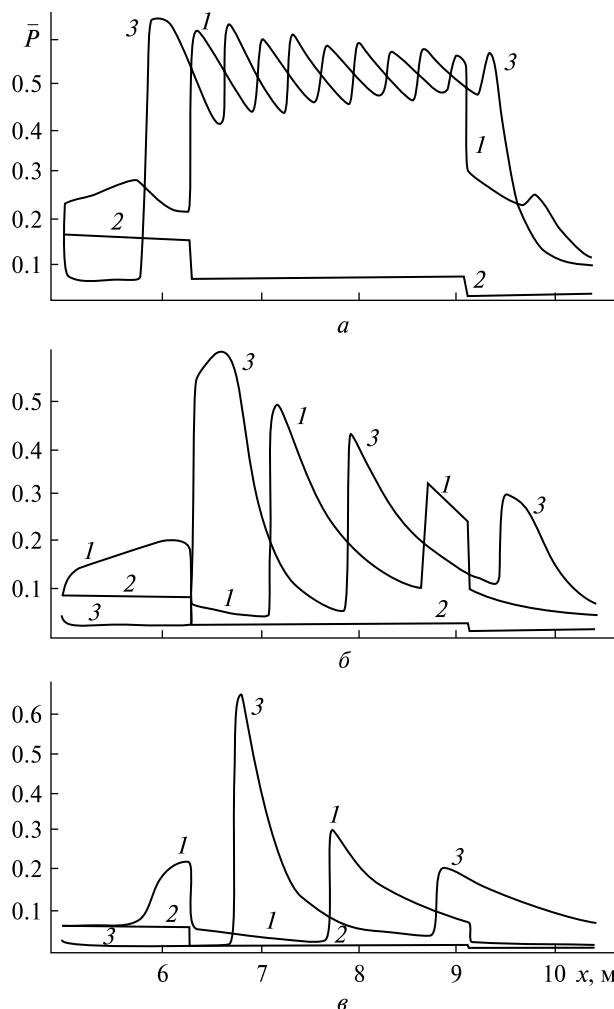


Рис. 5. Розподіли тиску вздовж поверхні корпусу РН: для чисел Маха $M_\infty = 3$ (а), $M_\infty = 6$ (б), $M_\infty = 10$ (в) та кута атаки $\alpha = 0$: 1 — поверхня корпусу РН, 2 — верхня поверхня крила-підвісу, 3 — нижня поверхня крила-підвісу

пусом РН та нижньою поверхнею крила-підвісу, причому на підвітряній стороні потоку це підвищення значно більше, ніж на навітряній. Коливання тиску на поверхні корпусу РН та на нижній поверхні крила-підвісу узгоджені і пов'язані з відбиттям стрибків ущільнення від поверхонь корпусу та крила-підвісу, причому частота коливань тиску вздовж цих поверхонь зменшується зі збільшенням числа M_∞ . Максимальний рівень тиску з'являється на поверхні корпусу РН у тих зонах, де косий стрибок ущільнення, що виникає біля передньої кромки крила-підвісу на її

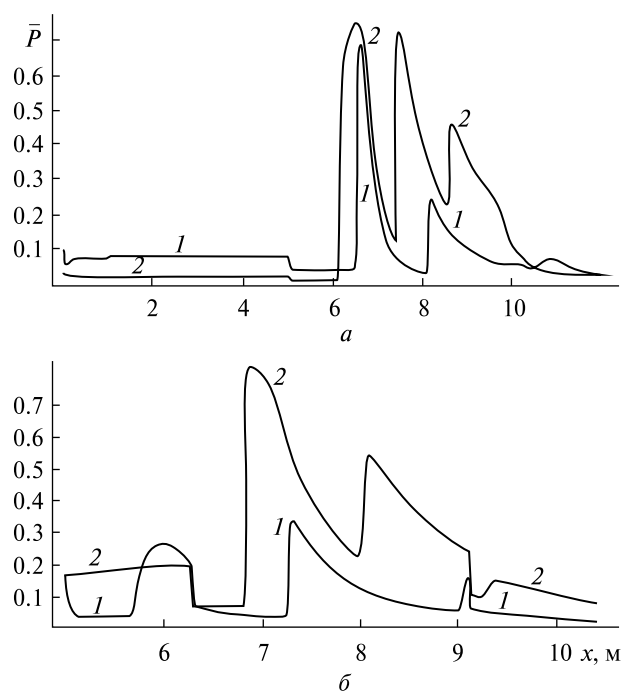


Рис. 6. Розподіли тиску для $M_\infty = 6$, $\alpha = 8^\circ$ вздовж поверхні корпусу РН (а) та для нижньої поверхні крила-підвісу (б) у меридіональних площинах: 1 — $\phi = 0$, 2 — $\phi = 180^\circ$

нижній поверхні, попадає на поверхню корпусу РН. На рис. 5 наведено розподіли тиску вздовж поверхні корпусу РН, нижньої та верхньої поверхонь крила-підвісу, що отримані для чисел Маха $M_\infty = 3$ (а), $M_\infty = 6$ (б), $M_\infty = 10$ (в) та кута атаки $\alpha = 0$. Хвильовий характер розподілу тиску вздовж осі РН добре відображають лінії 1 і 3 на рис. 5. Рівень тиску на верхній поверхні крила-підвісу (лінії 2) значно нижчий. Зміни тиску вздовж верхньої поверхні крила-підвісу зумовлені тільки відхиленнями твірної поверхні від осі корпусу РН і ніяк не пов'язані з хвильовим характером течії між поверхнею корпусу РН і нижньою поверхнею крила-підвісу.

Повздовжні розподіли тиску при наявності кута атаки $\alpha = 8^\circ$ для $M_\infty = 6$ наведено на рис. 6 для поверхні корпусу РН (рис. 6, а) та для нижньої поверхні крила-підвісу (рис. 6, б) в меридіональних площинах $\phi = 0$ (лінії 1) і $\phi = 180^\circ$ (лінії 2). Отримані розподіли тиску використовуються для розрахунку АДХ вздовж корпусу

РН. У поточному маршовому перерізі в оточеному напрямку виконується інтегрування сил і моментів. Додавки, отримані у поточному маршовому перерізі, додаються до АДХ, отриманих раніше. При розрахунку АДХ РН з крилом-підвісом використовується розрахунок аеродинамічних сил і моментів, що діють на такі елементи поверхні РН:

- осесиметрична поверхня корпусу РН,
- осесиметрична нижня поверхня крила-підвісу,
- осесиметрична верхня поверхня крила-підвісу.

Складові хвильового опору C_{xv} повздовжньої сили спротиву, що діє на нижню та верхню поверхню заднього клину крила-підвісу мають різні знаки. На нижній поверхні крила-підвісу коефіцієнт C_{xv} збільшується за рахунок збільшення тиску на передньому клині, а на задньому клині C_{xv} зменшується, тому що тиск на ньому вищий від тиску $\bar{p}_\infty = 0.0446$ у потоці, що набігає. На верхній поверхні крила-підвісу коефіцієнт C_{xv} збільшується за рахунок збільшення тиску на передньому клині, а на задньому клині C_{xv} також збільшується тому, що тиск на ньому нижчий від тиску $\bar{p}_\infty$ у потоці, що набігає. Коефіцієнт C_{xv} для корпусу РН збільшується до зрізу $x = 5$, після чого на циліндричній частині

поверхні не змінюється. Коефіцієнт хвильового опору C_{xv} для компонування РН з крилом-підвісом дорівнює їхній сумі.

Значення коефіцієнтів опору C_x повздовжньої сили спротиву для елементів РН з крилом-підвісом, що були отримані для $M_\infty = 3, 4, 6, 10$ при $\alpha = 0$, наведені в табл. 1.

Для коефіцієнтів опору в табл. 1 використані такі позначення: C_{xv} — хвильовий опір, C_{xf} — опір тертя, C_{xd} — опір на донному зрізі, C_x — сумарний опір, δ — збільшення опору РН з крилом-підвісом відносно ізольованого корпусу РН.

Крило-підвіс призводить до збільшення коефіцієнта C_x у кілька разів, причому зі збільшенням числа Маха це збільшення зростає: при $M_\infty = 3$ — у 5 разів, при $M_\infty = 4$ — у 6 разів, при $M_\infty = 6$ — у 8 разів, при $M_\infty = 10$ — майже у 10 разів.

Наявність кута атаки призводить до появи нормальної сили і моменту тангажу, що діють на елементи РН. Хвильовий характер розподілу тиску на поверхні корпусу РН і на нижній поверхні крила-підвісу призводить до хвильового розподілу коефіцієнтів C_y і C_m вздовж осі корпусу РН.

ВИСНОВКИ

Розроблено алгоритм маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети-носія з крилом-підвісом, в якому у процесі маршового розрахунку розрахункова область навколо передньої кромки крила розбивається на дві розрахункові підобласті, а потім на задній кромці крила ці підобласті знову об'єднуються в одну розрахункову область. На базі цього алгоритму створено програмне забезпечення, використання якого дозволяє суттєво зменшити витрати часу на обчислення надзвукового обтікання ракети-носія з крилом-підвісом з прийнятною для проектування точністю.

Наявність крила-підвісу призводить до хвильового характеру розподілу тиску в області між поверхнею корпусу РН і нижньою поверхнею крила-підвісу, що пов'язано з відбиттям стрибків ущільнення від поверхонь корпусу та крила-підвісу, причому частота цих коливань вздовж корпусу РН зменшується зі збільшенням числа

Таблиця 1. Значення коефіцієнтів опору C_x для елементів РН для $M_\infty = 3, 4, 6, 10$ при $\alpha = 0$

M_∞	Елемент РН	Коефіцієнт опору				
		C_{xv}	C_{xf}	C_{xd}	C_x	δ
3	Корпус	0.0329	0.0490	0.1050	0.1869	5.136
	Крило	0.6501	0.1229	0.0000	0.7730	
	РН з крилом				0.9599	
4	Корпус	0.0300	0.0441	0.0657	0.1398	6.575
	Крило	0.6691	0.1104	0.0000	0.7794	
	РН з крилом				0.9192	
6	Корпус	0.0265	0.0373	0.0367	0.1005	8.457
	Крило	0.6564	0.0931	0.0000	0.7494	
	РН з крилом				0.8499	
10	Корпус	0.0235	0.0297	0.0154	0.0685	9.723
	Крило	0.5237	0.0738	0.0000	0.5975	
	РН з крилом				0.6660	

Маха. Досить неочікуваний результат полягає в тому, що зі збільшенням кута атаки рівень тиску на підвітряній стороні області, яка лежить між корпусом РН та нижньою поверхнею крила-підвісу, стає значно більшим, ніж на навітряній.

З результатів розрахунку впливу кута атаки на АДХ ракети з тороподібним крилом-підвісом можна зробити висновок, що крило-підвіс призводить до збільшення коефіцієнта C_x у декілька разів за рахунок хвильового опору крила, причому зі збільшенням числа Маха вклад цього опору збільшується. Додатки до коефіцієнтів нормальної сили C_y і моменту тангажу C_m на поверхні

корпуса ракети і поверхнях крила-підвісу мають різні знаки. Вони зумовлені більш високим рівнем тиску на поверхні корпусу ракети і на нижній поверхні крила-підвісу з підвітряного боку потоку в області течії за передньою кромкою крила-підвісу.

Перевагою створеного програмного забезпечення є оперативність виконання параметричних розрахунків, що дозволяє значно скоротити терміни попереднього визначення на етапі проектного відпрацювання конструктивних параметрів складових частин ракети-носія з крилом-підвісом, що оснащена ППРД.

ЛІТЕРАТУРА

1. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. *Вычислительная гидромеханика и теплообмен*: В 2-х т. Пер. с англ. М.: Мир, 1990. Т. 2. 392 с.
2. *Аэродинамика ракет*: В 2-х кн. Под общ. ред. М. Хемша и Дж. Нилсена. М.: Мир, 1989. Кн. 1. 433 с.; Кн. 2. 513 с.
3. Башкин В. А., Егоров И. В. *Численное моделирование динамики вязкого совершенного газа*. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2012. 372 с.
4. Колган В. П. Применение принципа минимальных значений производной к построению конечноразностных схем для расчета разрывных решений газовой динамики. *Уч. зап. ЦАГИ*. 1972. **3**, № 6. С. 68—77.
5. Любимов А. Н., Тюменев Н. М., Хут Г. И. *Методы исследования течений газа и определения аэродинамических характеристик осесимметричных тел*. М.: Наука, 1994. 398 с.
6. *Применение системы ANSYS к решению задач механики сплошной среды*. Практическое руководство. Под ред. А. К. Любимова. Нижний Новгород: Изд-во Нижегородского госун-та, 2006. 227 с.
7. Родионов А. В. Монотонная схема второго порядка аппроксимации для сквозного расчета неравновесных течений. *Журн. вычисл. матем. и матем. физ.* 1987. **27**, № 4. С. 565—593.
8. *Система моделирования движения жидкости и газа FlowVision. Версия 3.08.03. Примеры решения типовых задач*. М.: ООО «Тесис», 2012. 229 с.
9. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Численное моделирование сверхзвукового обтекания ракет-носителей, оснащенных тонкими органами управления и стабилизации. *Космічна наука і технологія*. 2017. **23**, № 5. С. 33—43. <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.033>
10. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Маршевые алгоритмы расчета термогазодинамических процессов в прямоточных воздушно-реактивных двигателях, интегрированных с летательным аппаратом, с учетом пространственных эффектов. *Вестн. двигателестроения*. 2019. № 2. С. 14—21.
11. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Математическое моделирование процессов аэрогазотермодинамики сверхзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 2. С. 3—18. <https://doi.org/10.15407/knit2020.02.003>.
12. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Розрахунково-методичне забезпечення для проведення комплексних розрахунків надзвукового обтікання літальних апаратів з прямоточними повітряно-реактивними двигунами. *Техн. мех.* 2022. № 2. С. 3—16. <https://doi.org/10.15407/itm2022.02.003>.
13. Тимошенко В. И., Галинский В. П., Паршуткин О. М. *Аеродинаміка ракети-носія з торовидним крилом-підвісом*. Матер. восьмої міжнар. наук.-практичної конф. (Київ, 27—28 вересня 2022 р.). Київ: ІГМ НАН України, 2022. С. 85—86.
14. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Алгоритмы розрахунку надзвукового обтікання ракети з кільцевим крилом. *Техн. мех.* 2023. № 2. С. 3—12.
15. *Численное решение многомерных задач газовой динамики*. Под общ. ред. С. К. Годунова. М.: Наука, 1976. 400 с.
16. CFD Module. User's Guide. COMSOL 5.4. 710 p. URL: <https://doc.comsol.com/5.4/doc/com.comsol.help.cfd/CFD-ModuleUsersGuide.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).
17. Di Benedetto S., Marini M., Roncioni P., Vitale A., Vernillo P., Di Lorenzo G., Scigliano R., Cardone S., Albano M., Bertacin R. The Scramjet Hypersonic Experimental Vehicle. HiSST-2024: The 3rd Int. Conf. High-Speed Vehicle Sci. Technology (14—19 April 2024). Busan, Korea, 2024.

18. Fry R. S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. *J. Propulsion and Power*. 2004. **20**, No. 1. P. 27—58.
19. Lee K.-H., Kim M.-S., Choi J.-Y., Yu K. H. An Experimental Investigation of Low-Frequency Active Excitation in Scramjet Combustor Using a Micro-Pulse Detonation Engine. *Aerospace*. 2024. **11**. 559. 20 p.
20. Lu Yang L., Zhang G. An Effective Simulation Scheme for Predicting the Aerodynamic Heat of a Scramjet-Propelled Vehicle. *Appl. Sci*. 2021. **11**. 9344. 26 p.
21. Morris O. Aerodynamic Characteristics in Pitch of Several Ring - Wing - Body Configurations at a Mach Number of 2.2. NASA TN D-1272. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 1962. 32 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19650025464/downloads/19650025464.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).
22. Peters A. B., Zhang D., Chen S., Ott C., Oses C., Curtarolo S., McCue I., Pollock T. M., Prameela S. E. Materials design for hypersonics. *Nature Communications*. 2024. **15**. 332 (18 p.). <https://doi.org/10.1038/s41467-024-46753-3>
23. Singh A. K., Vidya G., Ashok V. Numerical Analysis of an Integrated Scramjet Vehicle at Hypersonic Speed. *AIAA* 2023-3012.
24. Spearman M. L. Unconventional Missile Concepts from Consideration of Varied Mission Requirements. NASA TM-85829. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 1984. 32 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19840019611/downloads/19840019611.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).

REFERENCES

1. Anderson D. A., Tannehill J. C., Pletcher R. H. (1984). *Computational fluid mechanics and heat transfer. Second edition*. New York.: Hemisphere Publ. Corporation, 792 p.
2. Hemsch M. J., Nielsen J. M. (1986). *Tactical missile aerodynamics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc., N. Y., 800 p.
3. Bashkin V. A., Egorov I. V. (2012). *Numerical modeling of dynamics of viscous perfect gas*. M.: PHYSMATLIT, 372 p. [in Russian].
4. Kolgan V. P. (1972). Application of the principle of minimum values of the derivative to the construction of finite-difference schemes for the calculation of discontinuous solutions of gas dynamics. *Sci. Notes TsAGI*, **3**, № 6, 68—77 [in Russian].
5. Lyubimov A. N., Tyumenev N. M., Khut G. I. (1994). *Methods of Research of Gas Flows and Determination of Aerodynamic Characteristics of Axisymmetric Bodies*. M.: Nauka, 398 p. [in Russian].
6. *Application of ANSYS system to solving problems of continuum mechanics*. Practical Guide (2006). Ed. by A. K. Lyubimov. Nizhny Novgorod: Publ. house of Nizhny Novgorod State University, 227 p. [in Russian].
7. Rodionov A. V. (1987). Monotonic scheme of the second order of approximation for through calculation of nonequilibrium flows. *J. Computational Mathematics and Mathematical Phys.*, **27**, № 4, 565—593 [in Russian].
8. *FlowVision fluid and gas motion modeling system. Version 3.08.03. Examples of solving typical problems* (2012). M.: Tesis Ltd, 229 p. [in Russian].
9. Timoshenko V. I., Galinskii V. P. (2017). Numerical simulation of supersonic streamline of launch vehicles equipped with thin controls and stabilization. *Space Science and Technology*, **23**, № 5, 33—43. <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.033> [in Russian].
10. Timoshenko V. I., Galinskii V. P. (2019). Marching algorithms of calculation of thermogasodynamic processes in ramjet engines integrated with an aircraft, taking into account spatial effects. *Bull. engine industry*, No. 2, 14—21 [in Russian].
11. Timoshenko V. I., Galinskii V. P. (2020). Mathematical modeling of the processes of aerogasothermodynamics of a supersonic aircraft with a ramjet engine. *Space Science and Technology*, **26**, № 2, 3—18. <https://doi.org/10.15407/knit2020.02.003> [in Russian].
12. Timoshenko V. I., Galinskii V. P. (2022). Calculation and methodological support for complex calculations of supersonic flow of aircraft with ramjet engines. *Technical mechanics*, No. 2, 3—16 [in Ukraine].
13. Timoshenko V. I., Galinskii V. P., Parshutkyn A. N. (2022). Aerodynamics of a launch vehicle with a toroidal wing-suspension. Proc. Eighth Int. Scientific and Practical Conf. (Kyiv, September 27—28, 2022). Kyiv: IGM of NAS of Ukraine, 85—86 [in Ukraine].
14. Timoshenko V. I., Galinskii V. P. (2023). Algorithms for calculating the supersonic flow of a rocket with a ring wing. *Technical mechanics*, № 2, 3—12 [in Ukraine].
15. *Numerical solution of multidimensional problems of gas dynamics*. (1976). Under general editorship of S. K. Godunov. M.: Nauka, 400 p. [in Russian].
16. CFD Module. User's Guide. COMSOL 5.4. 710 p. URL: <https://doc.comsol.com/5.4/doc/com.comsol.help.cfd/CFD-ModuleUsersGuide.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).
17. Di Benedetto S., Marini M., Roncioni P., Vitale A., Vernillo P., Di Lorenzo G., Scigliano R., Cardone S., Albano M., Bertacin R. (2024). The Scramjet Hypersonic Experimental Vehicle. HiSST-2024, The 3rd Int. Conf. High-Speed Vehicle Science Technology (14—19 April 2024, Busan, Korea).

18. Fry R. S. (2004). A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. *J. Propulsion and Power*, **20**, № 1, 27—58.
19. Lee K.-H., Kim M.-S., Choi J.-Y., Yu K. H. (2024). An Experimental Investigation of Low-Frequency Active Excitation in Scramjet Combustor Using a Micro-Pulse Detonation Engine. *Aerospace*, **11**, 559, 20 p.
20. Lu Yang L., Zhang G. (2021). An Effective Simulation Scheme for Predicting the Aerodynamic Heat of a Scramjet-Propelled Vehicle. *Appl. Sci.*, **11**, 9344, 26 p.
21. Morris O. (1962). Aerodynamic Characteristics in Pitch of Several Ring - Wing - Body Configurations at a Mach Number of 2.2. *NASA TN D-1272*. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 32 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19650025464/downloads/19650025464.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).
22. Peters A. B., Zhang D., Chen S., Ott C., Oses C., Curtarolo S., McCue I., Pollock T. M., Prameela S. E. (2024). Materials design for hypersonics. *Nature Communications*, **15**, 332 (18 p.). <https://doi.org/10.1038/s41467-024-46753-3>.
23. Singh A. K., Vidya G., Ashok V. (2023). Numerical Analysis of an Integrated Scramjet Vehicle at Hypersonic Speed. *AIAA* 2023-3012.
24. Spearman M. L. (1984). Unconventional Missile Concepts from Consideration of Varied Mission Requirements. *NASA TM-85829*. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 32 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19840019611/downloads/19840019611.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).

Стаття надійшла до редакції 21.02.2024

Після доопрацювання 04.11.2024

Прийнято до друку 08.11.2024

Received 21.02.2024

Revised 04.11.2024

Accepted 08.11.2024

V. I. Timoshenko¹ (staff), Ph.D. in Phys. & Math., Senior Researcher

ORCID <https://orcid.org/0000-0001-8588-2468>

E-mail: vitymoshenko@ukr.net

V. P. Galinskii¹, Senior Researcher (staff), Ph.D. in Phys. & Math., Senior Researcher

ORCID <https://orcid.org/0000-0003-1328-7883>

E-mail: itm12@ukr.net

A. N. Parshutkin², Researcher (staff)

E-mail: ntoparus@ukr.net

¹Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine
and the State Space Agency of Ukraine

15, Leshko-Popel Str., Dnipro, 49005 Ukraine

²LTD «NTKB PARUS»

20a, U. Pashalina Str., Kyiv, 02096 Ukraine

FEATURES OF THE MARCH CALCULATION SUPERSONIC FLOWING OF A LAUNCH VEHICLE WITH A TORI-SHAPED RING-WING

An algorithm has been proposed for the march calculation of supersonic flow around the launch vehicle with a ring wing, which is equipped with a ramjet engine. The special feature of the developed algorithm is the introduction of two sub-regions in the computational domain where the ring wing is placed on the body of the launch vehicle. The computational domain is divided into two sub-regions when the march section hits the leading edge of the ring wing — a lower sub-region, which is located between the surface of the body of the launch vehicle and the lower surface of the ring wing, and an upper sub-region, which is placed between the upper on the surface of the ring wing and the front of the head shock wave. When the march section is placed on the rear edge of the ring wing, the lower and upper sub-regions merge with what appears to be one computational domain. Based on an algorithm from a previously created program for the flow around launch vehicles, software was designed for the operational numerical calculation of the supersonic flow around launch vehicles with round or elliptical wings that hug the rocket body. The created software allows for a significant reduction in computational time with an accuracy acceptable for design.

The results of numerical calculations of the supersonic flow are presented in the form of isoline fields of gas-dynamic parameters in the flow field and pressure distributions on the surfaces of the launch vehicle body and the ring wing for a specific form of a launch vehicle with a ring wing. It is shown that the use of a ring wing leads to a wave nature of pressure distribution in the area between the surface of the body of the launch vehicle and the lower surface of the ring wing. As the angle of attack increases, the pressure in the leeward part of this region exceeds the pressure in the windward part of the field. The distributions of the total aerodynamic characteristics of forces and moments acting on the considered launch vehicle configuration are given.

Keywords: launch vehicle, ring-wing, ramjet engine, air scoop, supersonic flow, march methods, algorithm, numerical calculation, flow field, pressure distribution, aerodynamic characteristics.