УДК 533.21 https://doi.org/10.15407/itm2023.02.003

В. І. ТИМОШЕНКО, В. П. ГАЛИНСЬКИЙ

АЛГОРИТМИ РОЗРАХУНКУ НАДЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ РАКЕТИ-НОСІЯ З КІЛЬЦЕВИМ КРИЛОМ

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

Запропоновано алгоритми розрахунку маршовим методом та методом встановлення за часом надзвукового обтікання перспективної ракети-носія з кільцевим крилом. Особливістю розроблених алгоритмів є введення двох розрахункових підобластей у зоні розміщення кільцевого крила над корпусом ракети. У методі маршового розрахунку в залежності від положення перерізу маршового розрахунку щодо передньої та задньої кромок кільцевого крила виконується перебудова розрахункової області. При попаданні на передню кромку кільцевого крила розрахункова область розбивається на нижню підобласть, що розміщена між поверхнею корпусу ракети і нижньою поверхнею крила, і верхню підобласть, що розміщена між верхньою поверхнею кільцевого крила та фронтом головної ударної хвилі. При попаданні на задню кромку кільцевого крила нижня та верхня розрахункові підобласті поєднуються у вигляді однієї розрахункової області. На базі розробленого алгоритму маршового розрахунку з використанням раніше створеної програми розрахунку обтікання ракет створюється програмне забезпечення, що призначене для оперативних числових розрахунків надзвукового обтікання ракет з кільцевими крилами.

Для конкретної форми ракети з кільцевим крилом наведено результати порівняльних числових розрахунків надзвукового обтікання у вигляді полів ізоліній газодинамічних параметрів у полі потоку та розподілу тиску на поверхнях корпусу ракети та кільцевого крила. Проведено співставлення результатів розрахунків, що були отримані з використанням маршового методу і методу встановлення за часом. Показано, що використання кільцевого крила призводить до хвилеподібного характеру розподілу тиску в області між поверхнею корпусу ракети та нижньою поверхнею кільцевого крила. Результати розрахунків, що були отримані маршовим методом, більш адекватно моделюють картину течії в області між поверхнею корпусу ракети і нижньою поверхнею кільцевого крила, при цьому часові витрати на проведення розрахунку на два порядки нижчі відносно методу встановлення за часом. Метод встановлення за часом потрібно використовувати при виникненні дозвукових течій в області між поверхнею корпусу ракети та нижньою поверхнею кільцевого крила. Створений алгоритм і відповідне програмне забезпечення рекомендовано для проведення параметричних розрахунків надзвукового обтікання ракет з кільцевими крилами.

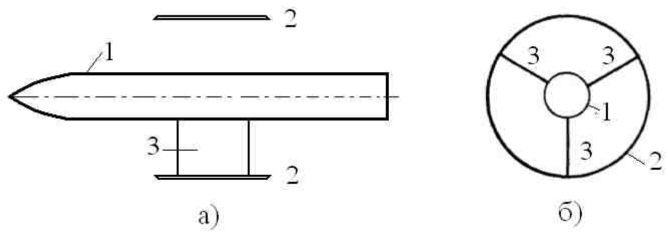
Ключові слова: *ракета-носій, корпус, кільцеве крило, надзвукова течія, маршовий метод, метод встановлення, алгоритм, числовий розрахунок, поле течії, розподіл тиску, аеродинамічні характеристики.*

This paper presents algorithms to calculate supersonic flow about a prospective ring wing launch vehicle by the marching method and the relaxation method. The feature of the algorithms is the introduction of two computational subregions in the ring wing zone over the rocket airframe. In the marching algorithm, the computation region is reconstructed according to the position of the marching cross-section relative to the leading and trailing edge of the ring wing. When it finds itself at the leading edge of the ring wing, the computational region is split into a lower subregion between the rocket airframe and the downstream face of the ring wing and an upper subregion between the upstream face of the ring wing and the bow shock front. When the marching cross-section finds itself at the trailing edge of the ring wing, the lower and the upper computational subregions are merged into a single computational region. Based on the marching algorithm and using the authors' rocket flow calculation program, software is developed for a fast numerical calculation of supersonic flow about ring wing rockets.

For a particular ring wing rocket configuration, the paper presents the results of comparative calculations of supersonic flow about the rocket in the form of gas-dynamic parameter isolines in the flow field and the pressure distribution over the rocket airframe and the ring wing. The results for the marching method and the relaxation method are compared. It is shown that the ring wing is responsible for an undulatory pressure distribution between the rocket airframe and the downstream face of the ring wing. The marching method simulates the flow pattern between the rocket airframe and the downstream face of the ring wing more adequately, and its computation time is two orders of magnitude shorter than that of the relaxation method. The relaxation method should be used in the case of subsonic flows between the rocket airframe and the downstream face of the ring wing. The algorithm and software developed are recommended for parametric calculations of supersonic flow about ring wing rockets..

Keywords: *launch vehicle, airframe, ring wing, supersonic flow, marching method, relaxation method, algorithm, numerical calculation, flow field, pressure distribution, aerodynamic performance.*

Вступ. Концепція створення ракети-носія кільцеве крило – корпус розроблялася як спосіб зменшення хвилевого опору ракети за рахунок дії ударних хвиль від крила на хвостову частину корпусу ракети [1]. Було досягнуте деяке зниження хвилевого опору, при цьому на основну частину загального опору, як і раніше, негативно впливає опір крила і пов'язаних з ним опорних стойок. В аеродинамічній трубі експериментально досліджувалися тіла типу "кільцеве крило – корпус" при M_{∞}=2,2 [2]. Типова конфігурація цього літального апарата показана на рис. 1.



а) – повздовжній переріз (в площині симетрії) літального апарата
б) – поперечний переріз літального апарата

Рис. 1

На цьому рисунку цифрами позначено: 1 – корпус ракети, 2 – кільцеве крило, 3 – опорні стійки. У поперечному перерізі кільцеве крило має трапецієвидну форму, опорні стійки – тонкі плоскі консолі.

Було показано, що використання кільцевого крила дозволяє понизити хвилевий опір приблизно на 50 %, при цьому зниження загального опору складає всього біля 7 % за рахунок збільшення спротиву тертя, що діє на поверхні крила та опорних стійок.

Перспективна ракета-носій з кільцевим крилом торовидної форми була використана в [3] для аналізу впливу крила на поле течії навколо корпусу ракети. При надзвуковому обтіканні цієї ракети можливо виникнення дозвукових течій в області, що знаходиться між поверхнею корпусу ракети і нижньою поверхнею кільцевого крила, при зменшенні відстані між цими поверхнями чи числа Маха потоку, що набігає. Для ефективного використання такої ракети потрібно проведення багатопараметричних розрахунків для визначення геометричних параметрів компонентів аеродинамічної компоновки ракети (корпусу, кільцевого крила, опорних стійок, консолей), що потребує розробки відповідного алгоритмічного та програмного забезпечення.

З аналізу методів числового розрахунку аеродинаміки ракет з'ясовано [4], що алгоритми, в яких використовуються рівняння нев'язкого газу, наближені розрахунки опору сил тертя та тиску на донному зрізі, адекватно описують реальні течії при безвідривному обтіканні ракет і дозволяють визначати аеродинамічні характеристики (АДХ) з задовільною точністю. Тому алгоритм аеродинамічного розрахунку зовнішнього обтікання надзвуковим потоком повітря ракети з кільцевим крилом реалізується у наближенні нев'язкого газу з використанням методів маршового розрахунку [5] та встановлення за часом [6]. Методичні засоби маршового розрахунку надзвукового та гіперзвукового обтікання ракет і літальних апаратів розглядались у [7] – [9]. Для вирішення вище зазначеної задачі розрахунку надзвукового обтікання ракети з кільцевим крилом було доороблене алгоритмічне та програмне забезпечення. При цьому у якості базових програм використовуються раніше розроблені програми маршового розрахунку обтікання ракет з плоскими консолями та розрахунку течії у каналах методом встановлення за часом [8, 9]. В програму [8] додано програмні модулі формування початкових полів потоку для декількох розрахункових підобластей (РПО) та об’єднання декількох полів у один, що дозволяє у процесі маршового розрахунку розбивати розрахункову область (РО) на декілька РПО, а також об’єднувати декілька РПО в одну РО. Програма [9] модифікована таким чином, що дозволяє проводити розрахунки методом встановлення за часом для РО, що складається с декількох РПО.

Метою цієї роботи є опис алгоритму маршового розрахунку надзвукового зовнішнього обтікання ракети з кільцевим крилом, яке охоплює її корпус, та співставлення результатів розрахунків, що отримані маршовим методом і методом встановлення за часом.

Алгоритм маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети-носія з кільцевим крилом. На рис. 1 показано загальний вигляд ракети з кільцевим крилом, яку умовно можливо поділити на три частини: носову, що знаходиться між носиком корпусу ракети та передньою кромкою крила; центральну, над якою розміщено кільцеве крило; хвостову, що знаходиться за задньою кромкою крила. Особливість аеродинамічного розрахунку ракети з кільцевим крилом полягає в тому, що наявність цього крила суттєво впливає на поле течії навколо корпусу ракети. Повздовжній профіль кільцевого крила задається у вигляді утворюючих нижньої та верхньої поверхонь крила з загостреними передньою та задньою кромками. Кути загострення нижньої і верхньої поверхонь повздовжнього профілю задаються таким чином, щоб реалізовувалась течія з приєднаними стрибками ущільнення як для нижньої, так і для верхньої поверхні крила.

Маршовий розрахунок надзвукової течії вздовж осі x корпусу ракети з кільцевим крилом виконується у три етапи:

1) маршовий розрахунок обтікання носової частини ракети до поперечного зрізу $x = x_1$, в якому розташована передня кромка кільцевого крила;

2) маршовий розрахунок течії від передньої до задньої кромки кільцевого крила послідовно у двох підобластях – перша РПО, де розміщені опорні стійки крила, знаходиться між поверхнею корпусу і нижньою поверхнею кільцевого крила, а друга РПО знаходиться між верхньою поверхнею кільцевого крила і фронтом головного стрибка ущільнення;

3) маршовий розрахунок течії у хвостовій частині ракети за кільцевим крилом.

Перед початком проведення розрахунків другого етапу потрібно сформувати початкові поля течій для вище зазначених двох РПО у поперечному перерізі $X=X_1$, що співпадає з передньою кромкою кільцевого крила, для меридіональних площин $\varphi = \varphi_i$, де φ_i – меридіональні кути променів розрахункової сітки циліндричної системи координат $Oxr\varphi$.

При заданому розміщенні кільцевого крила відносно корпусу ракети можливі два варіанти положення передньої кромки кільцевого крила у меридіональній площині $\varphi = \mathrm{const}$ в залежності від умов польоту. На рис. 2 наведено типові картини обтікання ракети при різних числах Маха.

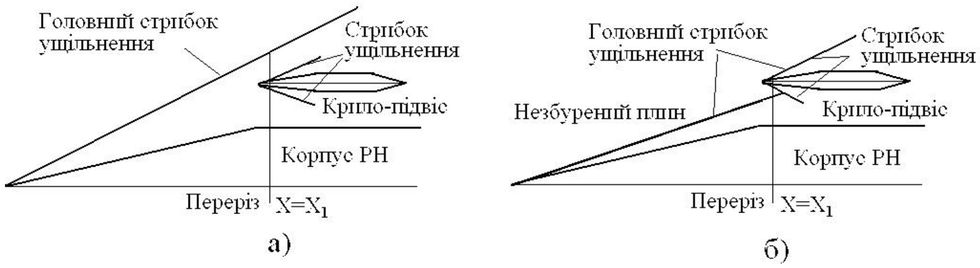


Рис. 2

У першому варіанті (рис. 2, а)) передня кромка кільцевого крила повністю знаходиться у полі течії між поверхнею корпусу ракети і головним стрибком ущільнення. У другому варіанті (рис. 2, б)) передня кромка кільцевого крила знаходиться 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 $\varphi = \text{const}$.

У випадку першого варіанта положення передньої кромки кільцевого крила формуються два початкових поля течії у поперечному зрізі $X=X_1$ за рахунок розбиття передньою кромкою кільцевого крила поля течії, що отримано по завершенні першого етапу розрахунку, на нижнє (для першої РПО) та верхнє (для другої РПО).

У випадку другого варіанта положення передньої кромки кільцевого крила формуються два початкових поля течії у поперечному зрізі $X=X_1$, що знаходиться на деякій відстані за передньою кромкою кільцевого крила:

– знизу формується поле потоку у нижній РПО, яке має такі складові:

1) збурене поле потоку між поверхнею корпусу ракети і фронтом головного стрибка ущільнення, що обумовлене обтіканням носової частини корпусу ракети – це поле течії у РО, що отримано по завершенні першого етапу розрахунку;

2) однорідне поле потоку за приєднаним косим стрибком ущільнення або поле у центрованої хвилі розрідження навколо нижнього клину передньої кромки кільцевого крила, що знаходиться вище точки перетину цього косого стрибка ущільнення чи хвилі Маха з головним стрибком ущільнення;

3) однорідне поле потоку, що набігає, між головним стрибком ущільнення та приєднаним косим стрибком ущільнення чи хвилею Маха, що формується при обтіканні нижнього клину передньої кромки кільцевого крила;

– зверху у верхній РПО формується однорідне поле течії за приєднаним косим стрибком ущільнення або поле у центрованої хвилі розрідження навколо верхнього клину передньої кромки кільцевого крила. Цей косий стрибок ущільнення чи хвиля Маха обирається у якості зовнішньої межі верхньої РПО.

При цьому розрахунки течій у верхній і нижній РПО виконуються послідовно і незалежно до досягнення задньої кромки повздовжнього профілю кільцевого крила.

Перед початком третього етапу розрахунку у перерізі $X=X_1$, що співпадає з задньою кромкою кільцевого крила, формується одне початкове поле течії у РО між поверхнею корпусу ракети і фронтом головного стрибка ущільнення за рахунок об’єднання полів течії у двох РПО (рис. 3), що використовувалися на другому етапі розрахунку. Починаючи з перерізу $x = x_2$, продовжується маршовий розрахунок течії в одній РО, що розташована за задньою кромкою кільцевого крила.

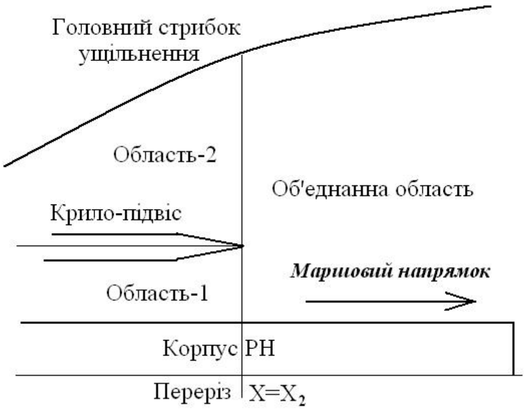


Рис. 3

Алгоритм розрахунку обтікання ракети з кільцевим крилом методом встановлення за часом. При зменшенні числа Маха M_∞ чи відстані між кільцевим крилом та корпусом ракети можливо виникнення області дозвукової течії, що знаходиться між поверхнею корпусу ракети і нижньою поверхнею кільцевого крила. При виникненні областей дозвукової течії вище описаний алгоритм маршового розрахунку не може бути використаний для розрахунку параметрів нев’язкої течії в зоні між корпусом ракети і нижньою поверхнею кільцевого крила, в цьому випадку виникає потреба у використанні методу встановлення за часом. При цьому розрахунки надзвукових нев’язких течій методом встановлення за часом слід проводити лише у локальних областях, де виникають зони дозвукової течії. Для ракети з кільцевим крилом такою зоною може бути область течії між поверхнею корпусу ракети і нижньою поверхнею кільцевого крила.

З метою співставлення результатів розрахунку маршовим методом і методом встановлення за часом було розроблено алгоритм встановлення і створено елементи програмного забезпечення для розрахунку методом встановлення за часом вісесиметричного до- і надзвукового обтікання ракети з кільцевим крилом при нульовому куті атаки. При цьому розрахунок надзвукового обтікання основної ділянки бічної поверхні корпусу ракети до передньої кромки кільцевого крила може здійснюватися як маршовим методом, так методом встановлення за часом. В розробленому методі встановлення за часом РО розбивається на декілька РПО прямокутної форми, на межах яких ставляться відповідні граничні умови. Зовнішня межа РО вибирається таким чином, щоб її положення не впливало на результати розрахунків.

Для співставлення з маршовим методом були проведені розрахунки надзвукового обтікання ракети з кільцевим крилом, коли в області течії між поверхнею корпусу ракети і нижньою поверхнею крила реалізується надзвуковий режим течії. При проведенні розрахунку методом встановлення за часом використовується розбивка РО на дві РПО, що межують між собою вздовж осі ракети.

Співставлення результатів розрахунків маршовим методом та методом встановлення за часом. Результати розрахунків надзвукового обтікання ракети-носія з кільцевим торовидним крилом [3] були здійснені у наближенні нев'язкого газу з використанням запропонованого алгоритму і явної схеми Годунова–Колгана–Родіионова [5] на розрахунковій сітці $N_\varphi = 37$, $N_r = 41$. Крок вздовж маршового напрямку розраховувався для числа Куранта КФЛ = 0,9.

Утворююча поверхні корпусу ракети вісесиметричної сферично-затупленої форми (радіуса затуплення $R = 0{,}01$ м) задана в циліндричній системі координат $Oxr\varphi$ координатами трьох опорних 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 кільцевого крила задаються у системі координат $\overline{x}\overline{O}\overline{y}$, що пов'язана з передньою кромкою цього профілю, координатами $\overline{x}$ та $\overline{y}$ у 4-х точках на нижній та верхній поверхнях: координати опорних точок на нижній поверхні – ($\overline{x}_1 = 0; \overline{y}_1 = 0$), ($\overline{x}_2 = 1{,}3; \overline{y}_2 = -0{,}25$), ($\overline{x}_3 = 4{,}1;\ \overline{y}_3 = -0{,}25$), ($\overline{x}_4 = 5{,}4; \overline{y}_4 = 0$); координати опорних точок на верхній поверхні – ($\overline{x}_1 = 0; \overline{y}_1 = 0$), ($\overline{x}_2 = 1{,}3; \overline{y}_2 = 0{,}25$), ($\overline{x}_3 = 4{,}1;\ \overline{y}_3 = 0{,}25$), ($\overline{x}_4 = 5{,}4; \overline{y}_4 = 0$).

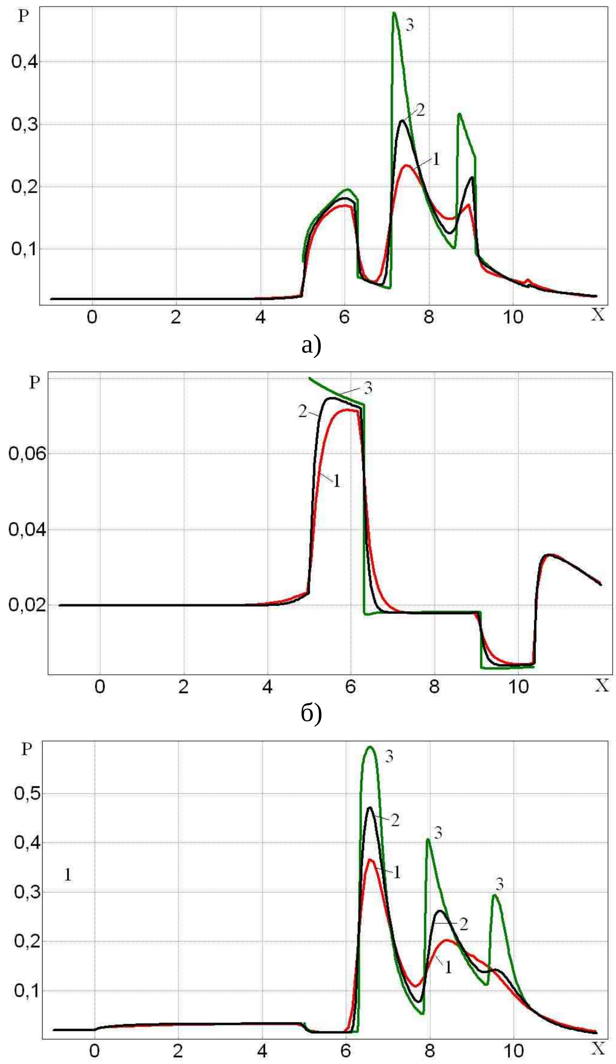
Координати точки $\overline{O}\left(x_0, y_0\right)$ початку системи координат $\overline{x}\overline{O}\overline{y}$, що пов'язана з повздовжнім профілем кільцевого крила, в основній декартовій системі координат $Oxyz$, початок якої знаходиться у носику корпусу ракети: $x_0 = 5$ м, $y_0 = 1$ м.

Були проведенні розрахунки надзвукового обтікання ракети при числі Маха $M_\infty = 6$ і куті атаки $\alpha = 0$. В методі встановлення за часом були використані такі варіанти розрахункової сітки: перший – $N_x = 131$, $N_y = 51$; другий – $N_x = 261$, $N_y = 101$. У другому варіанті використовується розрахункова сітка вдвічі більша.

Співставлення розподілів тиску вздовж поверхонь корпусу ракети і кільцевого крила, що отримані маршовим методом і методом встановлення за часом для двох варіантів розрахункової сітки, показано на рис. 4 для розподілів тиску вздовж поверхонь: корпусу ракети (рис. 4, а)); нижньої поверхні кільцевого крила (рис. 4, б)); верхньої поверхні кільцевого крила (рис. 4, в)).

Результатам розрахунків методом встановлення за часом відповідають лінії, що позначені цифрами 1 та 2: 1 для розрахункової сітки $N_x = 131$, $N_y = 51$; 2 для згущеної розрахункової сітки $N_x = 261$, $N_y = 101$. Результатам маршового розрахунку відповідають лінії, що позначені цифрою 3.

З наведених даних видно, що розподіли тиску на поверхнях корпусу ракети і кільцевого крила, які були отримані з використанням методу встановлення за часом на розрахунковій сітці $N_x = 131$, $N_y = 51$, значно відрізняються від результатів розрахунків, які були отримані маршовим методом на сітці $N_y = 41$. Використання в методі встановлення за часом згущеної у два рази сітки $N_x = 261$, $N_y = 101$ дозволяє отримати результати, що наближаються до результатів маршового розрахунку.



а)

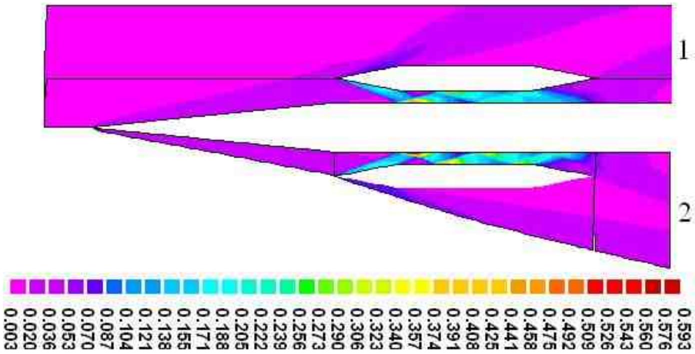
б)

в)

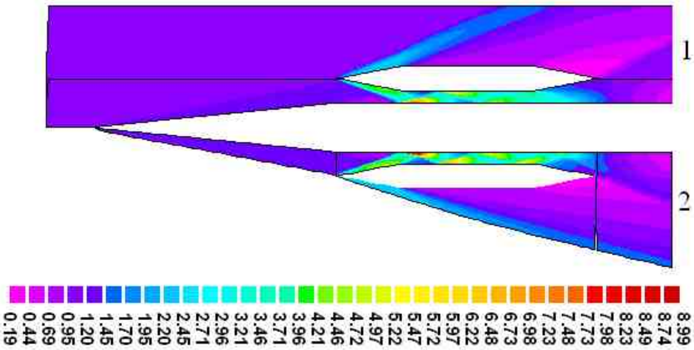
Рис. 4

На рис. 5 наведено співставлення ізоліній тиску (рис. 5, а)), густини (рис. 5, б)), чисел Маха (рис. 5, в)), що були отримані маршовим методом і методом встановлення за часом з використанням розрахункової сітки N_x =261, N_y =101 для M_∞ =6.

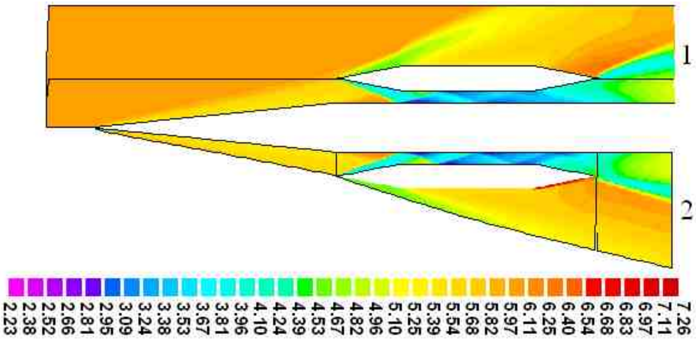
На цьому рисунку цифрою 1 позначені поля ізоліній, що були отримані методом встановлення за часом, а цифрою 2 – маршовим методом. Поля течії, які були отримані з використанням методу встановлення за часом і маршовим методом, узгоджуються між собою, але маршовий метод краще відображає хвильову структуру потоку в області між поверхнею корпусу і нижньою поверхнею кільцевого крила. Якщо головний стрибок ущільнення навколо наконечника корпусу ракети чітко позначений у результатах розрахунків маршовим методом, то в результатах розрахунку методом встановлення за часом його добре видно на полі ізоліній чисел Маху, однак ледь помітно на полях ізоліній тиску та густини в заданому діапазоні змін цих величин.



а)



б)



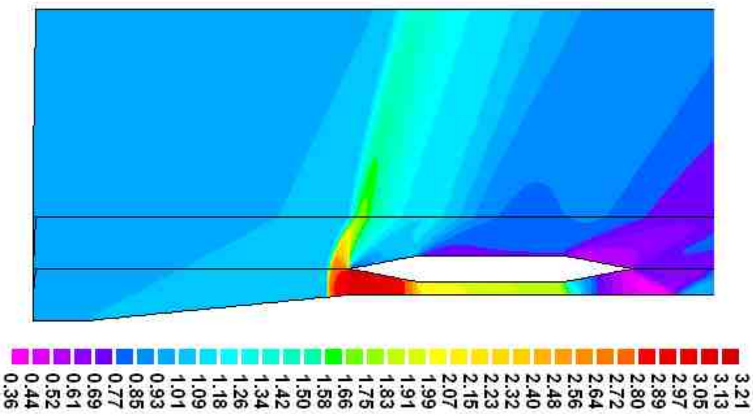
в)

Рис. 5

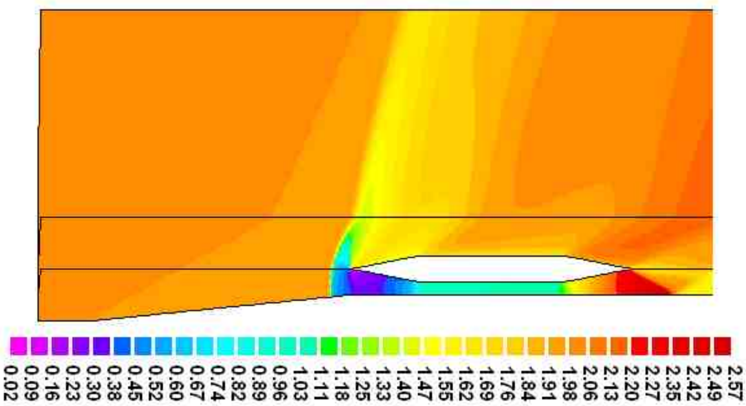
Таким чином для отримання узгоджених числових результатів обома методами потрібно використовувати досить густу сітку в методі встановлення за часом. Однак при цьому значно зростають часові витрати. Якщо в маршовому методі на проведення розрахунку часові витрати дорівнюють одну хвилину, то часові витрати на проведення розрахунків методом встановлення за часом можуть зростати до декількох годин для забезпечення відповідної точності результатів. Тому при проведенні багатопараметричних розрахунків краще використовувати маршові методи розрахунку.

Метод встановлення за часом має сенс використовувати у разі виникнення дозвукових областей течії. Наприклад, при обтіканні ракети з кільцевим крилом надзвуковим потоком з числом Маха $M_\infty = 2$ в області між поверхнею корпусу ракети і нижньою поверхнею кільцевого крила виникає зона дозвукової течії, яку неможливо розрахувати маршовим методом, тому для розрахунку течії у цій області потрібно використовувати метод встановлення за часом.

На рис. 6 показано поля ізоліній густини (рис. 6, а)) та числа Маха (рис. 6, б)), що були отримані методом встановлення за часом для $M_\infty=2$, $\alpha=0$ з використанням розрахункової сітки $N_x=261$, $N_y=241$.



а)



б)

Рис. 6

З рис. 6, б) видно, що біля передньої кромки кільцевого крила та між поверхнею корпусу ракети та нижньою поверхнею кільцевого крила виникає зона дозвукової течії.

Розподіли тиску вздовж осі ракети наведено на рис. 7 для поверхні корпусу ракети (лінія 3), нижній (лінія 1) та верхній (лінія 2) поверхонь кільцевого крила. З рис. 7 видно, що у області дозвукової течії тиск на поверхні корпусу і на нижній поверхні кільцевого крила практично співпадають і хвильовий характер течії пропадає, тому що він обумовлений віддзеркаленнями косих стрибків ущільнення від поверхні корпусу і нижньої поверхні кільцевого крила.

Метод встановлення за часом також можливо використовувати і для розрахунку обтікання ракети та кільцевого крила дозвуковим потоком, що набігає. При цьому положення зовнішніх меж РО потрібно обирати на відстані, що в десяток разів перевищує характерні розміри ракети.

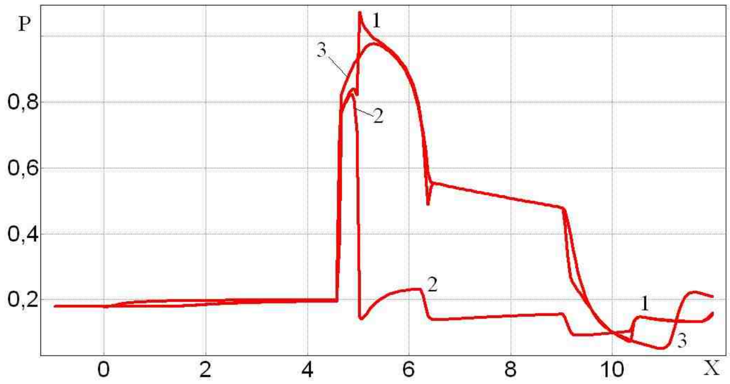


Рис. 7

Висновки. Розроблено алгоритм маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети-носія з кільцевим крилом, в якому у процесі маршового розрахунку розрахункова область навколо передньої кромки кільцевого крила розбивається на дві розрахункові підобласті, а потім на задній кромці кільцевого 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 проведення числових розрахунків надзвукового обтікання ракет з кільцевими крилами з прийнятною для проєктування точністю.

Наявність кільцевого крила призводить до хвильового характеру розподілу тиску в області між поверхнею корпусу ракети і нижньою поверхнею кільцевого крила, що пов'язано з віддзеркаленням стрибків ущільнення від поверхонь корпусу та кільцевого крила.

Перевагою створеного програмного забезпечення є оперативність проведення параметричних розрахунків, що дозволяє значно скоротити час попереднього визначення параметрів ракет на етапі проєктного відпрацювання конструктивних параметрів складових частин ракет з крилами кільцевої чи еліптичної форми.

1 *Spearman M. L.* Unconventional Missile Concepts from Consideration of Varied Mission Requirements. NASA TM-85829. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 1984. 32 p. https://doi.org/10.2514/6.1984-76

2 *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.

3 *Тимошенко В. І., Галинський В. П., Паршуткин О. М.* Аеродинаміка ракети-носія з торовидним крилом – підвісом. Матеріали восьмої науково-практичної конференції (Київ, 27-28 вересня 2022 р.). Київ: ІГМ НАН України, 2022. С. 85–86.

4 *Любимов А. Н., Тюменев Н. М., Хут Г. И.* Методы исследования течений газа и определения аэродинамических характеристик осесимметричных тел. М.: Наука, 1994. 398 с.

5 Численное решение многомерных задач газовой динамики. Под общ. редакцией Годунова С. К. М.: Наука, 1976. 400 с.

6 *Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р.* Вычислительная гидромеханика и теплообмен: В 2-х т. Т. 2. М.: Мир, 1990. 392 с.

7 *Галинский В. П., Тимошенко В. И.* Проблемы численного моделирования процессов аэрогазодинамики ракет-носителей. Космическая наука и технология. 1998. Т. 5, № 2/3. С. 64–72. https://doi.org/10.15407/knit1998.02.064

8 *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Численное моделирование сверхзвукового обтекания ракет-носителей, оснащенных тонкими органами управления и стабилизации. Космическая наука и технология. 2017. Т. 23, № 5. С. 33–43. https://doi.org/10.15407/knit2017.05.033

9 *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Торможение ламинарного сверхзвукового потока в плоском канале при наличии противодавления. Техническая механика. 2013. № 2. С. 56–63.

Отримано 10.05.2023,
в остаточному варіанті 07.06.2023