УДК 533.6.011 https://doi.org/10.15407/itm2022.01.016

В. П. ГАЛИНСЬКИЙ

АЛГОРИТМ МАРШОВОГО РОЗРАХУНКУ НАДЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ РАКЕТИ З ВІДХИЛЯЄМОЮ НОСОВОЮ ЧАСТИНОЮ

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

Запропоновано алгоритм маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети з носовою частиною, що відхиляється. Особливість алгоритму, який розглядається, полягає в тому, що маршові напрямки розрахунку надзвукового обтікання носової частини та основної ділянки поверхні ракети не збігаються. Тому спочатку здійснюється розрахунок обтікання носової частини тіла в циліндричній системі координат, при цьому параметри поля потоку запам'ятовуються у поперечних маршових перерізах. Початок і кінець проміжку запам'ятовування параметрів поля течії визначаються з умови перетину головної ударної хвилі з площиною, в якій має бути задано початкове поле потоку для розрахунку обтікання основної ділянки поверхні ракети. Інтерполяція поля потоку здійснюється у два етапи. Спочатку в циліндричній системі координат, що пов'язана з основною ділянкою поверхні тіла, у площині початкових даних визначаються радіальні координати головної ударної хвилі в меридіональних площинах. За радіальними координатами точок на поверхні тіла та на головній ударній хвилі в меридіональних площинах визначаються нові координати вузлів розрахункової сітки в циліндричній системі координат, пов'язаної з основною ділянкою поверхні тіла. За новими координатами вузлів розрахункової сітки, заданими в циліндричній системі координат основної ділянки, визначаються відповідні координати в циліндричній системі координат, що пов'язана с носовою частиною, з використанням формул зв'язку двох циліндричних систем координат. Для обчислення параметрів потоку в точці з отриманими координатами використовується лінійна інтерполяція записаних полів течії з параметрами потоку в циліндричній системі координат, що пов'язана з носовою частиною тіла. Отримане поле течії використовується у якості початкового для продовження маршового розрахунку обтікання основної частини поверхні ракети.

Наведено результати розрахунків аеродинамічних характеристик при надзвуковому обтіканні ракети з носовою частиною, що відхиляється, для різних кутів її відхилення. Запропонований алгоритм може бути використаний для оперативного розрахунку аеродинамічних характеристик ракет з елементами, що відхиляються. При цьому може використовуватися стандартна програма розрахунку обтікання ракети, в яку додається блок запису та інтерполяції поля потоку в відхиленій циліндричній системі зі зміщеним початком координат, що дозволяє змінювати напрямок маршового розрахунку.

Ключові слова: *аеродинамічні характеристики, алгоритм розрахунку, відхилення наконечника, надзвукове обтікання, ракета, управління польотом.*

This paper presents a marching algorithm for the calculation of supersonic flow past a tilting-nose rocket. A feature of the algorithm is that the marching direction of supersonic flow calculation for the nose does not coincide with that for the main part of the rocket surface. Because of this, at first flow past the nose is calculated in a cylindrical coordinate system, the flow field parameters being stored at marching cross-sections. The start and the end of the parameter storage interval in the flow field are determined from the condition of the intersection of the bow shock wave with a plane in which an initial flow field is to be specified for the calculation of flow past the main part of the rocket surface. The flow field is interpolated in two stages, First, in the cylindrical coordinate system bound to the main part of the rocket surface in the initial data plane, the radial coordinates of the bow shock wave are determined at meridional sections. From the radial coordinates of points on the rocket surface and the bow shock wave, new computational grid node coordinates are determined at meridional sections in the cylindrical coordinate system of the main part. Using the new computational grid coordinates specified in the cylindrical coordinate system of the main part, old coordinates specified in the cylindrical coordinate system of the nose are determined with the use of expressions that relate the two coordinate systems to each other. The flow parameters at a point with the calculated coordinates are calculated using linear interpolation of the stored flow field parameters in the cylindrical coordinate system bound to the nose. The calculated flow field is used as initial data for the marching calculation of the main part of the rocket,

The paper presents the results of calculation of the aerodynamic characteristics of a tilting-nose rocket in a supersonic flow at different values of the nose angle. The proposed algorithm may be used in a prompt calculation of the aerodynamic characteristics of rockets with tilting elements. In doing so, use may be made of a standard program of rocket flow calculation with an added block for the storage and interpolation of the flow field in a tilted cylindrical coordinate system with a shifted origin, which allows the marching direction to be changed,

Keywords: *aerodynamic characteristic, computational algorithm, nose tilt, supersonic flow, rocket, flight control.*

Вступ. Стійкість польоту ракети уздовж заданої траєкторії є основною вимогою, що пред'являється при розробці і створенні ракети. Розрізняють три основні схеми аеродинамічного управління [1] – [3]: управління за схемою «качка» з невеликим відхиленням оперення в носовій частині ракети, управління за допомогою крила (з відхиленням основної несучої поверхні, розташованої поблизу центра мас тіла) і управління за допомогою хвостового оперення. Система управління коригує рух ракети шляхом відхилення аеродинамічних поверхонь. Можуть використовуватися також струменеві органи управління [4], які зазвичай розміщуються в хвостовій частині ракети і працюють при невеликих швидкісних напорах. У статті розглядаються аеродинамічні способи управління рухом ракети, що пов'язані зі зміною розподілу тиску вздовж поверхні ракети за рахунок відхилення елементу її поверхні.

Вибір концепції управління залежить від місця докладання керуючого зусилля. Кожна з компоновок, для якої управління здійснюється за рахунок відхилення аеродинамічних поверхонь, має свої переваги і недоліки [1]. Недоліком схеми управління з опеpенням в носовій частині ракети є можливе зменшення ефективності управління внаслідок інтерференції переднього оперення з поверхнею крила. Управління за допомогою крил зручно тим, що досягається швидкий відгук системи, тому що крила є основним джерелом підйомної сили. Положення крил підбирається таким чином, щоб кут атаки корпусу залишався мінімальним. Ракети нормальної схеми (з хвостовим оперенням) найбільш поширені тому, що відхилення хвостового оперення практично не порушує обтікання основної частини ракети, а недолік такої схеми полягає в тому, що на ефективність хвостового оперення справляє помітний вплив інтерференція з передньою частиною ракети.

Крім перерахованих вище компоновок ракет можливо застосування компонувань, в яких управління польотом ракети здійснюється нетрадиційними засобами, наприклад, за рахунок відхилення конічних елементів поверхні корпусу ракети: носової частини (наконечника) [5] або хвостової частини. Для ефективного управління польотом ракети необхідно знати коефіцієнти сумарних аеродинамічних сил і моментів, що діють на ракету в залежності від умов польоту і кутів відхилення органів управління. Нижче розглядаються питання розрахунку аеродинамічних характеристик (АДХ) ракети з урахуванням відхилення її носової частини.

Існуюча тенденція розрахунку АДХ ракет полягає в використанні методів встановлення за часом як при розрахунку в'язких, так і нев'язких течій газу [6], [7]. Якщо використання методів встановлення оправдано при виникненні у полі течії дозвукових областей, то для надзвукових течій значно ефективніше використовувати маршові методи розрахунку, які на порядки зменшують терміни отримання результатів і менш вимогливі до ресурсів комп'ютерів.

Метою даної роботи є розробка алгоритму маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети з носовою частиною, що відхиляється. Особливість алгоритму, що розглядається, полягає в тому, що маршові напрямки розрахунку надзвукового обтікання носової частини та основної ділянки поверхні корпусу ракети не збігаються.

Системи координат. Розглядається надзвукове обтікання ракети з відхиленою носовою частиною. Корпус ракети представляється у вигляді носової частини – наконечника і основної ділянки, які стикуються зі зламом осей в деякому поперечному перерізі, нормальному до осі носової частини. Наконечник відхиляється в площині симетрії течії – площині, в якій лежить вектор швидкості потоку, що набігає, і осі симетрії наконечника і основної діляннки корпусу ракети. На рис. 1 в площині симетрії течії показані системи координат, що використовуються при розрахунку ракети з відхиленим наконечником.

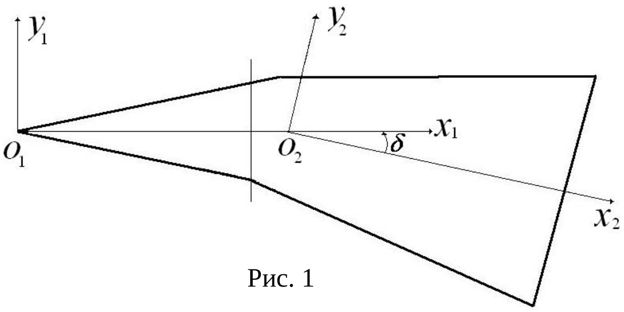


Рис. 1

Вводяться дві декартові системи координат – основна $O_1x_1y_1z_1$, що прив'язана до наконечника тіла, і зміщена $O_2x_2y_2z_2$, що пов'язана з основною ділянкою тіла. Точка O_2 початку зміщеної системи координат $O_2x_2y_2z_2$ має координати (x_0, y_0) в системі координат $O_1x_1y_1z_1$. Вісь O_2x_2 системи координат $O_2x_2y_2z_2$ відхилена на кут δ щодо осі O_1x_1 системи координат $O_1x_1y_1z_1$. Позитивне значення кута відхилення δ відповідає повороту осі O_2x_2 проти годинникової стрілки до суміщення її з віссю O_1x_1. Вісь O_1x_1 системи координат $O_1x_1y_1z_1$ направлена вздовж осі наконечника тіла, а вісь O_2x_2 системи координат $O_2x_2y_2z_2$ вздовж осі основної ділянки тіла. Осі O_1y_1 і O_2y_2 спрямовані вгору, а напрямок осей O_1z_1 і O_2z_2 систем координат $O_1x_1y_1z_1$ і $O_2x_2y_2z_2$ задається таким чином, щоб ці системи були правими. Площини $x_1O_1y_1$ і $x_2O_2y_2$ цих систем координат збігаються з площиною симетрії тіла.

Системи координат $O_1x_1y_1z_1$ і $O_2x_2y_2z_2$ пов'язані співвідношеннями

$$x_1 = x_2\cos\delta + y_2\sin\delta + x_0;\; y_1 = y_2\cos\delta - x_2\sin\delta + y_0;\; z_1 = z_2. \qquad (1)$$

Співвідношення зворотного зв'язку систем координат $O_2x_2y_2z_2$ і $O_1x_1y_1z_1$ мають вигляд

$$x_2 = x_1\cos\delta - y_1\sin\delta - (x_0\cos\delta - y_0\sin\delta);$$
$$y_2 = x_1\sin\delta + y_1\cos\delta - (x_0\sin\delta + y_0\cos\delta); \qquad (2)$$
$$z_2 = z_1.$$

З декартовими системами координат $O_2x_2y_2z_2$ і $O_1x_1y_1z_1$ зв'яжемо циліндричні системи координат $O_1\P_1r_1\text{¨}_1$ і $O_2\P_2r_2\text{¨}_2$

$$\P_1 = x_1;\; y_1 = -r_1\cos\text{¨}_1;\; z_1 = r_1\sin\text{¨}_1;$$
$$\P_2 = x_2;\; y_2 = -r_2\cos\text{¨}_2;\; z_2 = r_2\sin\text{¨}_2. \qquad (3)$$

Розглядається область течії, що знаходиться справа від площини симетрії, для якої $0 \le ¨_1 \le ®$ і $0 \le ¨_2 \le ®$.

Використовуючи співвідношення (1) і (2), отримуємо співвідношення зв'язку координат системи $O_1 ¶_1 r_1 ¨_1$ з координатами системи $O_2 ¶_2 r_2 ¨_2$

$$¶_1 = ¶_2 \cos ¢ - r_2 \cos ¨_2 \sin ¢ + x_0 ;$$

$$r_1 = \sqrt{r_2^2 \sin^2 ¨_2 + \left(¶_2 \sin ¢ + r_2 \cos ¨_2 \cos ¢ - y_0\right)^2} ; \qquad (4)$$

$$\sin ¨_1 = \left(r_2 / r_1\right) \sin ¨_2 .$$

Співвідношення зворотного зв'язку координат системи $O_2 ¶_2 r_2 ¨_2$ з координатами системи $O_1 ¶_1 r_1 ¨_1$ мають вигляд

$$¶_2 = ¶_1 \cos ¢ + r_1 \cos ¨_1 \sin ¢ - \left(x_0 \cos ¢ - y_0 \sin ¢\right);$$

$$r_2 = \sqrt{r_1^2 \sin^2 ¨_1 + \left(r_1 \cos ¨_1 \cos ¢ - ¶_1 \sin ¢ + x_0 \sin ¢ + y_0 \cos ¢\right)^2} ; \qquad (5)$$

$$\sin ¨_2 = \left(r_1 / r_2\right) \sin ¨_1 .$$

Для обчислення кута $¨_2$ можна також використовувати співвідношення

$$¨_2 = \begin{cases} ¯, & ¯ \ge 0; \\ ® + ¯, & ¯ < 0, \end{cases} \qquad (6)$$

де $¯ = \arctan\left(z_2 / y_2\right)$, з використанням декартових координат y_2, z_2 точки, що отримані за співвідношенням (2).

Аналогічним чином обчислюється кут $¨_1$

$$¨_1 = \begin{cases} ¯, & ¯ \ge 0; \\ ® + ¯, & ¯ < 0, \end{cases} \qquad (7)$$

де $¯ = \arctan\left(z_1 / y_1\right)$ з використанням декартових координат y_1, z_1 точки, отриманим за співвідношенням (1).

При розрахунку надзвукового обтікання ракети з відхиленим наконечником спочатку здійснюється обтікання носової частини корпусу ракети в циліндричній системі координат $O_1 ¶_1 r_1 ¨_1$, при цьому параметри поля плину запам'ятовуються у поперечних маршових перерізах $¶_1 = ¶_1^n$ ($n = 1,..., N$, де N – кількість поперечних перерізів). Початок $¶_1 = ¶_1^{ini}$ і кінець $¶_1^N = ¶_1^{end}$ проміжку запам'ятовування параметрів поля течії визначаються з умови перетину головної ударної хвилі з площиною $¶_2 = ¶_2^0$ (координата $¶_2^0$ вважається заданою), в якій має бути задано початкове поле плину для розрахунку обтікання основної ділянки поверхні корпусу ракети. Ця площина перпендикулярна до осі основної ділянки поверхні корпусу ракети і відхилена щодо осі носової частини ракети на кут відхилення $¢$. На проміжку запам'ятовування параметрів потоку $¶_1^{ini} \le ¶_1 \le ¶_1^{end}$ визначається кількість поперечних перерізів N для запису полів плину, які використовуються при формуванні початкового поля плину у площині $¶_2 = ¶_2^0$ для розрахунку надзвукового обтікання основної ділянки поверхні корпусу ракети в поверненій циліндричній системі зі зміщеним початком координат.

Інтерполяція поля плину у площині $¶_2 = ¶_2^0$ здійснюється у два етапи. Спочатку в циліндричній системі координат, що пов'язана з основною ділянкою поверхні корпусу ракети, у площині початкових даних $¶_2 = ¶_2^0$ визначаються радіальні координати головної ударної хвилі $S^i = r_2\left(¨_2^i\right)$ в меридіональних площинах $¨_2 = ¨_2^i = \text{const}$ $(i = 1,...,N_{¨}$, де $N_{¨}$ – кількість меридіональних площин розрахункової сітки). По радіальним координатам точок на поверхні тіла $B^j = r_2\left(¨_2^j\right)$ та на головній ударній хвилі $S^j = r_2\left(¨_2^j\right)$ в меридіональних площинах $¨_2^j$ визначаються нові радіальні координати вузлів розрахункової сітки ($r_2^{i,j}$, $j = 1,...,N_r$, де N_r – кількість вузлів розрахункової сітки у радіальному напрямку) в циліндричній системі координат $O_2¶_2r_2¨_2$, що пов'язана з основною ділянкою поверхні корпусу ракети. За новими координатами вузлів розрахункової сітки $\left(¶_2^0, r_2^{i,j}, ¨_2^i\right)$, заданими в циліндричній системі координат $O_2¶_2r_2¨_2$ основної ділянки поверхні корпусу ракети, визначаються відповідні координати $\left(¶_1, r_1, ¨_1\right)$ в циліндричній системі координат $O_1¶_1r_1¨_1$, що пов'язана с носовою частиною, з використанням формул (4), (7) зв'язку двох циліндричних систем координат.

Для обчислення параметрів потоку в точці з отриманими координатами $\left(¶_1, r_1, ¨_1\right)$ використовується лінійна інтерполяція записаних полів течії з параметрами плину в перерізах $¶_1 = ¶_1^i$ ($i = 1,...,n$) циліндричної системи координат $O_1¶_1r_1¨_1$, що пов'язана з носовою частиною корпусу ракети. Отримані компоненти вектора швидкості $\left(u_1, v_1, w_1\right)$ в циліндричній системі координат $O_1¶_1r_1¨_1$, перепроєктуються в циліндричну систему координат $O_2¶_2r_2¨_2$ у компоненти $\left(u_2, v_2, w_2\right)$. Формули зв'язку компонент вектора швидкості в циліндричних системах координат $O_1¶_1r_1¨_1$ і $O_2¶_2r_2¨_2$ мають вигляд:

$$
\begin{aligned}
u_2 &= u_1 \cos ¢ + \left(v_1 \cos ¨_1 - w_1 \sin ¨_1\right)\sin ¢ ;\\
v_2 &= \left(-v_1 \cos ¨_1 + w_1 \sin ¨_1\right)\sin ¨_2 - \\
&\quad - \left[\left(-v_1 \cos ¨_1 + w_1 \sin ¨_1\right)\cos ¢ + u_1 \sin ¢ \right]\cos ¨_2 ;\\
w_2 &= \left(v_1 \sin ¨_1 + w_1 \cos ¨_1\right)\sin ¨_2 - \\
&\quad - \left[\left(-v_1 \cos ¨_1 + w_1 \sin ¨_1\right)\cos ¢ + u_1 \sin ¢ \right]\cos ¨_2 .
\end{aligned}
\tag{8}
$$

Отримане поле течії використовується у якості початкового для продовження маршового розрахунку надзвукового обтікання основної частини поверхні корпусу ракети в циліндричній системі координат $O_2¶_2r_2¨_2$. Після чого вектори аеродинамічної сили і моменту, що діють на основній ділянці корпусу ракети, перераховуються у циліндричну систему координат $O_1\P_1 r_1 \text{¨}_1$.

Алгоритм розрахунку. Алгоритм розрахунку обтікання ракети з відхиленим наконечником може бути представлено таким чином:

– розрахунок починається з маршового розрахунку обтікання наконечника ракети уздовж осі $O_1\P_1$ в циліндричній системі координат $O_1\P_1 r_1 \text{¨}_1$ для $\P_1 > \P_1^0$ ($\P_1^0$ – переріз, в якому задано поле початкових даних для наконечника ракети):

а) в процесі маршового розрахунку обтікання наконечника з використанням співвідношень (5) знаходиться перша точка $\P_1 = \P_1^{ini}$ перетину головної ударної хвилі з площиною $\P_2 = \P_2^0$, в якій задаються початкові дані для розрахунку обтікання основної ділянки поверхні тіла;

б) далі періодично записуються поля плину в поперечних перерізах $\P_1 \geq \P_1^{ini}$, які будуть використані при формуванні початкових даних в перерізі $\P_2 = \P_2^0$ (запис полів плину здійснюється на ділянці від початку $\P_1 = \P_1^{ini}$ і до кінця $\P_1 = \P_1^{end}$ перетинів головний ударної хвилі з площиною $\P_2 = \P_2^0$);

в) запис полів плину в поперечних перерізах $\P_1 = \text{const}$ завершується в перерізі $\P_1 = \P_1^{end}$, за яким припиняються перетини головної ударної хвилі з площиною $\P_2 = \P_2^0$ у всіх меридіональних площинах $\text{¨}_1^{\text{i}} = \text{const}$;

– здійснюється інтерполяція поля плину в перерізі $\P_2 = \P_2^0$ циліндричної системи координат $O_2\P_2 r_2 \text{¨}_2$ з використанням записаних полів в перерізах $\P_1 = \P_1^n$ (де $n = 1,\ldots,N$, $\P_1^1 = \P_1^{ini}$, $\P_1^N = \P_1^{end}$) по співвідношенням (4), при цьому компоненти вектора швидкості, що отримані в системі координат $O_1\P_1 r_1 \text{¨}_1$, перепроєктуються в систему координат $O_2\P_2 r_2 \text{¨}_2$ з використанням співвідношень (8);

– далі з використання отриманого початкового поля плину в перерізі $\P_2 = \P_2^0$ здійснюється маршовий розрахунок обтікання основної ділянки корпусу ракети уздовж осі $O_2\P_2$ в системі координат $O_2\P_2 r_2 \text{¨}_2$.

Особливість програмної реалізації вищеописаного алгоритму розрахунку полягає в тому, що при маршовому розрахунку обтікання як наконечника, так і основної ділянки поверхні корпусу ракети використовується існуюча програма [8] розрахунку обтікання вісесиметричних тіл під кутами атаки. У цю програму додається блок формування початкового поля потоку для розрахунку обтікання основної ділянки поверхні корпусу ракети, що використовує пораховане поле потоку навколо відхиленого наконечника тіла. Формування початкового поля для основної ділянки тіла здійснюється в площині поперечного перерізу $\P_2 = \P_2^0$ системи координат $O_2\P_2 r_2 \text{¨}_2$ з використання полів плину в перерізах $\P_1 = \P_1^n$ (де $n = 1,\ldots,N$, $\P_1^1 = \P_1^{ini}$, $\P_1^N = \P_1^{end}$), що були отримані в системі координат $O_1 ¶_1 r_1 ¨_1$ при маршовому розрахунку обтікання наконечника тіла.

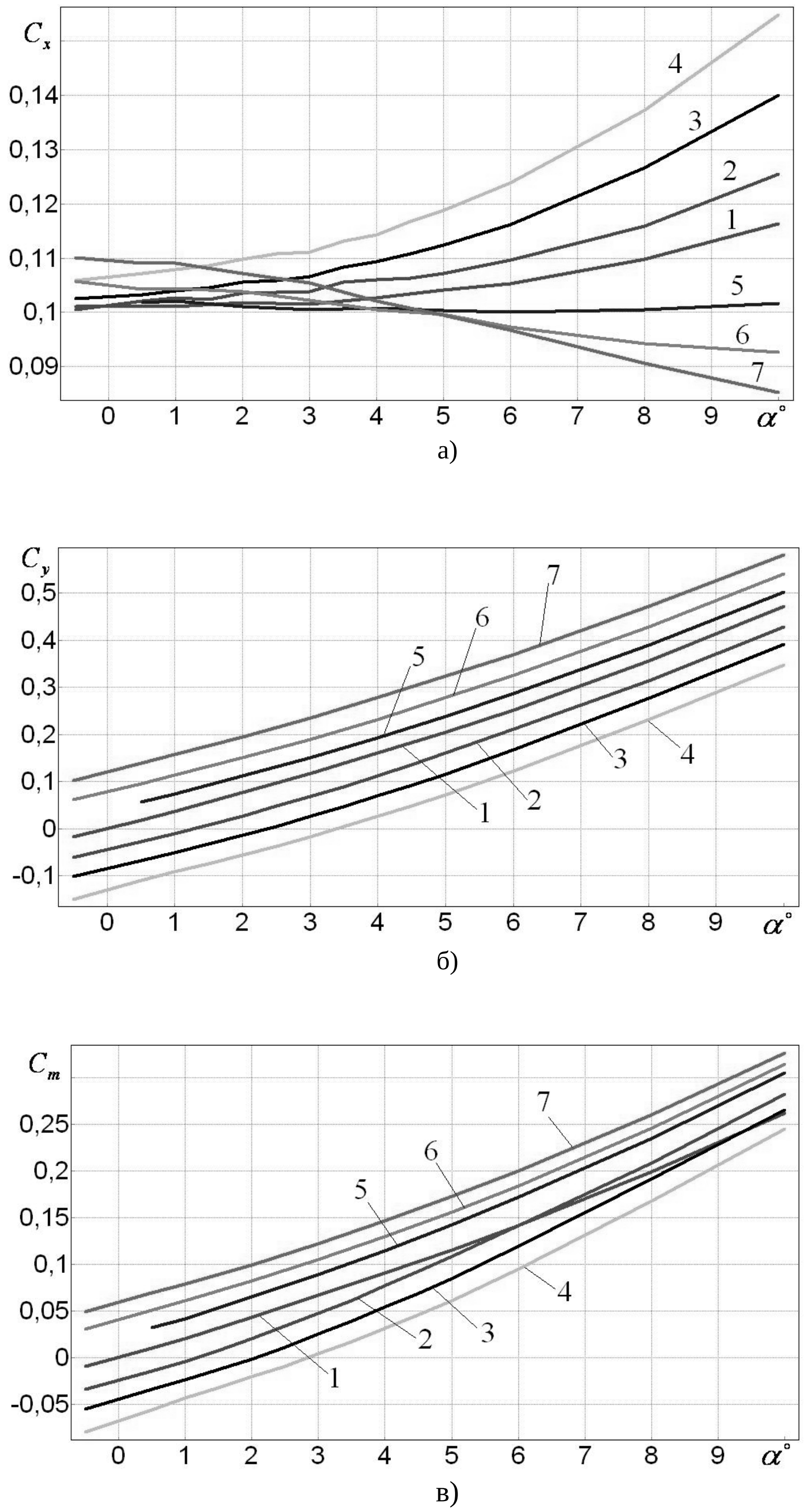
Результати розрахунків. Нижче наведені результати розрахунків надзвукового обтікання корпусу ракети з відхиленим наконечником, що були здійснені у наближенні нев'язкого газу з використанням запропонованого алгоритму та явної схеми Годунова [9] на розрахунковій сітці $N_{¨} = 37$, $N_r = 41$. Крок вздовж маршового напрямку розраховувався для числа Куранта КФЛ=0,9. Вісесиметрична форма поверхні корпусу ракети радіусу затуплення $R = 0{,}05$ м задана в циліндричній системі координат $O_1 ¶_1 r_1 ¨_1$ координатами трьох точок: $x_1 = 0{,}85$ м, $r_1 = 0{,}179$ м , $x_2 = 2{,}5$ м, $r_2 = 0{,}179$ м, $x_3 = 3{,}0$ м, $r_3 = 0{,}25$ м.

З використанням вищезазначених параметрів розрахункової сітки термінові витрати роботи процесору на розрахунок одного варіанта (для заданих значень числа Маха M_∞, кута атаки $\sim$, кута відхилення наконечника ¢) не перевищують однієї хвилини для комп'ютера з тактовою частотою процесору 3,2 ГГц, в той же час термінові витрати на розрахунок такого варіанта методом встановлення за часом потребують декількох годин.

На рис. 2 показані графіки залежностей коефіцієнтів аеродинамічних характеристик: а) – коефіцієнта сили спротиву C_x, б) – коефіцієнту підйомної сили C_y, в) – коефіцієнта моменту тангажа C_m від кута атаки $\sim$ для кутів відхилення носової частини ракети ¢ $=$-9°, -6°, -3°, 3°, 6°, 9° для числа Маха $M_\infty = 4$. Цифри 1 – 7 на рис. 2 відповідають значенням кута ¢ : 1 – ¢ $=0$, 2 – ¢ $=3$°, 3 – ¢ $=6$°, 4 – ¢ $=9$°, 5 – ¢ $=$-3°, 6 – ¢ $=$-6°, 7 – ¢ $=$-9°,

З рис. 2, а) видно, що з ростом кута ¢ коефіцієнт сили опору C_x збільшується з ростом кута ¢ для кутів ¢ > 0 і зменшується для кутів ¢ < 0 .

Коефіцієнти підйомної сили C_y (рис. 2, б)) та моменту тангажа C_m (рис. 2, в)) збільшуються з ростом кута атаки $\sim$ незалежно від знаку ¢ , причому значення C_y і C_m для негативних кутів відхилення (¢ < 0) більше, ніж для позитивних кутів ¢ > 0, при однакових кутах атаки $\sim$. Якщо при відсутності відхилення (¢ $= 0$) коефіцієнти C_y і C_m мають однакові знаки як при $\sim < 0$, так і при $\sim > 0$, то для позитивних кутів відхилення (¢ > 0) з'являються області кутів атаки $\sim_1 < \sim < \sim_2$, в яких C_y і C_m мають різні знаки. Рис. 3 демонструє появу області, де C_y і C_m мають різні знаки в діапазоні кутів атаки 2° $\le \sim \le$ 3°, для кута відхилення носової частини ракети ¢ $=6$°. Похідні залежностей $C_y(\sim)$ і $C_m(\sim)$ слабо відрізняються у точці їх перетину, що призводить до розширення зони з різними знаками C_y і C_m .



C_x
0,14
0,13
0,12
0,11
0,1
0,09
0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 α°
1 2 3 4 5 6 7
а)
C_y
0,5
0,4
0,3
0,2
0,1
0
-0,1
0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 α°
1 2 3 4 5 6 7
б)
C_m
0,25
0,2
0,15
0,1
0,05
0
-0,05
0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 α°
1 2 3 4 5 6 7
в)

Рис. 2

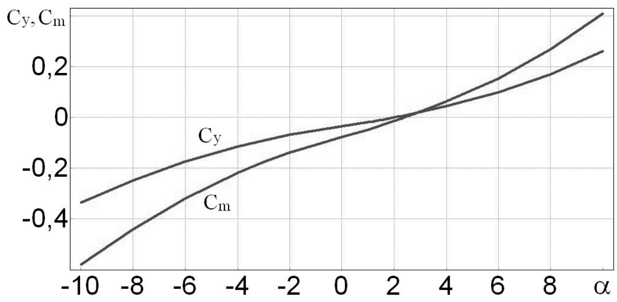


Рис. 3

У областях, де C_y і C_m мають різні знаки, можливо порушення стійкості польоту ракети. На рис. 4 показані графіки залежностей коефіцієнта центра тиску C_d від кута атаки ~ >0 для різних кутів відхилення ¢ .

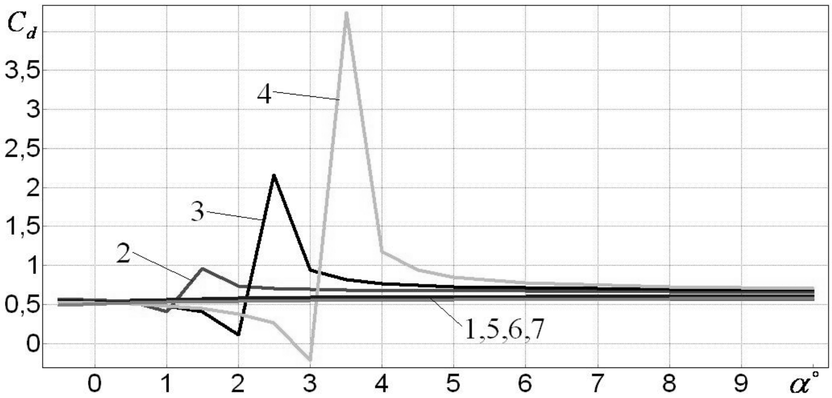


Рис. 4

Для коефіцієнта центра тиску C_d маємо: $\sim_1 = 0{,}5^o$, $\sim_2 = 2{,}0^o$ для ¢ $= 3^o$; $\sim_1 = 1{,}0^o$, $\sim_2 = 3{,}0^o$ для ¢ $= 6^o$; $\sim_1 = 1{,}5^o$, $\sim_2 = 4{,}0^o$ для ¢ $= 9^o$.

Тобто з ростом кута ¢ діапазон кутів атаки з порушеннями стійкості польоту розширюється. Для негативних кутів відхилення (¢ < 0) області порушення стійкості польоту не з’являються при ~ > 0.

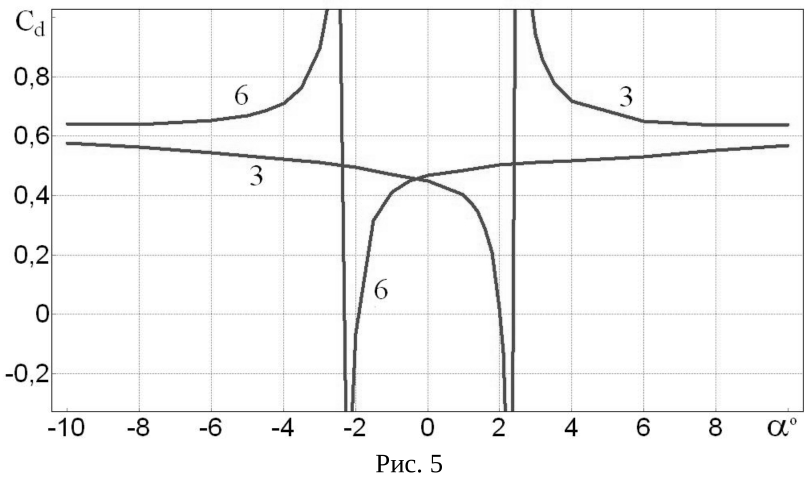


Рис. 5

На рис. 5 показані графіки залежностей коефіцієнта центра тиску C_d від кута атаки в більш широкому діапазоні кутів атаки -10º≤ ~ ≤10º для кутів відхилення ¢ =6º (лінії 3) і ¢ =-6º (лінії 6). Для негативних кутів відхилення (¢ < 0) області порушення стійкості польоту також з'являються при ~ < 0.

Отримані результати щодо впливу кута відхилення наконечника ракети на її АДХ мають попередній характер і потребують проведення подальших досліджень для різних компонувань та подовжень носових частин ракет при різних числах Маху плину, що набігає.

Висновки. Розроблено алгоритм маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети з носовою частиною, що відхиляється, в якому маршові напрямки розрахунку надзвукового обтікання носової частини та основної ділянки поверхні корпусу ракети не збігаються. Особливість програмної реалізації вищеописаного алгоритму розрахунку полягає в тому, що при маршовому розрахунку обтікання як наконечника, так і основної ділянки поверхні корпусу ракети можуть використовуватися програми розрахунку обтікання вісесиметричних тіл під кутами атаки. У ці програми додається блок формування початкового поля потоку для розрахунку обтікання основної ділянки поверхні корпусу ракети, в якому використовується пораховане поле потоку навколо відхиленого наконечника тіла.

З результатів щодо впливу кута відхилення наконечника ракети на її АДХ витікає, що порушення стійкості польоту ракети виникають при позитивних кутах відхилення ¢ >0 для кутів атаки ~ >0, а при негативних кутах відхилення ¢ <0 для кутів атаки ~ <0. Отримані результати мають попередній характер і потребують проведення подальших досліджень.

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

2 Аэродинамика ракет. В 2-х книгах / Под общ. редакцией *М. Хемша и Дж. Нилсена*. М.: Мир, 1989. Кн. 1 – 433 с. Кн. 2 – 513 с.

3 *Moore F.* G. Approximate methods for weapon aerodynamics. 1990. 464 p.

4 *Кисловский В. А., Звегинцев В. И.* Численное моделирование влияния выдува газовой струи на аэродинамические характеристики летательного аппарата осесимметричной конфигурации с хвостовым стабилизатором. Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2018. № 52. С. 39–47. https://doi.org/10.15593/2224-9982/2018.52.04

5 *George S.* The Effect of Configuration Asymmetries on Projectile Aerodynamics, Stability and Performance. Ph.D. Thesis. Massachusetts Institute of Technology, Claremont, 1998. 138 p.

6 *Шийко О. М., Павлюченко А. .М., Скорик А. В., Обухов, О. А., Коплик І. В.* Розрахунок аеродинамічних характеристик надзвукових оперених осесиметричних тіл обертання. Авиационно-космическая техника и технология. 2019. №2(154). С. 4–17.

7 *DeSpirito J., Vaughn M. E., Washington W. D.* Numerical investigation of aerodynamics of canard-controlled missile using planar and grid tail fins, Part I: supersonic flow. ARL-TR-2848; U. S. Army Research Laboratory: Aberdeen Proving Ground, MD. 2002. 80 p. https://doi.org/10.2514/6.2002-4509

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 *Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я.* и др.. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976. 400 с.

Отримано 16.11.2021,
в остаточному варіанті 05.04.2022