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.*

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