### АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

УДК 533.6.011 DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-22-29

# РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТВОРОК ГОЛОВНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ

## В.Т. КАЛУГИН<sup>1</sup>, А.Ю. ЛУЦЕНКО<sup>1</sup>, Д.К. НАЗАРОВА<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Приведены аэродинамические характеристики отделяемых элементов конструкций транспортных систем, позволяющие рассчитать траектории движения этих элементов после отделения и надежно определить размеры районов падения. Особое внимание уделено створкам головных обтекателей, которые представляют собой тонкие изогнутые оболочки, содержащие цилиндрическую, коническую и сферическую части, обладают высоким аэродинамическим качеством и имеют максимальные размеры районов падения. Аэродинамика тел подобных конфигураций мало изучена. В работе представлены результаты математического моделирования обтекания типовой створки в свободно распространяемом пакете программ с открытым исходным кодом OpenFOAM. Получены аэродинамические характеристики модели при транс- и сверхзвуковых скоростях, проанализирована трансформация структур обтекания створки при изменении угла атаки и числа Маха. Показана возможность применения пакета OpenFOAM для расчета аэродинамических характеристик и параметров обтекания тонких оболочек. Анализ полученных результатов показал, что при сверхзвуковых скоростях набегающего потока наблюдается образование скачков уплотнения сложной конфигурации, взаимодействующих друг с другом, при дозвуковых скоростях наблюдается образование обширных областей пространственного отрыва потока. Выделены интервалы углов атаки, при которых реализуются различные типы структур течений как для транс-, так и для сверхзвуковых скоростей набегающего потока. Изменение структуры обтекания отражается на аэродинамических характеристиках, аэродинамические коэффициенты створки значительно изменяются с ростом угла атаки, при всех рассмотренных скоростях набегающего потока имеются два балансировочных угла атаки. Полученные результаты могут быть использованы для разработки пассивной системы стабилизации створки, которая обеспечит балансировку тела на углах атаки с минимальным аэродинамическим качеством и уменьшит случайные отклонения при движении относительно центра масс.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, тонкие оболочки, створка головного обтекателя, ракета-носитель, математическое моделирование, OpenFOAM, сверхзвуковой поток.

### введение

В процессе полета ракет-носителей (PH) происходит сброс отработавших частей, отделяются и сбрасываются блоки ступеней, переходные отсеки, створки обтекателей и т. п. Уменьшение районов падения отделяемых элементов на сегодняшний день представляет актуальную задачу в связи с интенсивным освоением территорий. По статистике пусков ракет разного класса, размеры районов падения створок обтекателей максимальны по сравнению с районами падения других отделяемых элементов [1]. Для определения траекторий движения створок обтекателей необходимо знать их аэродинамические характеристики (АДХ).

Створки головных обтекателей (ГО) и обтекателей разгонных блоков представляют собой тонкие оболочки, содержащие цилиндрические, конические и сферические элементы (рис. 1). Анализ литературы [2–4] показал, что аэродинамика тонкостенных тел мало изучена. Аэродинамические характеристики этих конструкций можно получить, во-первых, экспериментально, во-вторых, с использованием инженерных методик, а также при помощи численного моделирования. Экспериментальное определение АДХ тонкостенных тел представляет собой трудную задачу в связи со сложностью крепления модели в рабочей части аэродинамической трубы и значительными возмущениями, вносимыми державкой.



Fig. 1. Possible variants of detachable from the carrier rocket elements

В настоящее время для расчета АДХ тел широко применяются различные пакеты программ, как коммерческие, так и свободно распространяемые. Результаты математического моделирования могут существенно дополнить экспериментальные данные, также при использовании численного моделирования появляется возможность существенного расширения диапазона исследуемых параметров.

В настоящем исследовании для изучения аэродинамики тонкостенных конструкций использовался свободно распространяемый пакет программ с открытым исходным кодом Open-FOAM, который позволяет комбинировать различные модули [5, 6].

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Была выбрана типовая модель створки ГО, состоящая из цилиндрической и конической частей и имеющая сферическое затупление. Ранее авторами были получены аэродинамические характеристики такой створки в дозвуковом диапазоне скоростей [7]. В данной статье рассмотрено транс- и сверхзвуковое обтекание тела потоком с числами Маха  $M_{\infty} = 0.8$ ; 1,2 и 2,0, Рейнольдса Re =  $2.5 \cdot 10^6$ ;  $3.0 \cdot 10^6$  и  $3.15 \cdot 10^6$  соответственно. Угол атаки а изменялся в вертикальной плоскости симметрии створки хОу от 0 до 360° с интервалом 30° (рис. 1).

При расчете аэродинамических коэффициентов силы лобового сопротивления  $C_{xa}$ , подъемной силы  $C_{ya}$  и момента тангажа  $m_z$  за характерную площадь принималась площадь  $S = \pi d^2/8$  (d – внешний диаметр цилиндрической части модели), за характерный размер была принята длина модели L. Коэффициент момента тангажа определялся относительно центра масс створки.

### МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Построение расчетной сетки (рис. 2) в ОрепFOAM производилось с использованием встроенных утилит. Внешняя область была задана в форме параллелепипеда, размеры которого выбирались в зависимости от числа Маха  $M_{\infty}$ . Местоположение модели внутри расчетной области устанавливалось в зависимости от скорости набегающего потока. Внутри области проводилось блочное измельчение сетки (рис. 2, *a*). Для  $M_{\infty} = 0,8$  длина, высота и ширина параллелепипеда составляли 20L, для  $M_{\infty} = 1,2$  и 2,0 длина, высота и ширина расчетной области составляли 10L.





Рассматривалось обтекание створки сжимаемым турбулентным потоком, использовалась k-omega SST модель турбулентности [8, 9].

Для обеспечения приемлемого качества получаемых результатов в условиях ограниченности расчетных ресурсов был проведен анализ сеточной сходимости. Рассматривались пять вариантов расчетных сеток с количеством ячеек N = 400 тыс.; 900 тыс.; 2,3 млн; 2,5 млн и 5 млн. В процессе анализа было выявлено, что качество расчетной сетки незначительно влияет на получаемые значения интегральных аэродинамических коэффициентов, но значительно влияет на картину течения.

Особенностью сетки с количеством ячеек 2,5 млн являлось наличие пристеночных призматических слоев (рис. 2, *б*, 2, *в*), что позволило выдержать параметр  $y^+$  ( $y^+ = \rho \cdot V_\tau \cdot y/\mu$ , где y - paccтояние по нормали к поверхности до центра первой пристеночной ячейки,  $V_\tau = \sqrt{\tau_\omega / \rho} - динамическая$  скорость,  $\tau_\omega$  – напряжение трения на стенке,  $\rho$  – плотность,  $\mu$  – динамическая вязкость) в требуемом диапазоне и корректно использовать пристеночные функции в дополнение к принятой модели турбулентности [9, 10]. Кроме того, качество сетки значительно влияет на четкость отображения скачков уплотнения. Таким образом, для основных расчетов была выбрана сетка с количеством ячеек 2,5 млн, содержащая пристеночные слои.

Каждый расчет проводился на суперкомпьютере Ломоносов с использованием 144 ядер и длился от 36 до 78 ч, время окончания физического процесса составляло 0,1 с.

Результаты численного моделирования включают АДХ и картины течения, которые непосредственно связаны друг с другом.

Анализ полученных результатов показал, что можно выделить несколько интервалов углов атаки, при которых реализуются различные типы структур течений. Эти структуры сложны как для дозвуковых, так и для сверхзвуковых скоростей набегающего потока.

При дозвуковом обтекании со стороны выпуклой поверхности створки наблюдается затекание потока в ее вогнутую часть, с боковых кромок срываются и сносятся вниз по потоку два вихря. При сверхзвуковом обтекании и  $\alpha < 150^{\circ}$  перед створкой образуется криволинейный отошедший скачок уплотнения (рис. 3, *a*). Если 140° <  $\alpha < 230^{\circ}$ , то образуется структура с головным скачком и отрывной областью на подветренной поверхности, возможно возникновение скачка уплотнения, обусловленного отрывом (рис. 3, *б*). Сложная структура с перетеканием образуется в поперечной плоскости.

При  $\alpha > 180^{\circ}$  и сверхзвуковой скорости набегающего потока перед телом образуется головной скачок уплотнения более сложной формы, чем при обтекании со стороны выпуклой поверхности, створка становится плохообтекаемым телом, поэтому значения коэффициентов силы лобового сопротивления и подъемной силы по модулю должны быть больше, чем при обтекании со стороны выпуклой поверхности.

С увеличением скорости набегающего потока увеличивается и интенсивность возникающих скачков уплотнения, структуры течения видоизменяются. Так, при  $M_{\infty} = 2,0$  и  $\alpha = 330^{\circ}$  наблюдается образование скачка уплотнения, обусловленного изломом образующей (рис. 3, *в*), при  $M_{\infty} = 1,2$  за головным скачком скорость ниже звуковой и такого скачка уплотнения не образуется.



**Fig. 3.** Pressure and Mach number distributions:  $a - M_{\infty} = 1,2, \alpha = 60^{\circ}$ ;  $6 - M_{\infty} = 2,0, \alpha = 150^{\circ}$ ;  $B - M_{\infty} = 2,0, \alpha = 350^{\circ}$ **Fig. 3.** Pressure and Mach number distributions:  $a - M_{\infty} = 1,2, \alpha = 60^{\circ}$ ;  $6 - M_{\infty} = 2,0, \alpha = 150^{\circ}$ ;  $B - M_{\infty} = 2,0, \alpha = 330^{\circ}$ 

Полученные в результате расчетов АДХ представлены в виде графиков зависимостей на рис. 4.

Из графиков видно, что при изменении числа Маха характер зависимостей остается неизменным. У створки ГО при всех рассмотренных скоростях набегающего потока имеются два балансировочных угла атаки  $\alpha_{\delta a \pi}$  (рис. 4, *в*), при которых значения коэффициента  $C_{ya}$  по модулю малы, а зависимости  $C_{xa}(\alpha)$  при  $\alpha = \alpha_{\delta a \pi}$  имеют максимум, поэтому тело обладает малым аэродинамическим качеством (рис. 4, *a*, 4, *б*, 4, *г*).

#### Научный Вестник МГТУ ГА Civil Aviation High Technologies



Размеры районов падения створок ГО в основном определяются их аэродинамическими характеристиками, но дополнительное существенное влияние могут оказывать и другие возму-

щающие факторы: — отклонения координат и проекций вектора скорости центра масс ракеты-носителя в момент отделения элементов, отклонения при срабатывании системы отделения;

– воздействие ветра на атмосферном участке полета;

– отклонения параметров атмосферы от стандартных значений;

– погрешности изготовления конструкции (несимметрия, деформации и т. п.).

При наличии требований к системе управления ракеты-носителя по строгому выдерживанию расчетных координат и проекций вектора скорости влияние первого фактора на разброс точек падения становится малым.

Ветровое воздействие вносит существенный вклад в увеличение зон падения створок ГО. Степень влияния ветра зависит от отношения силы лобового сопротивления и веса тела. При  $\alpha = \alpha_{\delta a \pi}$  коэффициент  $C_{xa}$  имеет относительно высокие значения (рис. 4, *a*), что при балансировке створки на углах около 90 или 270° приведет к большой зоне разброса точек падения. Для сокращения размеров этих зон необходимо обеспечить балансировку относительно такого угла атаки, при котором на всех режимах полета створки по числу М значения коэффициентов  $C_{xa}$  и  $C_{ya}$  близки к нулевым. Этим требованиям соответствуют малые углы атаки  $\alpha < 10^\circ$  и  $\alpha \approx 180^\circ$  (рис. 4, *a*, 4, *б*). Такие меры также сокращают влияние отклонений плотности атмосферы.

Влияние погрешностей изготовления конструкции на размеры зон падения створок по сравнению с влиянием предыдущих факторов мало, для еще большего его сокращения можно придать телу угловую скорость вращения относительно продольной оси симметрии.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, на основе проведенных численных расчетов в пакете OpenFOAM были получены структуры обтекания и АДХ типовой тонкостенной створки ГО ракеты-носителя, находящейся в автономном полете при транс- и сверхзвуковых скоростях. Аэродинамические характеристики, качество, балансировочные углы атаки существенно влияют на размеры областей падения отделяемых элементов. Для уменьшения районов падения необходима разработка пассивной системы стабилизации створки, которая обеспечит балансировку тела на малых углах атаки, либо при  $\alpha \approx 180^{\circ}$ , и уменьшит случайные отклонения при движении относительно центра масс.

Работа выполнена с использованием ресурсов суперкомпьютерного комплекса МГУ имени М.В. Ломоносова.

Авторы благодарны к.т.н., начальнику отдела аэродинамики «ОАО РКК «Энергия» Дядькину Анатолию Александровичу за помощь в подготовке публикации.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

**1.** Особенности аэродинамики тонкостенных конструкций / Дядькин А.А. [и др.] // Космическая техника и технологии. 2016. № 3 (14). С. 15–25.

**2. Xuechang Z., Xiaojing Y., Yan H.** Aerodynamic Characteristics of Fairing Separation at Initial Opening Angle // Proceedings of the 1st International Conference on Mechanical Engineering and Material Science. Atlantis Press, 2012. pp. 259–262. DOI: 10.2991/mems.2012.160

**3.** Separation dynamics of large-scale fairing section: a fluid-structure interaction study / Yanjie Liu [et al.] // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2013. Vol. 227, No. 11. pp. 1767–1779. DOI: 10.1177/0954410012462317

**4.** Aerodynamic Effects on Spacecraft During Head Fairing Jettisoning in Dense Atmosphere Layers / Beloshitsky A. [et al.] // Fourth Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. 2002. Vol. 487. Pp. 299–306.

5. Возможности применения открытого пакета OpenFOAM для численного моделирования отрывных течений при до- и сверхзвуковых скоростях обтекания летательных аппаратов / Калугин В.Т. [и др.] // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 199 (1). С. 23–30. DOI: 10.26467/2079-0619-2014-0-199-23-30

**6.** Аэродинамика / под ред. В.Т. Калугина. 2-е изд. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 608 с.

**7.** Дядькин А.А., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Математическое моделирование обтекания тонкостенных конструкций в до- и трансзвуковом диапазоне скоростей // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 223 (1). С. 45–50. DOI: 10.26467/2079-0619-2016-223-45-50

**8.** Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // Turbulence, heat and mass transfer. 2003. Vol. 4, No. 1.

**9.** Near-wall behavior of RANS turbulence models and implications for wall functions / Kalitzin G. [et al.] // Journal of Computational Physics. 2005. Vol. 204, No. 1. pp. 265–291. DOI: 10.1016/j.jcp.2004.10.018

**10. Knopp T.** On grid-independence of RANS predictions for aerodynamic flows using modelconsistent universal wall-functions // ECCOMAS CFD 2006: Proceedings of the European Conference on Computational Fluid Dynamics. Egmond aan Zee, The Netherlands. 2006. pp. 1–20.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Калугин Владимир Тимофеевич, профессор, доктор технических наук, профессор кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, kaluginvt@mail.ru. Луценко Александр Юрьевич, доцент, кандидат технических наук, доцент кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, aulutsenko@mail.ru.

**Назарова Динара Камилевна,** аспирант кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, dknazarova@mail.ru.

# CALCULATION OF ROCKET NOSE FAIRING SHELLS AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

Vladimir T. Kalugin<sup>1</sup>, Alexander Y. Lutsenko<sup>1</sup>, Dinara K. Nazarova<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Bauman Moscow State Technical University (BMSTU), Moscow, Russia

## ABSTRACT

The aerodynamic characteristics of the detachable elements of transport systems are introduced, they allow to calculate the trajectories of these elements after their separation and determine the size of elements impact areas. Special consideration is given to head fairing shells, containing cylindrical, conical and spherical sections. Head fairing shells have high lift-to-drag ratio and the widest impact areas. Aerodynamics of bodies of such configurations has been insufficiently studied. The paper presents the numerical results of modeling the flow around a typical head fairing shell in free flight. Open source OpenFOAM package is used for numerical simulation. The aerodynamic characteristics at trans- and supersonic velocities are obtained, flow pattern transformation with the change of the angle of attack and Mach number is analyzed. The possibility of OpenFOAM package for aerodynamic calculations of thin shells is shown. The analysis of the obtained results demonstrate that there are many complex shock waves interacting with each other at flow supersonic speeds, at subsonic speeds vast regions of flow separations are observed. The authors identify intervals of angles of attack, where different types of flow structures are realized, both for trans- and supersonic flow speeds. The flow pattern change affects the aerodynamic characteristics, the aerodynamic coefficients significantly change with increase of the angle of attack. There are two trim angles of attack at all examined flow velocities. The results obtained can be used to develop a passive stabilization system for fairing shell that will balance the body at the angle of attack with minimum lift-to-drag ratio and will reduce random deviations.

Key words: aerodynamic characteristics, thin shells, nose fairing shell, launch vehicle, numerical simulation, OpenFoam, supersonic flow.

### REFERENCES

**1. Dyad'kin A.A., Krylov A.N., Lutsenko A.Y., Mikhaylova M.K., Nazarova D.K.** Osobennosti aehrodinamiki tonkostennyh konstrukcij [Aerodynamics specifics of thin-walled structures]. Kosmicheskaya tehnika i tehnologii [Space Engineering and Technologies], 2016, Vol. 3 (14), pp. 15–25. (in Russian).

**2.** Xuechang Z., Xiaojing Y., Yan H. Aerodynamic Characteristics of Fairing Separation at Initial Opening Angle. Proceedings of the 1st International Conference on Mechanical Engineering and Material Science, Atlantis Press, 2012, pp. 259–262. DOI: 10.2991/mems.2012.160

**3.** Yanjie Liu, Zhe Li, Qin Sun, Xueling Fan, Wenzhi Wang. Separation dynamics of largescale fairing section: a fluid-structure interaction study Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2013, Vol. 227, No. 11, pp. 1767–1779. DOI: 10.1177/0954410012462317

**4. Beloshitsky A.V., Grigoriev Yu.I., Dyadkin A.A., Kuraev V.P., Timchenko V.A.** Aerodynamic Effects on Spacecraft During Head Fairing Jettisoning in Dense Atmosphere Layers. Fourth Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, 2002, Vol. 487, pp. 299–306.

**5.** Kalugin V.T., Golubev A.G., Epikhin A.S., Michkin A.A. Vozmozhnosti primeneniya otkrytogo paketa OpenFOAM dlya chislennogo modelirovaniya otryvnyh techenij pri do- i sverhzvukovyh skorostyah obtekaniya letatel'nyh apparatov [Applicability of the open source package Open-FOAM for numerical modeling separated flow around an aircraft at subsonic and supersonic speeds]. *Nauchniy Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2014, No. 199 (1), pp. 23–30. DOI: 10.26467/2079-0619-2014-0-199-23-30 (in Russian)

6. Golubev A.G., Epikhin A.S., Kalugin V.T., Lutsenko A.Y., Moskalenko V.O., Stolyarova E.G., Khlupnov A.I., Chernukha P.A. *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Ed. by V.T. Kalugin. 2nd edition. M., Bauman University Publ., 2017, 608 p. (in Russian)

**7.** Dyad'kin A.A., Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. *Matematicheskoe modelirovanie obtekaniya tonkostennyh konstrukcij v do- i transzvukovom diapazone skorostej* [Numerical simulation of subsonic and transonic flow around thin shells]. *Nauchniy Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2016, No. 223 (1), pp. 45–50. DOI: 10.26467/2079-0619-2016--223-45-50 (in Russian)

**8.** Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. Turbulence, heat and mass transfer, 2003, Vol. 4, No. 1.

**9. Kalitzin G., Medic G., Iaccarino G., Durbin P.** Near-wall behavior of RANS turbulence models and implications for wall functions. Journal of Computational Physics, 2005, Vol. 204, No. 1, pp. 265–291. DOI: 10.1016/j.jcp.2004.10.018

**10. Knopp T.** On grid-independence of RANS predictions for aerodynamic flows using modelconsistent universal wall-functions. ECCOMAS CFD 2006: Proceedings of the European Conference on Computational Fluid Dynamics. Egmond aan Zee, The Netherlands, 2006, pp. 1–20.

## **INFORMATION ABOUT THE AUTHORS**

Vladimir T. Kalugin, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of Dynamics and Flight Control Chair, BMSTU, kaluginvt@mail.ru.

Alexander Y. Lutsenko, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Dynamics and Flight Control Sub-Department, BMSTU, aulutsenko@mail.ru.

**Dinara K. Nazarova,** Postgraduate Student of Dynamics and Flight Control Sub-Department, BMSTU, dknazarova@mail.ru.

Поступила в редакцию	23.10.2017	Received	23.10.2017
Принята в печать	28.12.2017	Accepted for publication	28.12.2017