

Аэродинамические характеристики створки отделяющегося головного обтекателя в дозвуковом несжимаемом потоке

© Ю.В. Гребенева, А.Ю. Луценко, Д.К. Назарова

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Проведено математическое моделирование обтекания створки обтекателя ракеты-носителя при малой дозвуковой скорости набегающего потока в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \dots 360^\circ$. Расчеты выполнены в программном комплексе SolidWorks Flow Simulation и свободно распространяемом пакете OpenFoam, основанных на применении численных методов моделирования движения жидкости и газа. Получены структуры обтекания и аэродинамические коэффициенты продольной и нормальной сил, момента тангажа, вычислено аэродинамическое качество створки. Определены положения устойчивого равновесия модели. Выявлены особенности обтекания оболочки комбинированной формы при обтекании с выпуклой и вогнутой сторон. Проанализированы зоны отрыва на подветренной стороне и зоны с повышенным давлением на наветренной поверхности при обтекании с вогнутой стороны. Проведено сравнение полученных аэродинамических характеристик с экспериментальными данными ЦАГИ.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, OpenFoam, SolidWorks, численное моделирование, створка обтекателя

Введение. Пуски всех ракет-носителей для увеличения их энерго-массовых характеристик сопровождаются сбросом отработавших элементов конструкции. К ним относят отработавшие ступени, переходные и хвостовой отсеки, обтекатели. В связи с этим для ракет-носителей предусматривают специальные районы падения, причем наибольшие по размеру районы падения отводятся для створок головного обтекателя, что объясняется их большой площадью поверхности и относительно малой массой [1]. Сокращение размеров районов падения невозможно без знания аэродинамических характеристик (АДХ) створок, а также без применения специальных аэродинамических устройств для их изменения. Экспериментальные методы исследования обтекания створок имеют высокую стоимость, притом на получаемые АДХ оказывают влияние возмущения от подвесного устройства. Поэтому с развитием электронно-вычислительных средств стало возможным применять численные методы решения уравнений сохранения для расчета АДХ тел различной формы [2–7].

Постановка задачи. В настоящее время разрабатывается новый пилотируемый космический корабль «Федерация» (рис. 1) производства ПАО «РКК „Энергия“». Это 6-местный пилотируемый космический корабль России, который должен прийти на смену пилотируе-

мым кораблям серии «Союз» и автоматическим грузовым кораблям серии «Прогресс». В данной работе объектом исследования выбрана створка обтекателя двигательного отсека этого корабля [8].

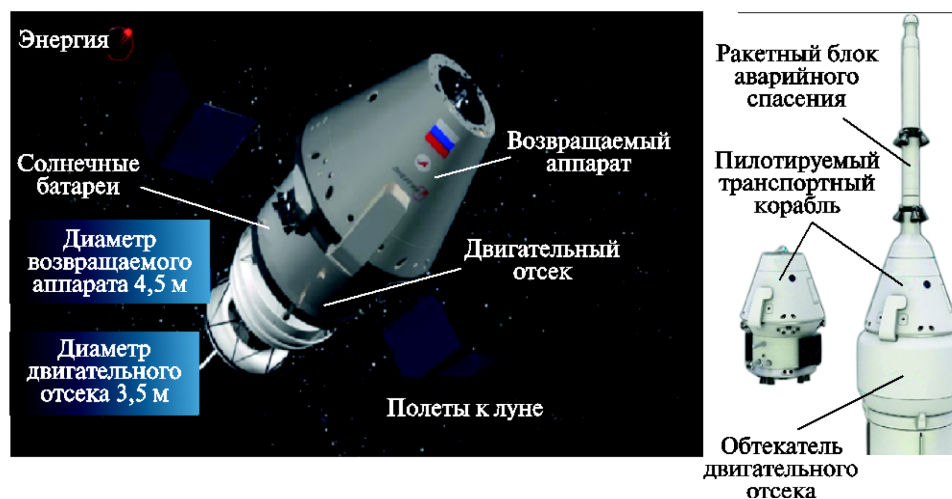


Рис. 1. Космический корабль «Федерация»

Исследуемая модель представляла собой изогнутую оболочку в виде трети полого цилиндра с конической носовой и тороидальной хвостовой частями. Общий вид модели и ориентация осей связанной системы координат показаны на рис. 2.

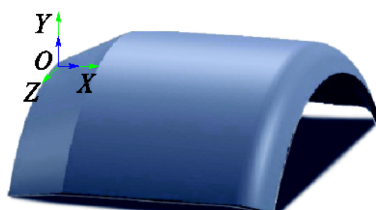


Рис. 2. Исследуемая модель

Рассматривалось круговое обтекание ($\alpha = 0 \dots 360^\circ$) модели в плоскости симметрии XOY при числе Маха $M = 0,1$. Расчеты проводились в программных комплексах SolidWorks Flow Simulation и OpenFoam с шагом по углу атаки 30° . При расчете аэродинамических коэффициентов продольной силы c_x , нормальной силы c_y и момента тангажа относительно центра масс створки $m_{z_{ц.м}}$ за характерную площадь $S_{хар}$ принималась площадь проекции модели на плоскость YOZ , за характерный размер была принята длина модели $L_{хар}$:

$$c_x = \frac{X}{q_\infty S_{\text{хар}}}; \quad c_y = \frac{Y}{q_\infty S_{\text{хар}}}; \quad m_{z_{\text{ц.м}}} = \frac{M_z}{q_\infty S_{\text{хар}} L_{\text{хар}}}.$$

Относительные координаты центра масс створки:

$$\bar{X}_{\text{ц.м}} = \frac{X_{\text{ц.м}}}{L_{\text{хар}}} = 0,5; \quad \bar{Y}_{\text{ц.м}} = \frac{Y_{\text{ц.м}}}{L_{\text{хар}}} = -0,04.$$

Для проведения расчетов использовались коммерческий программный комплекс SolidWorks Flow Simulation и свободно распространяемый пакет OpenFoam, реализующие метод контрольного объема. В этом методе рассматриваемая расчетная область разбивается на контрольные объемы. Для каждого из объемов записывается система уравнений сохранения, которая для вязкого несжимаемого течения имеет вид

$$\begin{aligned} \nabla(\vec{V}) &= 0; \\ \rho \frac{\partial(\vec{V})}{\partial t} + \rho \vec{V} \nabla V &= -\nabla p + \nabla \tau; \\ \rho \frac{\partial(E)}{\partial t} + \rho \vec{V} \nabla E &= \nabla(\vec{V} \tau) + \nabla(p \vec{V}). \end{aligned}$$

В первое уравнение системы — уравнение неразрывности входит только вектор скорости \vec{V} , что приводит к отсутствию прямой связи с давлением p , которая в случае сжимаемых течений осуществляется через плотность ρ . Свободно распространяемый пакет OpenFoam позволяет подбирать наиболее подходящие пути решения задачи. Для связи давления и скорости в этом пакете выбран алгоритм PISO (неявный метод с разделением операторов) [9].

Область расчета представляла собой параллелепипед размером $30L_{\text{хар}} \times 30L_{\text{хар}} \times 30L_{\text{хар}}$, количество ячеек сетки варьировалось в зависимости от точности расчета и угла атаки. Расчетная сетка содержала область локального измельчения вблизи модели, где изменение параметров потока наиболее существенно [10, 11]. При расчете в SolidWorks Flow Simulation количество ячеек сетки после адаптации составляло порядка 800 тыс., а в OpenFoam — 400 тыс. Расчетная сетка с характерными областями измельчения показана на рис. 3. В расчетах использовалась k — ε -модель турбулентности. В OpenFoam вблизи модели наращивались пристеночные призматические слои для обеспечения необходимого для расчета значения параметра y^+ .

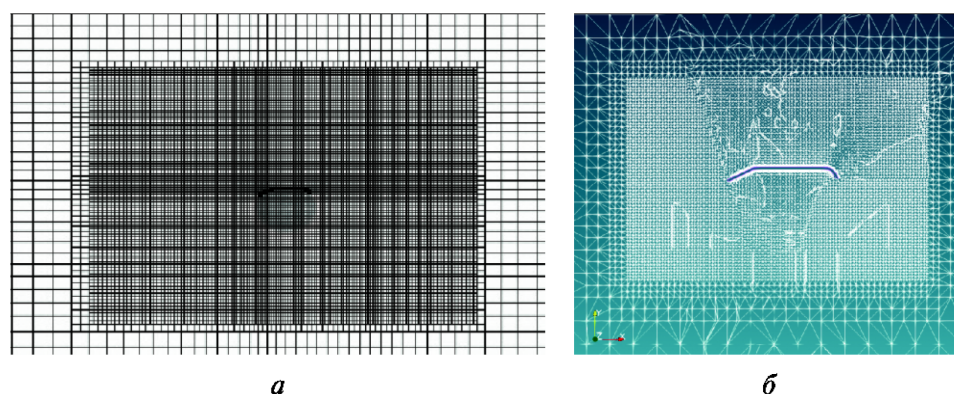


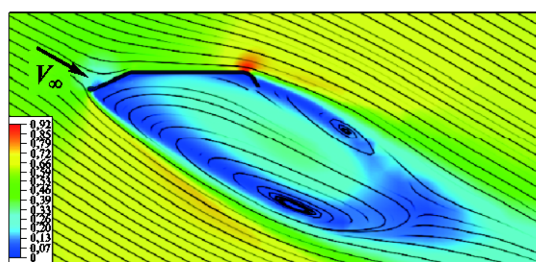
Рис. 3. Сетка, построенная в SolidWorks Flow Simulation (а) и OpenFoam (б)

Результаты моделирования. В процессе работы были получены картины обтекания и значения аэродинамических коэффициентов в зависимости от угла атаки α . Картины обтекания с выпуклой (рис. 4, а, б) и вогнутой (рис. 4, в, г) сторон оболочки имеют различия. Это связано с тем, что при обтекании с выпуклой стороны ($\alpha < 0$) форма оболочки близка к цилиндрической поверхности, а при $\alpha > 0$ она обращена к набегающему потоку вогнутой стороной и является «плохообтекаемым» телом, схожим по своим характеристикам с плоской пластиной [12].

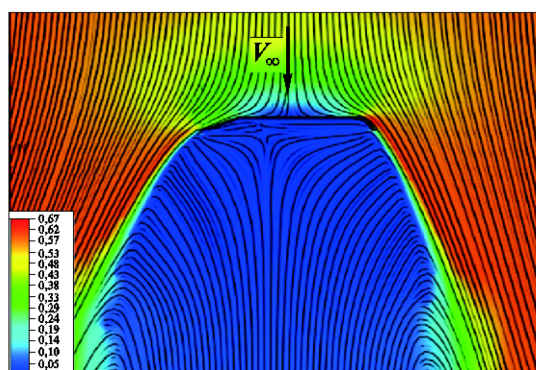
С изменением угла атаки структура течения существенно меняется. При обтекании модели как с выпуклой, так и с вогнутой стороны на подветренной поверхности наблюдается отрывное и вихревое течение. В случае обтекания под углами атаки $\alpha = -30^\circ$ и $\alpha = 150^\circ$ (см. рис. 4, а, г) при расширении дозвукового потока его скорость уменьшается, а при поджатии — увеличивается.

Аэродинамические характеристики тонкостенной оболочки в зависимости от угла атаки представлены на рис. 5.

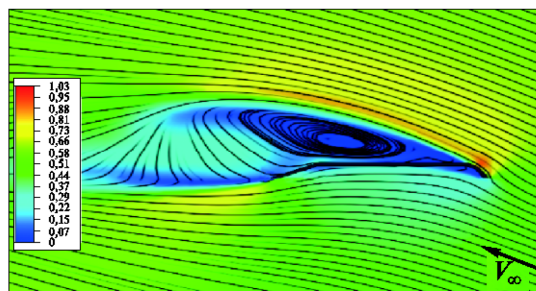
С увеличением угла атаки ($-150^\circ < \alpha < -30^\circ$) коэффициент c_x (рис. 5, а) растет и принимает максимальное значение при $\alpha = -30^\circ$. Далее происходит уменьшение коэффициента c_x до $-0,03$ при $\alpha = 30^\circ$, что связано с поворотом модели вогнутой стороной к направлению потока. При углах атаки $\alpha \approx -73; 21; 65; 160^\circ$ проекции аэродинамических сил на ось X тороидальной и конической поверхностей направлены в разные стороны, компенсируют друг друга, продольная сила у исследуемой модели отсутствует, коэффициент c_x обращается в нуль. Поперечное обтекание цилиндрической поверхности с выпуклой стороны происходит при $\alpha = -90^\circ$, конической при $\alpha = -60^\circ$, а тороидальной при $\alpha = -120^\circ$, поэтому, учитывая влияние конической и тороидальной поверхностей, максимальное значение величина c_y (рис. 5, б) принимает при $\alpha = 90^\circ$ [13, 14].



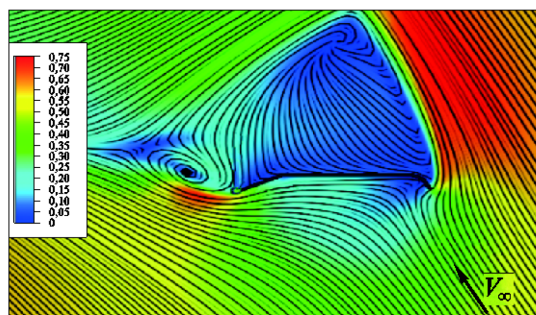
а



б



в



з

Рис. 4. Распределение скорости при $\alpha = -30^\circ$ (а), $\alpha = -90^\circ$ (б), $\alpha = 120^\circ$ (в), $\alpha = 150^\circ$ (з)

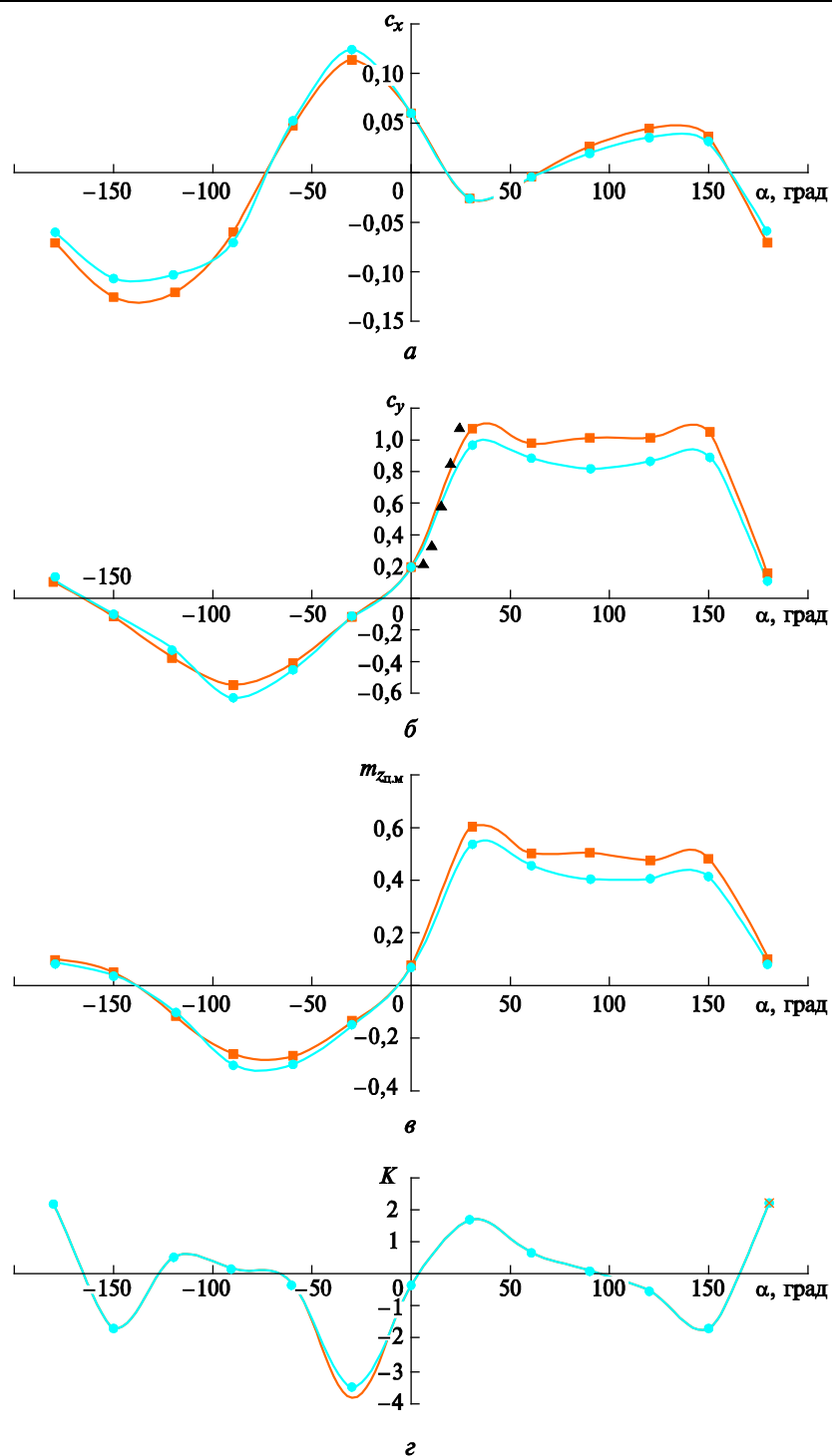


Рис. 5. Зависимости коэффициентов c_x , c_y , $m_{z_{ц.м}}$ и K от угла атаки при круговом

обтекании створки:

—●— расчет в OpenFoam; —■— расчет в SolidWorks; ▲ — c_y [15]

При обтекании со стороны вогнутой поверхности ($\alpha > 0$) створка становится «плохообтекаемым телом», на подветренной стороне образуется застойная зона (см. рис. 4, в).

Давление на внутренней поверхности створки повышенное и остается примерно постоянным при $50^\circ < \alpha < 150^\circ$, поэтому коэффициенты c_y и $m_{z_{ц.м}}$ изменяются мало, к тому же эти величины по модулю больше, чем при обтекании со стороны выпуклой поверхности. На рис. 5, б представлены результаты, полученные для плоской пластины схожего удлинения (c_y [15]), видно, что на малых углах атаки ($\alpha = 0...25^\circ$) характеристики практически совпадают, так как при этих α влияние конической и тороидальной частей незначительно.

Коэффициент момента тангажа $m_{z_{ц.м}}$ (рис. 5, в) обращается в нуль при $\alpha \approx -10^\circ$ и $\alpha \approx -140^\circ$, причем последний угол соответствует положению устойчивого равновесия $\left(\frac{dm_z}{d\alpha} < 0\right)$, значение качества

$\left(K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}\right)$ при этом относительно невелико: $K \approx 0,95$ (рис. 5, г).

Графики зависимостей (см. рис. 5), полученные в результате расчетов в двух пакетах программ, совпадают, наибольшее расхождение наблюдается для структур течения с развитой отрывной областью во внутренней полости оболочки ($\alpha = 30...150^\circ$), что может быть связано с различиями в алгоритмах расчета в программных комплексах OpenFoam и SolidWorks.

Заключение. Таким образом, проведен численный расчет АДХ створки обтекателя в дозвуковом несжимаемом потоке в диапазоне углов атаки $\alpha = 0...360^\circ$, и проанализировано изменение АДХ в зависимости от структуры обтекания. При обтекании с выпуклой стороны форма оболочки близка к цилиндрической, а при обращении к набегающему потоку вогнутой стороной оболочка становится «плохообтекаемым» телом, схожим по своим характеристикам с плоской пластиной. При обтекании моделей во всем диапазоне углов атаки на подветренной стороне наблюдается вихревое течение. Полученные АДХ могут использоваться при расчете траекторий падения створок головных обтекателей, а также анализе зон их падения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Сергеева А.В. Анализ влияния ракетно-космической деятельности на окружающую среду. *Сервис в России и за рубежом*, 2007, № 4. URL: http://service-rusjournal.ru/index.php?do=cat&category=2007_4 (дата обращения 10.02.2019).
- [2] Дядькин А.А., Крылов А.Н., Луценко А.Ю., Михайлова М.К., Назарова Д.К. Особенности аэродинамики тонкостенных конструкций. *Космичес-*

- кая техника и технология, 2016, № 3. URL: <https://www.energia.ru/ktt/archive/2016/03-2016/03-02.pdf> (дата обращения 10.02.2019).
- [3] Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Анализ результатов численного моделирования обтекания тонкой оболочки при сверхзвуковых скоростях набегающего потока. *Актуальные проблемы российской космонавтики: Тр. XL Акад. чтений по космонавтике. Сб. тез.* Москва, Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2016, с. 263–264.
- [4] Bloy A.W., Durrant M.T. Aerodynamic Characteristics of an Aerofoil with Small Trailing Edge Flaps. *Wind Engineering*, 1995, no. 22, pp. 167–172.
- [5] Graham M., Muradian A., Traub L.W. Experimental Study on the Effect of Gurney Flap Thickness on Airfoil Performance. *Journal of Aircraft*, 2018, no. 7, pp. 897–902.
- [6] Дядькин А.А., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Математическое моделирование обтекания тонкостенных конструкций в до- и трансзвуковом диапазоне скоростей. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 2016, № 223 (1), с. 45–50. URL: <https://cyberleninka.ru/article/v/matematicheskoe-modelirovanie-obtekaniya-tonkostennyh-konstruktsiy-v-do-i-transzvukovom-diapazone-skorostey> (дата обращения 10.10.2018).
- [7] Дядькин А.А., Крылов А.Н., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Исследования особенностей аэродинамики тонкостенных оболочек при сверхзвуковых скоростях с использованием компьютерного моделирования. *Тез. докл. Междунар. молодежная науч. конф. «XXII Туполевские чтения»*. Казань, Издательство Фолиант, 2015, т. 1, с. 68–71.
- [8] *Космический корабль «Федерация»*. URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Федерация_\(космический_корабль\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Федерация_(космический_корабль)) (дата обращения 10.10.2018).
- [9] Епихин А.С. *Определение аэродинамических характеристик летательного аппарата при дозвуковом обтекании с учетом действия локальных вихревых течений на элементы его конструкции. Дис. ... канд. техн. наук.* Москва, 2018, 156 с.
- [10] Jeffrey D.R.M., Hurst D.W., Zhang X. Aerodynamics of Gurney Flaps on a Single-Element High-Lift Wing. *Journal of Aircraft*, 2000, pp. 295–301.
- [11] Delnero J.S. *Comportamiento aerodinámico de perfiles de bajo Reynolds, inmersos en flujo turbulento. Tesis Doctoral.* Facultad de Ingeniería, UNLP (2007), pp. 43–48.
- [12] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Аэродинамические характеристики тонких цилиндрических и конических оболочек в несжимаемом потоке. *Авиационная техника, Известия вузов*, 2018, № 3, с. 81–87.
- [13] Zhongcheng W., Jingxia Z., Xi He, Jinjun Wang. Influence of Gurney Flaps on Aerodynamic Characteristics of a Canard-Configuration Aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 24, 2019.
- [14] Pringale Kumar Das, Sombuddha Bagchi, Soham Mondal, Pranibesh Mandal. Experimental and Numerical Study of Velocity Profile of Air over an Aerofoil in a Free Wind Stream in Wind Tunnel. *Advances in Materials, Mechanical and Industrial Engineering*, 2019, pp. 649–669.
- [15] Бельчихина А.А., Долженко Н.Н., Дубов Ю.Б. Аэродинамические характеристики плоских пластин различных форм в плане на углах атаки до 85°. *Труды ЦАГИ*, выпуск 2339. Москва, 1987, с. 4–7.

Статья поступила в редакцию 30.03.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Гребенева Ю.В., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Аэродинамические характеристики створки отделяющегося головного обтекателя в дозвуковом несжимаемом потоке. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 7.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-7-1898>

Гребенева Юлия Владимировна — студентка кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

e-mail: yulya.grebeneva@mail.ru

Луценко Александр Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

e-mail: [aulutsenko@mail.ru](mailto:aулutsenko@mail.ru)

Назарова Динара Камилевна — аспирант кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

e-mail: dknazarova@mail.ru

Aerodynamic characteristics of detachable fairing shells in a subsonic incompressible flow

© Yu.V. Grebeneva, A.Yu. Lutsenko, D.K. Nazarova

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The purpose of the work was to mathematically simulate the flow around the fairing shell of the launch vehicle at a low subsonic free-stream velocity in the $\alpha = 0...360^\circ$ angle-of-attack range. The calculations were performed using the SolidWorks Flow Simulation software package and the open source OpenFoam package based on the use of numerical methods for simulating the motion of liquid and gas. Within the research, we obtained the flow patterns and the aerodynamic coefficients of the longitudinal and normal forces, the pitch moment, and calculated the aerodynamic quality of the shell. Furthermore, we determined the positions of the stable equilibrium of the model and revealed the features of the flowing around the shell of the combined form at flow from the convex and concave sides. Next, we analyzed the leeward lift-off zones and the zones with increased pressure on the windward surface during flow from the concave side. Finally, we compared the obtained characteristics with the experimental data of TsAGI.

Keywords: aerodynamic characteristics, OpenFoam, SolidWorks, numerical simulation, fairing shell

REFERENCES

- [1] Sergeeva A.V. *Servis v Rossii i za rubezhom — Services in Russia and abroad*, 2007, no. 4. Available at: http://service-rusjournal.ru/index.php?do=cat&category=2007_4 (accessed February 10, 2019).
- [2] Dyadkin A.A., Krylov A.N., Lutsenko A.Yu., Mikhaylova M.K., Nazarova D.K. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya — Space Engineering and Technology*, 2016, no. 3. Available at: <https://www.energia.ru/ktt/archive/2016/03-2016/03-02.pdf> (accessed February 10, 2019).
- [3] Lutsenko A.Yu. Nazarova D.K. Analiz rezultatov chislennogo modelirovaniya obtekaniya tonkoy obolochki pri sverkhzvukovykh skorostyakh nabegayushchego potoka [Analysis of the results of numerical simulation of thin shell flowing at supersonic free-stream velocities]. *Aktualnye problemy rossiyskoy kosmonavтики: Trudy XL Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike. Sb. tez.* [Actual problems of the Russian cosmonautics: Proceedings of the XL Academic readings in astronautics. Coll. of abstracts]. Moscow, RAS commission on development of scientific heritage of pioneers of space exploration, 2016, pp. 263–264.
- [4] Bloy A.W., Durrant M.T. Aerodynamic Characteristics of an aerofoil with Small Trailing Edge Flaps. *Wind Engineering*, 1995, no. 22, pp. 167–172.
- [5] Graham M., Muradian A., Traub L.W. Experimental Study on the Effect of Gurney Flap Thickness on Airfoil Performance. *Journal of Aircraft*, 2018, no. 7, pp. 897–902.
- [6] Dyadkin A.A., Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. *Nauchny vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoy aviatsii — Civil Aviation High Technologies*, 2016, no. 223 (1), pp. 45–50. Available at: <https://cyberleninka.ru/article/v/matematicheskoe-modelirovanie-obtekaniya-tonkostennykh-konstruktsiy-v-do-i-transzvukovom-diapazone-skorostey> (accessed October 10, 2018).

- [7] Dyadkin A.A., Krylov A.N., Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. Issledovaniya osobennostey aerodinamiki tonkostennykh obolochek pri sverkhzvukovykh skorostyakh s ispolzovaniem kompyuternogo modelirovaniya [Studies of the features of aerodynamics of thin-walled shells at supersonic speeds using computer simulation]. *Tez. dokl. Mezhdunarodnaya molodezhnaya nauchnaya konferentsiya «XXII Tupolevskie chteniya»* [Conf. abstracts International Youth Scientific Conference “XXII Tupolev Readings”]. Kazan, Foliant Publ., 2015, vol. 1, pp. 68–71.
- [8] *Kosmicheskiy korabl «Federatsiya»* [Spacecraft “Federation”]. Available at: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Федерация_\(космический_корабль\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Федерация_(космический_корабль)) (accessed October 10, 2018).
- [9] Epikhin A.S. *Opreделение aerodinamicheskikh kharakteristik letatel'nogo apparata pri dozvukovom obtekanii s uchetom deystviya lokalnykh vikhrevykh techeniy na elementy ego konstruksii*. Dis. ... kand. tekhn. nauk [Determination of aerodynamic characteristics of an aircraft during subsonic flow around, taking into account the effect of local eddy currents on the elements of its design. Cand. eng. sc. diss.]. Moscow, 2018, 156 p.
- [10] Jeffrey D.R.M., Hurst D.W., Zhang X. Aerodynamics of Gurney Flaps on a Single-Element High-Lift Wing. *Journal of Aircraft*, 2000, pp. 295–301.
- [11] Delnero J.S. *Comportamiento aerodinámico de perfiles de bajo Reynolds, inmersos en flujo turbulento. Tesis Doctoral*. Facultad de Ingeniería, UNLP (2007), pp. 43–48.
- [12] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. *Izv. vuzov. Aviatsionnaya tekhnika – Russian Aeronautics*, 2018, no. 3, pp. 81–87.
- [13] Zhongcheng Wei, Jingxia Zhan, Xi He, Jinjun Wang. Influence of Gurney flaps on aerodynamic characteristics of a canard-configuration aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 24, 2019.
- [14] Pringale Kumar Das, Sombuddha Bagchi, Soham Mondal, Pranibesh Mandal. Experimental and Numerical Study of Velocity Profile of Air over an Aerofoil in a Free Wind Stream in Wind Tunnel. *Advances in Materials, Mechanical and Industrial Engineering*, 2019, pp. 649–669.
- [15] Belchikhina A.A., Dolzhenko N.N., Dubov Hu.B. *Trudy TsAGI (TsAGI Proceedings)*, no. 2339. Moscow, 1987, pp. 4–7.

Grebeneva Yu.V., student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: yulya.grebeneva@mail.ru

Lutsenko A.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: aulutsenko@mail.ru

Nazarova D.K., post-graduate student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: dknazarova@mail.ru