

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ СТВОРКИ ОТДЕЛЯЮЩЕГОСЯ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТИ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА

Д.М. Слободянюк

slob.dima@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Рассмотрены аэродинамические характеристики тонкостенной оболочки, представляющей собой модель створки отделяющегося головного обтекателя ракеты-носителя. Проведено математическое моделирование обтекания модели створки головного обтекателя ракеты при сверхзвуковой скорости набегающего потока. Получены аэродинамические коэффициенты, построены графики, отображающие зависимость аэродинамических характеристик от угла атаки

Ключевые слова

Аэродинамические характеристики, программный комплекс SolidWorks, программная система Ansys, тонкостенные оболочки, сбрасываемые элементы, моделирование обтекания

Поступила в редакцию 28.03.2017

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

В настоящее время выведение любых космических аппаратов в космос производится с помощью ракет-носителей. Для увеличения энергомассовых характеристик средств выведения, некоторые элементы их конструкции, такие как отработанные ступени, переходные отсеки, головной обтекатель, необходимо сбрасывать во время полета. В связи с этим на трассах полета ракет-носителей выделяют специальные районы падения отработанных элементов конструкции, задача уменьшения которых очень актуальна [1–2]. Наибольшие районы падения отводятся для створок головного обтекателя, что объясняется их высокой парусностью в связи с большой площадью поверхности и относительно малой массой. В связи с актуальностью задачи возросло и количество исследований, посвященных расчету аэродинамических характеристик отделяемых конструкций [3–6].

В настоящей работе была поставлена задача расчета аэродинамических характеристик тонкостенной оболочки цилиндрикоконической формы с помощью программных комплексов SolidWorks Flow Simulation и Ansys CFX, а также сравнения их с экспериментальными данными, представленными в [3].

Постановка задачи. Для решения данной задачи была построена модель тонкостенной оболочки, представленная на рис. 1.

Диаметр модели $d = 0,06$ м. Толщина оболочки была выбрана, исходя из подобия с реальными обтекателями, составила $\delta = 0,002$ м. Характерный линейный размер $L = 0,112$ м. Характерная площадь представляет собой площадь проекции оболочки на горизонтальную плоскость oxz и составляет $S = 0,00511$ м². Координаты центра масс определены с помощью SolidWorks: $x_{\text{см}} = 0,05903$ м, $y_{\text{см}} = 0,02094$ м.

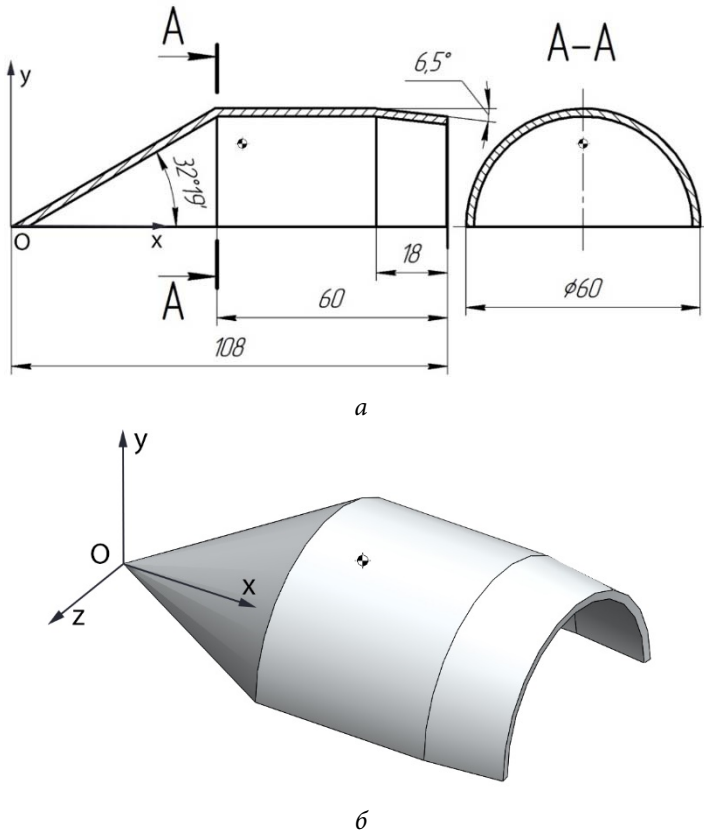


Рис. 1. Исследуемая модель:

a — чертеж; *б* — 3D-изображение с выбранной системой координат

Аэродинамические коэффициенты в SolidWorks Flow Simulation определялись в связанной системе координат (рис.1, б), а в Ansys CFX — в поточной, которые затем пересчитывались в связанную посредством формул:

– коэффициент продольной силы $C_x = \frac{X_a \cos \alpha - Y_a \sin \alpha}{q_\infty S}$;

– коэффициент нормальной силы $C_y = \frac{X_a \sin \alpha + Y_a \cos \alpha}{q_\infty S}$;

– коэффициент момента тангажа $m_z = \frac{Mz}{q_\infty S \cdot L}$;

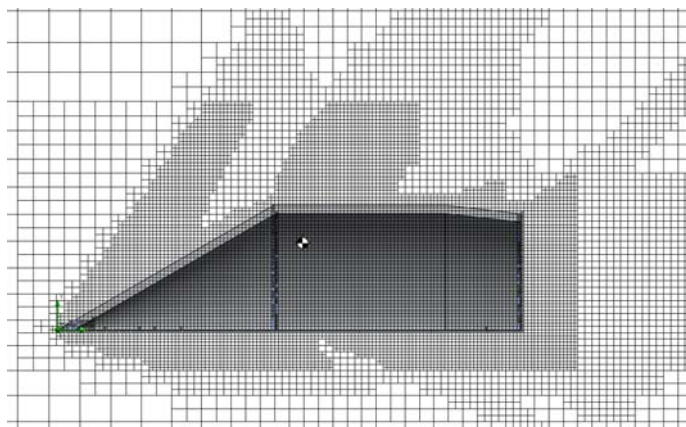
где $q_\infty = \frac{1}{2} k p_\infty M_\infty^2$ — скоростной напор набегающего потока; S — характерная площадь; α — угол атаки; X_a — сила лобового сопротивления; Y_a — подъемная сила.

В задаче рассматривалось круговое обтекание модели в плоскости симметрии oxy при числе Маха $M_\infty = 1,7$ и числе Рейнольдса $Re_D = 2,37 \cdot 10^6$ с шагом угла атаки 10° . Общее время одного расчета в Ansys CFX составляло около одного

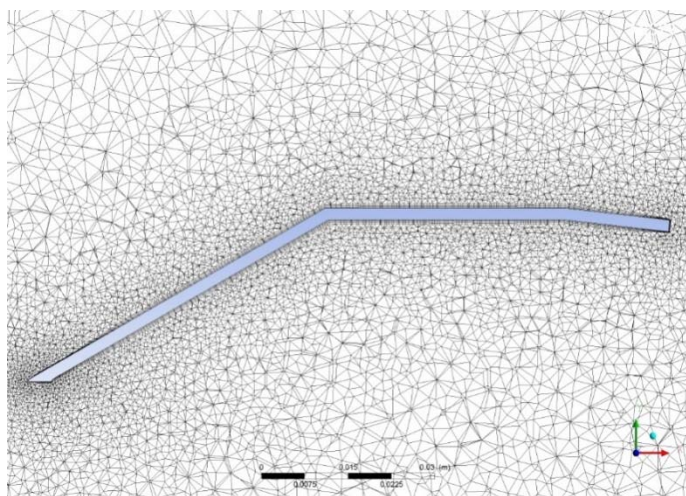
часа, а в SolidWorks Flow Simulation — около пяти часов с использованием восьми расчетных ядер (процессор Intel(TM) Core(TM) i7-4700MQ с тактовой частотой 2,40 ГГц и оперативной памятью 8 Гб).

Область расчета представляет собой параллелепипед, количество ячеек сетки варьируется в зависимости от точности расчета и угла атаки. При расчете в SolidWorks Flow Simulation количество ячеек сетки после адаптации составляло порядка 800 тыс., а в AnsysCFX — 1 млн.

Расчетная сетка с характерными областями измельчения, адаптированная к условиям расчета в SolidWorks Flow Simulation и Ansys CFX, показана на рис. 2.



a



б

Рис. 2. Построение сетки:

a — в SolidWorks Flow Simulation; *б* — в Ansys CFX

Результаты расчета. В процессе работы были получены значения аэродинамических коэффициентов в зависимости от угла атаки. Графики расчета аэродинамических характеристик тонкостенной оболочки представлены на рис. 3, *a–в*.

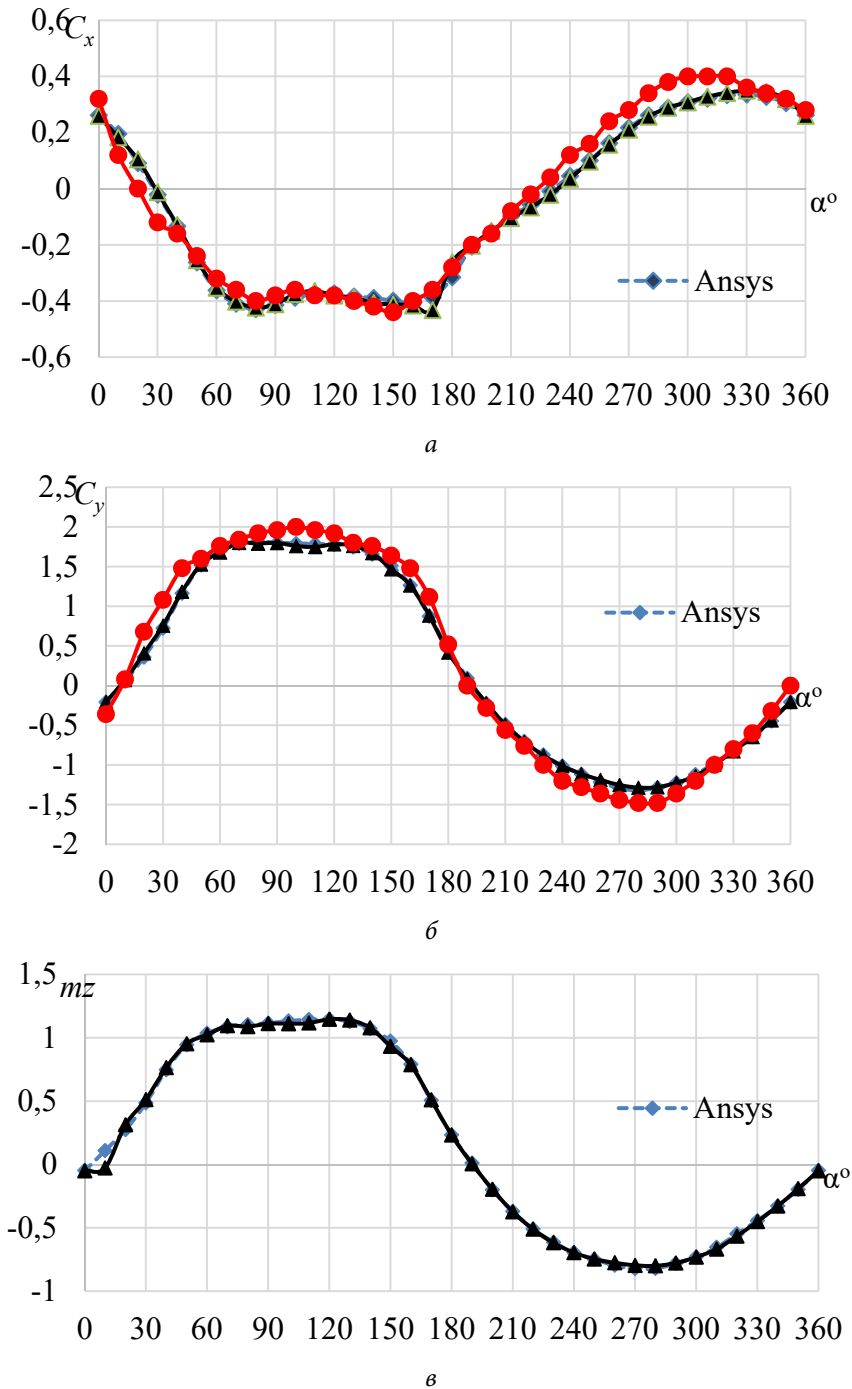


Рис. 3. Зависимости коэффициентов C_x , C_y и m_z от угла атаки α при круговом обтекании створки

Из рисунка видно, что зависимости аэродинамических характеристик, полученные с помощью численного моделирования схожи с экспериментальными зависимостями. При обтекании модели с углами атаки от 80° до 140° , давле-

ние на внутренней поверхности повышенное и остается примерно постоянным, поэтому коэффициенты C_x и C_y изменяются мало. При обтекании поверхности с выпуклой стороны C_y имеет экстремум при $\alpha = 290^\circ$. Поперечное обтекание цилиндрической поверхности происходит при $\alpha = 270^\circ$, а большей конической при $\alpha = 300^\circ$. Учитывая влияние меньшей конической поверхности, экстремум C_y приходится на $\alpha = 290^\circ$. При α равном от 220 до 240° проекции аэродинамических сил на ось x большей и меньшей конических поверхностей, направленные в разные стороны, компенсируют друг друга, вследствие чего отсутствует продольная сила, а, следовательно, коэффициент C_x исследуемой модели становится равным нулю. При обтекании створки со стороны вогнутой поверхности, тело становится плохообтекаемым, поэтому коэффициент нормальной силы больше по модулю, чем при обтекании створки со стороны выпуклой поверхности.

При обтекании створки в диапазоне углов атаки $\alpha = 60 \div 150^\circ$ (со стороны вогнутой поверхности) значения коэффициентов C_x , C_y и m_z максимальны по модулю и практически постоянны, что объясняется незначительным изменением распределения давления по поверхности створки, когда в ее внутренней полости образуется единая зона с повышенным давлением, близким к давлению торможения за прямым скачком уплотнения. Соответствующая структура обтекания представлена на рис. 4.

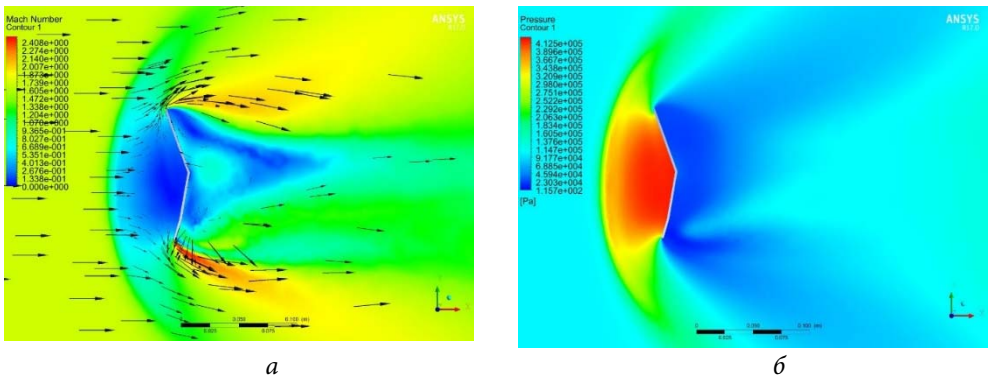


Рис. 4. Результаты численного моделирования в Ansys CFX при $\alpha = 100^\circ$:

a — поле распределения числа Маха; *б* — поле распределения давления

По приведенным выше результатам расчетов были построены графики зависимости аэродинамического качества $K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$, где $C_{xa} = \frac{Xa}{q_\infty S}$ — коэффициент силы лобового сопротивления, $C_{ya} = \frac{Ya}{q_\infty S}$ — коэффициент подъемной силы и коэффициента момента тангажа $mz_{ц.м}$ относительно центра масс модели, которые представлены на рис. 5.

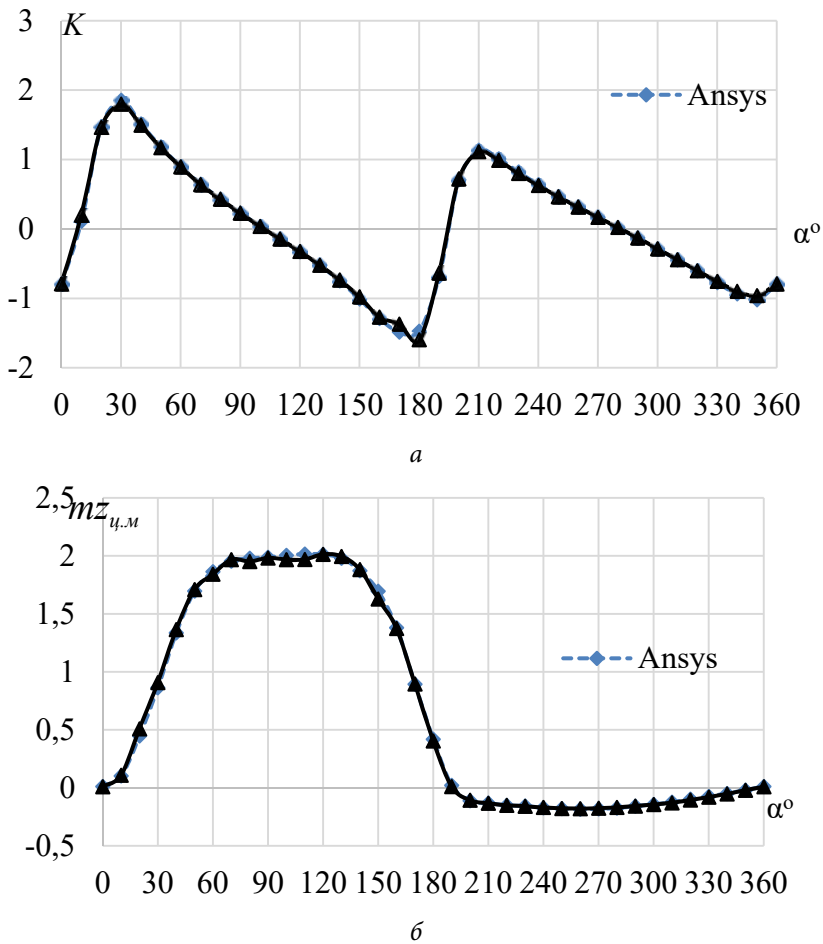


Рис. 5. Аэродинамическое качество створки (а) и ее моментная характеристика относительно центра масс (б)

Результаты, полученные в SolidWorks Flow Simulation и Ansys CFX, практически полностью совпадают.

Из графиков, представленных на рис. 5, видно, что модель имеет одно устойчивое положение при $\alpha \approx 190^\circ$ и одно неустойчивое при $\alpha \approx 358^\circ$, характеризующиеся отрицательными значениями аэродинамического качества.

Выводы. В соответствии с поставленной задачей были найдены аэродинамические характеристики тонкостенной оболочки в зависимости от угла атаки при $M_\infty = 1,7$, а также обоснована с физической точки зрения корректность расчетов. Полученные результаты в Ansys CFX и SolidWorks Flow Simulation сопоставлены с экспериментальными данными, представленными в [7]. Наблюдается значительное совпадение результатов, полученных в ходе эксперимента и численного моделирования.

Отметим, что представленные характеристики могут использоваться при определении траекторий падения створок головных обтекателей, для расчета зон падения, а также при решении задач стабилизации.

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
2. В Алданском районе найдены створки головного обтекателя ракеты-носителя «Союз-2.1а» // Официальный информационный портал республики Саха (Якутия).
URL: <https://minpriroda.sakha.gov.ru/news/front/view/id/2642472> (дата обращения: 01.06.2016).
3. *Петров К.П.* Аэродинамика тел простейших форм. М.: Факториал, 1998. 432 с.
4. *Луценко А.Ю., Назарова Д.К.* Анализ результатов численного моделирования обтекания тонкой оболочки при сверхзвуковых скоростях набегающего потока // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XI Академических чтений по космонавтике. Сб. тез. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2016. С. 263–264.
5. *Xuechang Z., Xiaojing Y., Yan H.* Aerodynamic characteristics of fairing separation at initial opening angle // Proc. of the 1st Int. Conf. on Mechanical Engineering and Material Science. Atlantis Press, 2012. Pp. 259–262.
6. *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. // Международная молодежная научная конференция «XXII Туполевские чтения». Казань, Из-во Фолиант, 2015. Т. 1. С. 68–71.
7. *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.

Слободянюк Дмитрий Михайлович — студент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — А.Ю. Луценко, канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

COMPUTING AERODYNAMIC PROPERTIES FOR A MODEL OF A DETACHABLE FAIRING FLAP AT A SUPERSONIC INCIDENT FLOW VELOCITY

D.M. Slobodyanyuk

slob.dima@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

We consider aerodynamic properties of a thin-walled shell representing a model of a detachable fairing flap used in launch systems. We carried out numerical modelling of the flow around the model of a detachable fairing flap at a supersonic incident flow velocity. We obtained aerodynamic coefficients and plotted the aerodynamic properties as functions of the angle of attack

Keywords

Aerodynamic properties, Solid-Works software package, ANSYS software package, thin-walled shells, detachable parts, flow modeling

© Bauman Moscow State Technical University, 2017

References

- [1] Sergeeva A.V. Impact analysis of aerospace activity on the environment. *Servis v Rossii i za rubezhom* [Services in Russia and abroad], 2007, no. 4. URL: http://service-rusjournal.ru/index.php?do=cat&category=2007_4 (in Russ.).
- [2] V Aldanskom rayone naydeny stvorki golovnogo obtekatel'ya rakety-nositelya «Soyuz-2.1a» [Nose fairing half of the launch vehicle “Soyuz-2.1 is found in the Aldan region”]. Ofitsial'nyy informatsionnyy portal respubliky Sakha (Yakutiya). URL: <https://minpriroda.sakha.gov.ru/news/front/view/id/2642472> (accessed 01.06.2016) (in Russ.).
- [3] Petrov K.P. Aerodinamika tel prosteyshikh form [Bodies of primitive form aerodynamics]. Moscow, Faktorial Publ., 1998. 432 p. (in Russ.).
- [4] Lutsenko A.Yu. Nazarova D.K. [Numerical simulation results analysis of thin shell flow-around in supersonic velocity range of approach flow. Abstract]. *Aktual'nye problemy rossiyskoy kosmonavtiki: Trudy XL Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike* [XL Academic Space Conference]. Moscow, RAS Commission on the scientific heritage pioneers of space exploration, 2016. Pp. 253–254 (in Russ.).
- [5] Xuechang Z., Xiaoqing Y., Yan H. Aerodynamic characteristics of fairing separation at initial opening angle. *Proc. of the 1st Int. Conf. on Mechanical Engineering and Material Science*, Atlantis Press, 2012, pp. 259–262.
- [6] Dyad'kin A.A., Krylov A.N., Lutsenko A.Yu. Nazarova D.K. Issledovaniya osobennostey aerodinamiki tonkostennykh obolochek pri sverkhzvukovykh skorostyakh s ispol'zovaniem komp'yuternogo modelirovaniya. Tezisy doklada [Research on aerodynamics properties of thin shells in supersonic velocity range using computer simulation. Abstract]. *Mezhdunarodnaya molodezhnaya nauchnaya konferentsiya «XXII Tupolevskie chteniya»* [Int. Youth Sci. Conf. “XXII Tupolev readings”]. Kazan', 2015, vol. 1, pp. 68–71 (in Russ.).
- [7] Dyad'kin A.A., Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. Numerical simulation of subsonic and transonic flow around thin shells. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoj aviatsii* [Civil Aviation High Technologies], 2016, no. 223(1), pp. 45–50 (in Russ.).

Slobodyanyuk D.M. — student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — A.Yu. Lutsenko, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.