

Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик тонких конических и цилиндрических оболочек в дозвуковом потоке

© А.Ю. Луценко, Д.К. Назарова

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

Проведены экспериментальные исследования аэродинамических характеристик тонких круговых и разрезных оболочек конической и цилиндрической форм в дозвуковом несжимаемом потоке газа. Знание аэродинамических характеристик необходимо для надежного определения размеров зон падения отработавших элементов конструкций при запуске ракет-носителей. Построены графики зависимости аэродинамических характеристик от угла атаки. Выявлены особенности обтекания потоком газа тонких оболочек. Определено влияние угла раскрытия оболочек на аэродинамические характеристики. С помощью численного моделирования визуализировано обтекание оболочек потоком газа, рассмотрена трансформация структур обтекания при изменении формы оболочки и угла атаки, проведено сопоставление изменения структур течения с изменением аэродинамических характеристик от угла атаки.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, ракета-носитель, отделяемые элементы, цилиндрические оболочки, конические оболочки, аэродинамическая труба, дозвуковой поток, угол атаки

Введение. В настоящее время в связи с интенсивным расширением площадей освоенных территорий остро стоит проблема уменьшения площадей районов падения отделяемых от ракет-носителей элементов [1] — их ступеней, створок обтекателей, переходных и хвостовых отсеков (рис. 1).

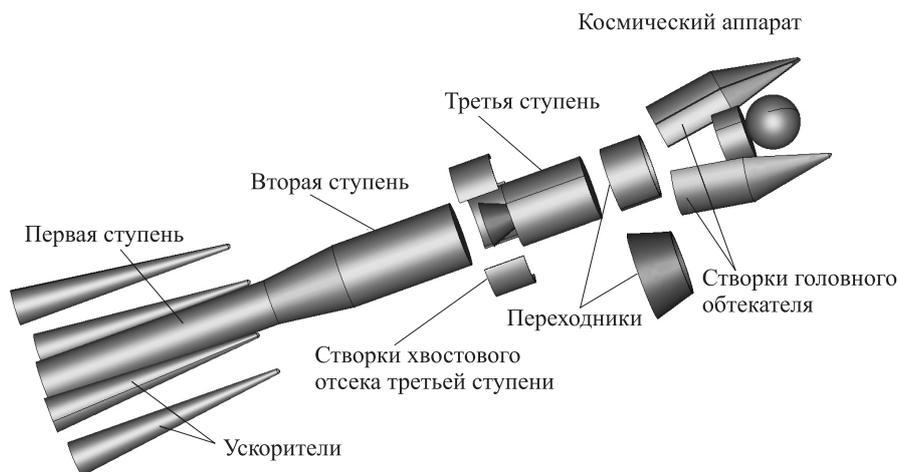


Рис. 1. Виды отделяемых элементов

Более подробно в настоящее время рассматривается вопрос сокращения площадей тех районов, в которых вероятно падение ступеней ракет-носителей, поскольку отработавшие ступени могут содержать остатки токсичного ракетного топлива [3–5]. По статистическим данным, наибольшие размеры районов падения приходятся на створки обтекателей, представляющие собой тонкие оболочки цилиндрической и конической форм [2, 3].

Для точного прогнозирования и сокращения районов падения тонких оболочек, обладающих по сравнению со ступенями бóльшим значением аэродинамического качества, важно знать аэродинамические характеристики (АДХ) этих оболочек в широком диапазоне их скоростей.

Многие научные работы посвящены определению аэродинамических характеристик головных частей ракет-носителей до отделения обтекателя [6, 7], а также исследованию воздействия потока при разделении створок обтекателей [8]. Определение АДХ тонких оболочек в автономном полете рассмотрено в работах [9, 10], но упорядоченные данные АДХ тонких оболочек отсутствуют.

Цель настоящей работы — анализ АДХ конических и цилиндрических тонких оболочек в дозвуковом потоке.

Экспериментальные исследования. АДХ тонких круговых и разрезных оболочек конической и цилиндрической форм (рис. 2) получены на дозвуковой аэродинамической установке. Модели изготовлены на 3D-принтере методом селективного лазерного спекания и имеют следующие параметры:

Длина L , мм	100
Удлинение цилиндрических оболочек, λ	1
Угол полураствора конических оболочек β_k , град	20
Толщина оболочек, мм	2

В рабочей части аэродинамической трубы модели были установлены на тонкой державке, влияние которой учитывалось при обработке результатов эксперимента. Максимальная степень загромождения рабочей части аэродинамической трубы составила 4 %.

Рассмотрено круговое обтекание оболочек в плоскости симметрии потоком со скоростью $V = 25$ м/с, число Рейнольдса составило $Re \approx 1,7 \cdot 10^5$. АДХ определяли с помощью шестикомпонентных тензометрических весов. При расчете коэффициентов продольной силы c_x , нормальной силы c_y и момента тангажа m_z оболочек за характерную площадь принята площадь миделевого сечения круговых моделей

(см. рис. 2, a, z) $S_m = \frac{\pi d_m^2}{4}$, (где d_m — диаметр миделя), за характерную длину — длина моделей L , O — центр масс.

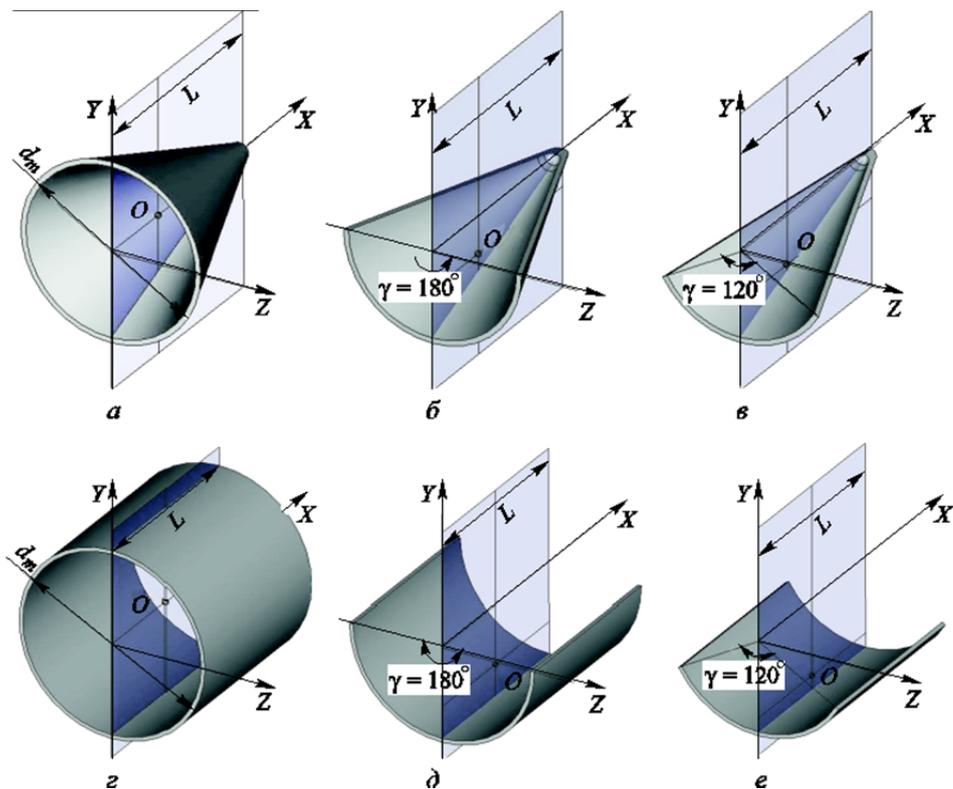


Рис. 2. Модели кругового полого конуса (а), конических оболочек с углами раскрытия $\gamma = 180^\circ$ (б) и 120° (в), кругового полого цилиндра (г), цилиндрических оболочек с углами раскрытия $\gamma = 180^\circ$ (д) и 120° (е)

Анализ результатов. Полученные экспериментальные данные были обработаны, проанализированы и сведены в графики зависимостей АДХ от угла атаки α .

При анализе АДХ цилиндрических оболочек (рис. 3) продольная сила не рассматривалась, поскольку обусловлена исключительно трением, вследствие чего имеет низкие значения. Коэффициенты момента тангажа m_z определены относительно центра масс моделей (точка O).

При нулевом угле атаки коэффициенты c_y и m_z полого цилиндра практически равны нулю вследствие симметричности обтекания. С увеличением угла атаки α до 45° значение коэффициента нормальной силы c_y круговой оболочки возрастает; дальнейшее увеличение угла атаки приводит к возникновению развитого отрыва потока с боковых сторон и кромок цилиндрической оболочки (рис. 4, а), давление на подветренной стороне модели растет, нормальная сила уменьшается. При значениях угла атаки в диапазоне $80^\circ < |\alpha| < 90^\circ$ режим обтекания оболочки близок к поперечному обтеканию цилиндра, коэффициент нормальной силы c_y модели принимает приблизительно одинаковые значения, внутренняя полость круговой цилиндрической оболочки практически не влияет на АДХ.

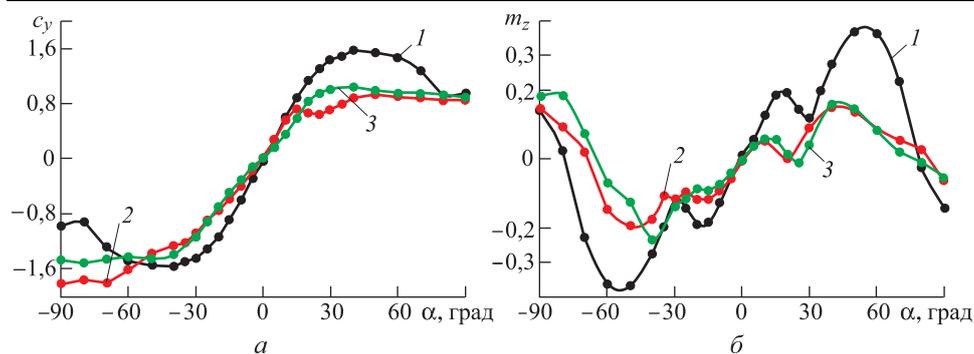


Рис. 3. Зависимость аэродинамических коэффициентов c_y (а) и m_z (б) от угла атаки: 1 — круговой полый цилиндр; 2 — разрезная цилиндрическая оболочка с углом раскрытия $\gamma = 180^\circ$; 3 — разрезная цилиндрическая оболочка с углом раскрытия $\gamma = 120^\circ$

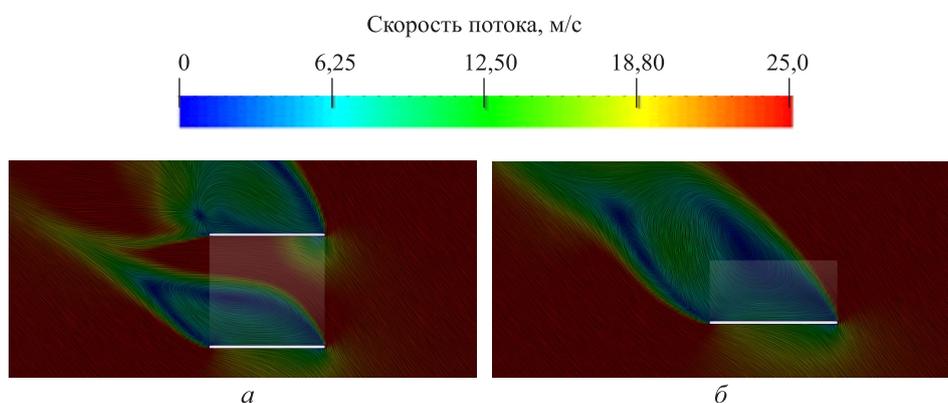


Рис. 4. Распределение скорости и линии тока, по данным математического моделирования, в вертикальной плоскости симметрии цилиндрических моделей при $\alpha = 50^\circ$: а — полый цилиндр; б — разрезная цилиндрическая оболочка с углом раскрытия $\gamma = 180^\circ$

Зависимости $c_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ разрезных оболочек имеют схожий характер и так же, как для круговых оболочек, принимают нулевые значения, если $\alpha = 0^\circ$. При обтекании с вогнутой стороны коэффициенты нормальной силы c_y и момента тангажа m_z больше по модулю, чем при обтекании с выпуклой стороны. Для разрезных оболочек характерно, что с увеличением угла атаки до критического значения $\alpha_{кр}$ модуль коэффициента c_y возрастает, а затем принимает постоянное значение. Такой характер зависимости связан с переходом от безотрывного обтекания к полностью отрывному (рис. 4, б). При обдувке с выпуклой стороны критический угол атаки составляет $|\alpha_{кр}| \approx 30 \dots 35^\circ$, при обтекании с вогнутой стороны — $|\alpha_{кр}| \approx 50 \dots 60^\circ$.

При угле атаки $\alpha > 80^\circ$ коэффициент нормальной силы c_y полого цилиндра и разрезных конических оболочек с углами раскрытия γ , равными соответственно 180° и 120° , отличается незначительно, что

обусловлено выгнутой формой наветренной поверхности всех рассматриваемых оболочек и наличием обширной отрывной области с подветренной вогнутой стороны тел. При угле атаки $\alpha < -80^\circ$ реализуется режим обтекания разрезных оболочек с вогнутой стороны, поэтому коэффициенты нормальной силы c_y полого цилиндра отличны от коэффициентов разрезных оболочек, кроме того, проявляется влияние угла раскрытия γ : значения коэффициента c_y оболочек с углами раскрытия γ , равными 180° и 120° , существенно различаются между собой.

По графикам зависимости $m_z(\alpha)$ (см. рис. 3, б) видно, что цилиндрические оболочки статически неустойчивы при $-65^\circ < \alpha < 75^\circ$, в случае $\alpha = 0^\circ$ отмечается положение неустойчивого равновесия. Положения устойчивого равновесия ($m_z = 0$ и $\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} < 0$) цилиндрических оболочек зависят от угла раскрытия γ и возможны при значениях $|\alpha| \approx 90^\circ$.

На рис. 5 представлены АДХ конических оболочек. При углах атаки α , одинаковых по модулю, но различных по знаку, АДХ кругового полого конуса равны по модулю (см. рис. 5).

При значениях угла атаки $|\alpha| < 20^\circ$ коэффициент продольной силы c_x полого конуса принимает близкие к максимальным значения. С увеличением угла атаки они уменьшаются. Если $45^\circ < |\alpha| < 65^\circ$, затекание газа набегающего потока с подветренной стороны оболочки (рис. 6, а) приводит к повышению давления во внутренней полости конуса по сравнению с донным давлением сплошного конуса, и коэффициент продольной силы c_x круговой конической оболочки становится отрицательным. С дальнейшим увеличением угла атаки α коэффициент продольной силы c_x возрастает и принимает максимальное значение при $|\alpha| \approx 80^\circ$. В случае $|\alpha| > 90^\circ$ реализуется обтекание конуса со стороны полости, тогда коэффициент c_x приобретает отрицательные значения и возрастает по модулю.

Если угол атаки $\alpha = 0^\circ$, то коэффициенты c_y и m_z круговой конической оболочки принимают нулевые значения и $\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} > 0$, соответственно, положение $\alpha = 0$ является положением неустойчивого равновесия. В диапазоне значений $\alpha = 0 \dots 25^\circ$ коэффициент момента тангажа m_z кругового полого конуса положителен, а если $\alpha > 25^\circ$, он становится отрицательным. Таким образом, при $\alpha \approx 25^\circ$ оболочка принимает положение устойчивого равновесия. При обтекании полого конуса потоком со стороны полости в диапазоне $120^\circ < \alpha < 180^\circ$ оболочка статически неустойчива, при $\alpha = 180^\circ$ отмечается положение неустойчивого равновесия.

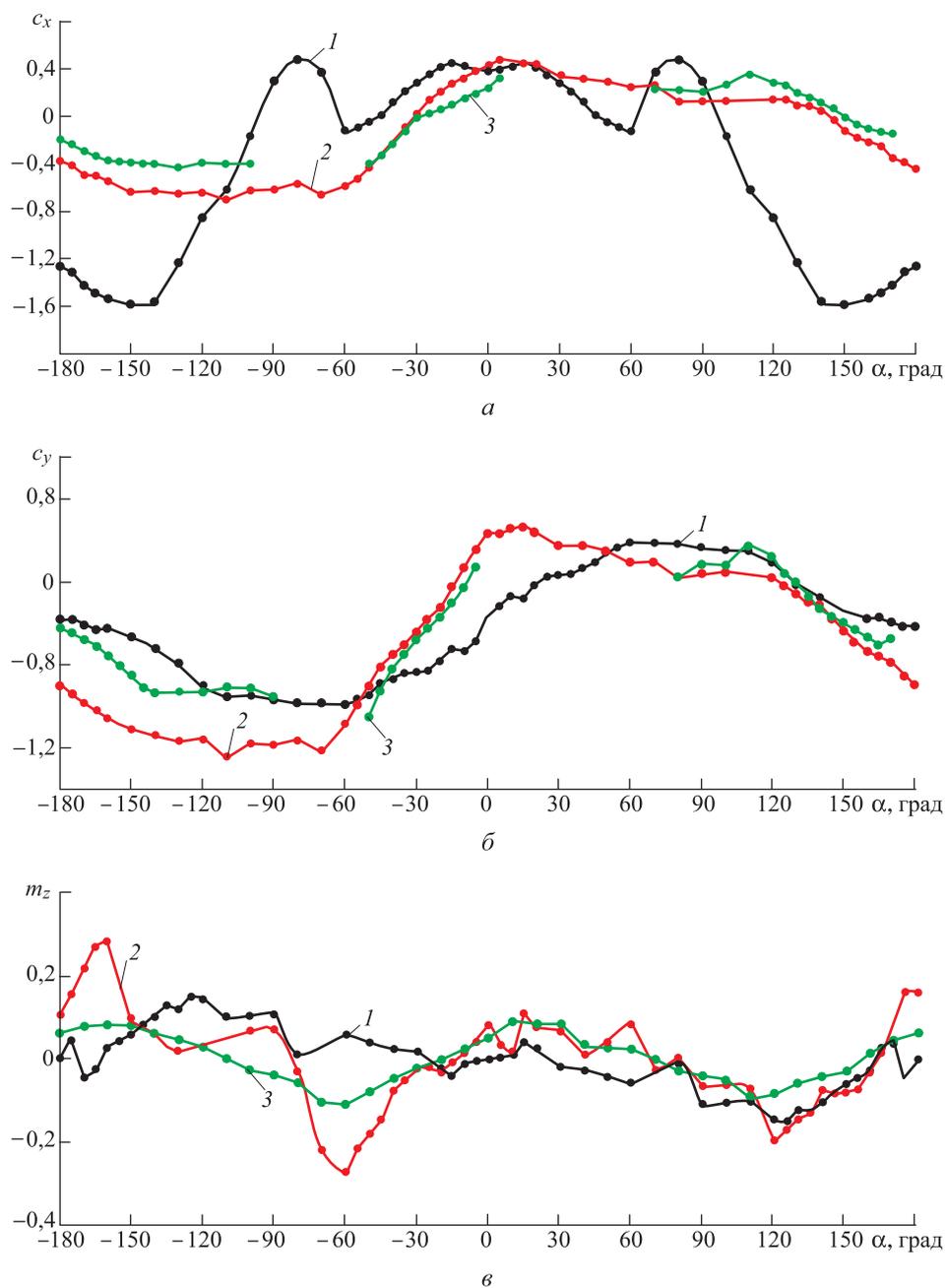


Рис. 5. Зависимость аэродинамических коэффициентов c_x (а), c_y (б) и m_z (в) от угла атаки α :

1 — круговой полый конус; 2 — разрезная коническая оболочка с углом раскрытия $\gamma = 180^\circ$;
 3 — разрезная коническая оболочка с углом раскрытия $\gamma = 120^\circ$

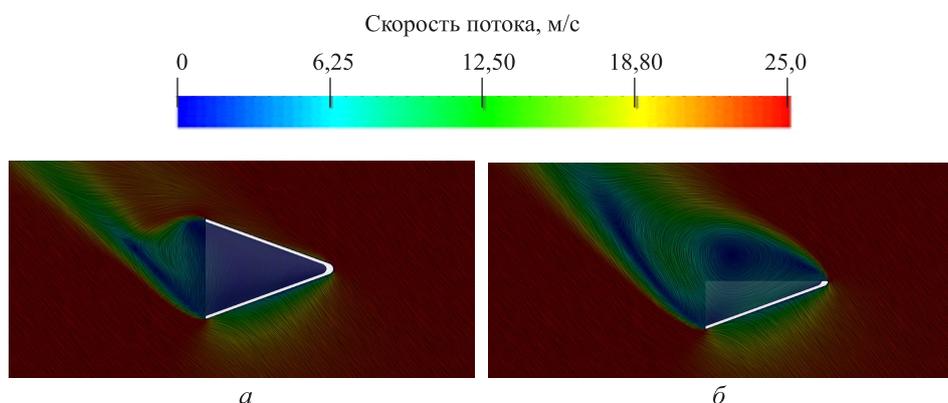


Рис. 6. Распределение скорости и линии тока, по данным математического моделирования, в вертикальной плоскости симметрии конических моделей при угле атаки $\alpha = 50^\circ$:

а — полый конус; *б* — разрезная коническая оболочка с углом раскрытия $\gamma = 180^\circ$

Зависимости аэродинамических коэффициентов c_x , c_y и m_z от углов атаки разрезных конических оболочек имеют сложный характер. По модулю значения c_x и c_y при обтекании оболочек с вогнутой стороны больше, чем при обтекании с выпуклой стороны (см. рис. 6, *б*), по аналогии с цилиндрическими разрезными оболочками. Коэффициенты c_x и c_y оболочек равны нулю при $\alpha \approx -30^\circ$ и $\alpha \approx 150^\circ$. В диапазоне значений $-30^\circ < \alpha < 150^\circ$ коэффициенты c_x и c_y оболочек положительны, а в диапазонах $150^\circ < \alpha < 180^\circ$ и $-180^\circ < \alpha < -30^\circ$ — отрицательны. Как и при обтекании разрезных цилиндрических оболочек, существуют диапазоны углов атаки, в которых коэффициенты продольной c_x и нормальной c_y сил принимают постоянные значения ($-140^\circ < \alpha < -65^\circ$ и $75^\circ < \alpha < 120^\circ$).

Зависимости $m_z(\alpha)$ разрезных оболочек с углами раскрытия $\gamma = 180^\circ$ и 120° отличаются от таковой для круговой конической оболочки. Разрезные оболочки имеют по два устойчивых положения статического равновесия: половина полого конуса ($\alpha \approx \pm 80^\circ$), треть полого конуса ($\alpha \approx -110^\circ$) и $\alpha \approx 80^\circ$.

Заключение. Экспериментально получены АДХ тонких круговых и разрезных оболочек конической и цилиндрической форм. Обтекание тонких оболочек сопровождается образованием обширных областей трехмерных отрывных течений. При обтекании полого цилиндра под углом атаки отрыв возникает как внутри полости, так и на подветренной стороне модели. Особенно сложный характер имеет обтекание полого конуса: при наличии угла атаки течение в донной

области полого конуса несимметричное, торообразный вихрь отрывного течения в донной области индуцирует образование вихрей в застойной области внутри полости.

Аэродинамические характеристики круговых оболочек по характеру отличаются от АДХ разрезных оболочек. Существенное влияние оказывает угол раскрытия оболочки.

Цилиндрические оболочки статически неустойчивы в случае $-50^\circ < \alpha < 50^\circ$ и имеют положения устойчивого равновесия при значениях α , близких к -90° и 90° . Рассмотренные конические оболочки характеризуются наличием двух положений устойчивого равновесия.

При углах атаки, соответствующих положениям устойчивого равновесия, подъемная сила и аэродинамическое качество всех оболочек имеют существенное значение, поэтому районы падения таких элементов обширны по площади. Для сокращения площадей районов падения отделяемых элементов ракет-носителей, представляющих собой тонкие оболочки цилиндрических и конических форм, необходимо разработать систему пассивной аэродинамической стабилизации, которая сместит центр давления оболочек за центр масс и будет способствовать полету элементов на углах атаки с минимальным аэродинамическим качеством.

Работа выполнена с использованием оборудования Центра коллективного пользования сверхвысокопроизводительными вычислительными ресурсами МГУ имени М.В. Ломоносова.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Елисейкин С.А., Подрезов В.А., Полуаршинов А.М., Ширшов Н.В. Проблемные вопросы расчета районов падения отделяющихся частей ракет-носителей. *Тр. Воен.-косм. академии им. А.Ф. Можайского*, 2016, № 655, с. 107–113.
- [2] Trushlyakov V., Lempert D., Zarko V. The use of thermite-incendiary compositions for burning of fairing of space launch vehicle. *18th International Seminar "New Trends in Research of Energetic Materials". Pardubice, the Czech Republic, 15–17 April, 2015*. University of Pardubice, 2015, vol. 2, pp. 901–904.
- [3] Шатров Я.Т., Баранов Д.А., Трушляков В.И., Куденцов В.Ю., Ситников Д.В., Лемперт Д.Б. Технологии снижения техногенного воздействия пусков ракет космического назначения на окружающую среду. *Вестн. Самар. ун-та. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2016, т. 15, № 1, с. 139–150. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-139-150 (дата обращения 28.08.2017).
- [4] Trushlyakov V.I., Sitnikov D.V. The design procedure of the aerodynamic maneuver for the fall location changing of the carrier rocket stage. *Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines (Dynamics)*. Omsk, November 11–13, 2014. Omsk, 2014. DOI: 10.1109/dynamics.2014.7005700/ (дата обращения 28.08.2017).

- [5] Титов Б.А., Рычков С.А. Уменьшение размеров районов падения отработавших блоков ракеты-носителя типа «Союз» при преднамеренном членении их конструкции. *Вестн. Самар. гос. аэрокосмич. ун-та имени академика С.П. Королёва*, 2007, № 1 (12), с. 90–97.
- [6] Mahamuni P., Bransali P., Kulkarni A., Parikh Y. Aerodynamic Study of Payload Fairing. *Int. J. of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2015, vol. 4, pp. 915–920. DOI: 10.15680/IJRSET.2015.0403018 (дата обращения 28.08.2017).
- [7] Харитоновна А.Н., Шахов В.Г. Особенности решения пространственных задач обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями с использованием программного комплекса ANSYS Fluent. *Вестн. Самар. гос. аэрокосмич. ун-та имени академика С.П. Королёва*, 2012, № 4 (35), с. 116–123.
- [8] Belositsky A.V., Grigoriev Yu.I., Dyadkin A.A. et al. Aerodynamic effect on spacecrafts during head firing jettison in dense atmosphere layers. *Proceedings of the Fourth Symposium “Aerothermodynamics for Space Vehicles” Capua, Italy, October 15–18, 2001*. European Space Agency, 2001, ESA SP487, pp. 299–306.
- [9] Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Фомин М.А. Аэродинамические характеристики тонких конических оболочек при сверхзвуковых скоростях набегающего потока. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 4 (64). DOI: 10.18698/2308-6033-2017-4-1610 (дата обращения 28.08.2017).
- [10] Дядькин А.А., Крылов А.Н., Луценко А.Ю., Михайлова М.К., Назарова Д.К. Особенности аэродинамики тонкостенных конструкций. *Космическая техника и технологии*, 2016, № 3 (14), с. 15–25.

Статья поступила в редакцию 20.12.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик тонких конических и цилиндрических оболочек в дозвуковом потоке. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 3.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-3-1736>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на Международной конференции «Фундаментальные и прикладные задачи механики ФАРМ–2017», посвященной 170-летию со дня рождения великого русского ученого Николая Егоровича Жуковского, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 октября 2017 г.

Луценко Александр Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 70 научных публикаций. Область научных интересов: аэродинамика струйных и отрывных течений, проектирование органов управления полетом. e-mail: aulutsenko@mail.ru

Назарова Динара Камилевна — аспирант кафедры «Динамика полета ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: аэродинамика струйных и отрывных течений. e-mail: dknazarova@mail.ru

Experimental studies of aerodynamic characteristics of thin conical and cylindrical shells in a subsonic flow

© A.Yu. Lutsenko, D.K. Nazarova

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper focuses on the experimental studies of aerodynamic characteristics of thin circular and split shells of conical and cylindrical shapes in a subsonic incompressible gas flow. Know aerodynamic characteristics is crucial to reliably determine the size of the impact zones of exhaust structure members when launching rocket vehicles. First, the graphs of the aerodynamic characteristics dependence on the angle of attack were plotted and the features of the gas flow past the thin shells were revealed. Then, the influence of the opening angle of the shells on the aerodynamic characteristics was determined. By numerical simulation it was possible to visualize the gas flow past the shells, and consider their transformation with a change in the shape and angle of attack. Finally, the comparison between the change in flow patterns and that in aerodynamic characteristics depending on the angle of attack was made.

Keywords: aerodynamic characteristics, rocket vehicle, separable elements, cylindrical shells, conical shells, wind tunnel, subsonic flow, angle of attack

REFERENCES

- [1] Eliseykin S.A., Podrezov V.A., Poluarshinov A.M., Shirshov N.V. *Tr. Voen.-kosm. akademii im. A.F. Mozhaiskogo — Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2016, no. 655, pp. 107–113.
- [2] Trushlyakov V., Lempert D., Zarko V. The use of thermite-incendiary compositions for burning of fairing of space launch vehicle. *18th International Seminar "New Trends in Research of Energetic Materials". Pardubice, the Czech Republic, 15–17 April, 2015*. University of Pardubice, 2015, vol. 2, pp. 901–904.
- [3] Shatrov Ya.T., Baranov D.A., Trushlyakov V.I., Kudentsov V.Yu., Sitnikov D.V., Lempert D.B. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2016, vol. 15, no. 1, pp. 139–150. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-139-150 (accessed August 28, 2017).
- [4] Trushlyakov V.I., Sitnikov D.V. The design procedure of the aerodynamic maneuver for the fall location changing of the carrier rocket stage. *Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines (Dynamics)*. Omsk, November 11–13, 2014. Omsk, 2014. DOI: 10.1109/dynamics.2014.7005700/ (accessed August 28, 2017).
- [5] Titov B.A., Rychkov S.A. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (Bulletin of Samara State Aerospace University named after S.P. Korolev)*, 2007, no. 1 (12), pp. 90–97.
- [6] Mahamuni P., Bransali P., Kulkarni A., Parikh Y. Aerodynamic Study of Payload Fairing. *Int. J. of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2015, vol. 4, pp. 915–920. DOI: 10.15680/IJIRSET.2015.0403018 (accessed August 28, 2017).
- [7] Kharitonova A.N., Shakhov V.G. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (Bulletin of Samara State Aerospace University named after S.P. Korolev)*, 2012, no. 4 (35), pp. 116–123.

- [8] Belositsky A.V., Grigoriev Yu.I., Dyadkin A.A. et al. Aerodynamic effect on spacecrafts during head firing jettison in dense atmosphere layers. *Proceedings of the Fourth Symposium "Aerothermodynamics for Space Vehicles" (Capua, Italy, October 15–18, 2001)*. European Space Agency, 2001, ESA SP487, pp. 299–306.
- [9] Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K., Fomin M.A. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, iss. 4 (64). DOI: 10.18698/2308-6033-2017-4-1610 (accessed August 28, 2017).
- [10] Dyadkin A.A., Krylov A.N., Lutsenko A.Yu., Mikhaylova M.K., Nazarova D.K. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2016, no. 3 (14), pp. 15–25.

Lutsenko A.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 70 research papers. Research interests: aerodynamics of jet and separating flows, flight control design. 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. Research interests: aerodynamics of jet and separating flows. e-mail: dknazarova@mail.ru