

Аэродинамические характеристики тонких конических оболочек при сверхзвуковых скоростях набегающего потока

© А.Ю. Луценко, Д.К. Назарова, М.А. Фомин

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

Рассмотрены аэродинамические характеристики тонких отделяемых от ракет-носителей оболочек конической формы. Проведено математическое моделирование обтекания при сверхзвуковых скоростях набегающего потока, получены аэродинамические характеристики для различных конических оболочек. Построены графики зависимостей аэродинамических коэффициентов от угла атаки, отображающие влияние геометрических параметров исследуемых моделей на их аэродинамические характеристики. Показано, что результаты расчетов хорошо согласуются с имеющимися экспериментальными данными.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, ракета-носитель, отделяемые элементы, головной обтекатель, конические оболочки, моделирование обтекания, SolidWorks Flow Simulation

Введение. При достижении высоких слоев атмосферы осуществляется сброс головного обтекателя ракеты-носителя путем разделения его на несколько створок, которые достигают поверхности Земли. Траектория падения отделившегося элемента и размеры районов падения зависят от его аэродинамических характеристик (АДХ). Головные обтекатели большинства ракет-носителей, как правило, представляют собой тонкие оболочки и имеют цилиндрическую и коническую части [1].

Исследованию острых и затупленных конических тел как элементов конструкций сверхзвуковых летательных аппаратов уделялось большое внимание. Имеются многочисленные результаты как экспериментальных исследований, проведенных в ЦАГИ, ЦНИИмаше [2, 3] и др., так и численных расчетов [4, 5]. В то же время АДХ оболочек исследованы мало, получены только некоторые АДХ головных обтекателей конкретных ракет-носителей без проведения параметрических исследований [6–9].

В данной работе проанализированы АДХ конических оболочек, полученные путем численного моделирования в пакете SolidWorks Flow Simulation.

Постановка задачи. Рассмотрены тонкие конические оболочки с различными геометрическими характеристиками, представленными на рис. 1 и в таблице.

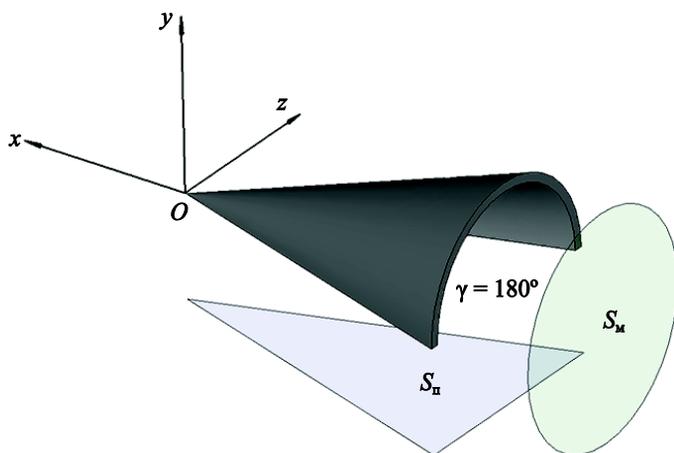


Рис. 1. Пример исследуемой модели (модель 7)

Аэродинамические коэффициенты оболочек определены в системе координат, представленной на рис. 1. При вычислении коэффициента C_x продольной силы, действующей на оболочку, использовалась площадь $S_M = \pi(L \operatorname{tg} \beta_k)^2$ (где L — длина модели; β_k — угол полураствора конуса), а при расчете коэффициента C_y нормальной силы — площадь S_n проекции модели на плоскость Oxz . Углы атаки α отсчитывались против хода часовой стрелки в плоскости Oxy .

Геометрические характеристики исследуемых моделей

Модель	Угол полураствора конуса β_k , град	Угол раскрытия оболочки γ , град	Формула расчета площади S_n
1	12,5	360	$S_n = L^2 \operatorname{tg} \beta_k$
2	18,0		
3	24,0		
4	30,0		
5	12,5	180	$S_n = L^2 \operatorname{tg} \beta_k$
6	18,0		
7	24,0		
8	30,0		
9	18,0	90	$S_n = \frac{\sqrt{2}}{2} L^2 \operatorname{tg} \beta_k$

В качестве тестового был проведен расчет АДХ конической оболочки с углом раскрытия $\gamma = 180^\circ$ и углом полураствора конуса $\beta_k = 12,5^\circ$ (модель 5) при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4$ и углах атаки α в диапазоне значений $0 \dots 360^\circ$ и выполнено сравнение по-

лученных результатов с экспериментальными данными [2]. На рис. 2, *a* и *б* представлены зависимости соответственно коэффициентов продольной и нормальной сил от угла атаки для модели 5 конической оболочки.

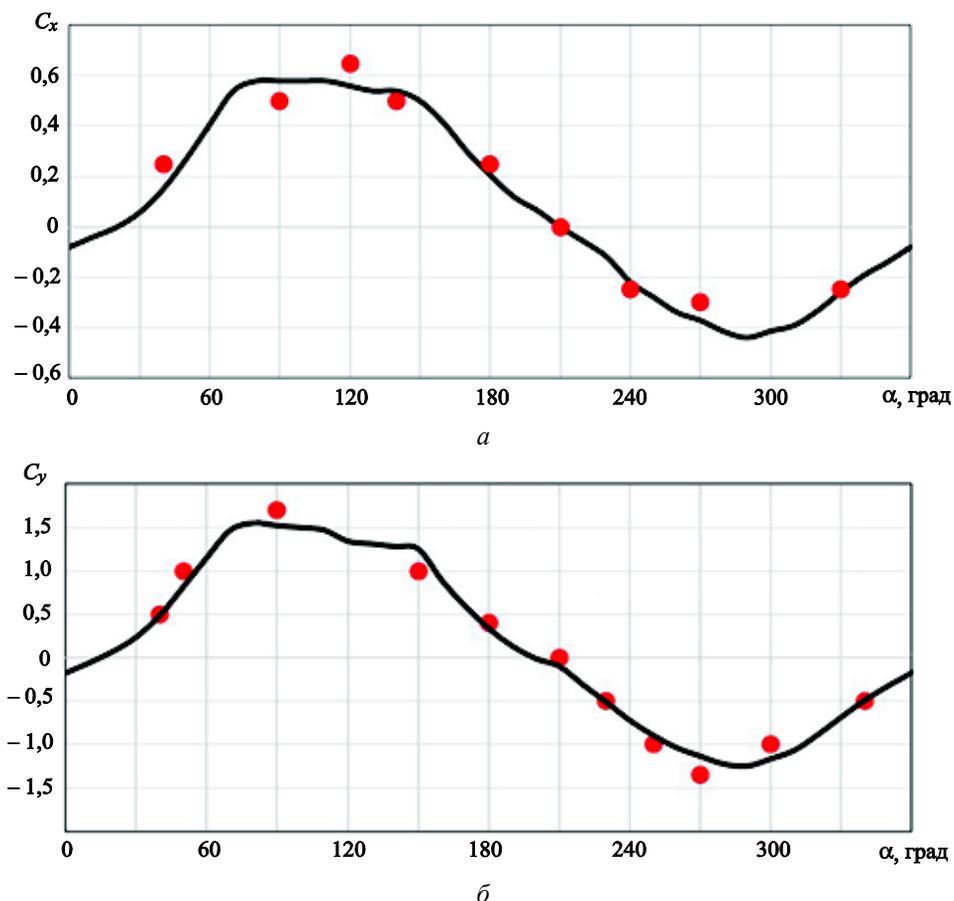


Рис. 2. Аэродинамические характеристики модели 5 при $M_\infty = 4$, полученные в результате моделирования (—) и эксперимента (•)

Результаты тестового расчета отличаются от экспериментальных данных менее чем на 10 %, что является приемлемым для оценки аэродинамических сил, действующих на оболочку в полете. Наибольшее расхождение данных наблюдается при поперечном обтекании оболочки как с вогнутой ($\alpha = 90^\circ$), так и с выпуклой ($\alpha = 270^\circ$) стороны, что может быть обусловлено наличием развитой отрывной зоны или влиянием поддерживающих устройств в эксперименте.

Анализ результатов расчета. Проведены параметрические расчеты АДХ различных моделей оболочек, представленных в таблице, исследовано влияние угла β_k полураствора конуса и угла γ раскрытия оболочки.

На рис. 3, а и б представлены зависимости соответственно коэффициентов продольной и нормальной сил моделей круговых конических оболочек (модели 1, 3 и 4) с различными углами полураствора при $M_\infty = 3$.

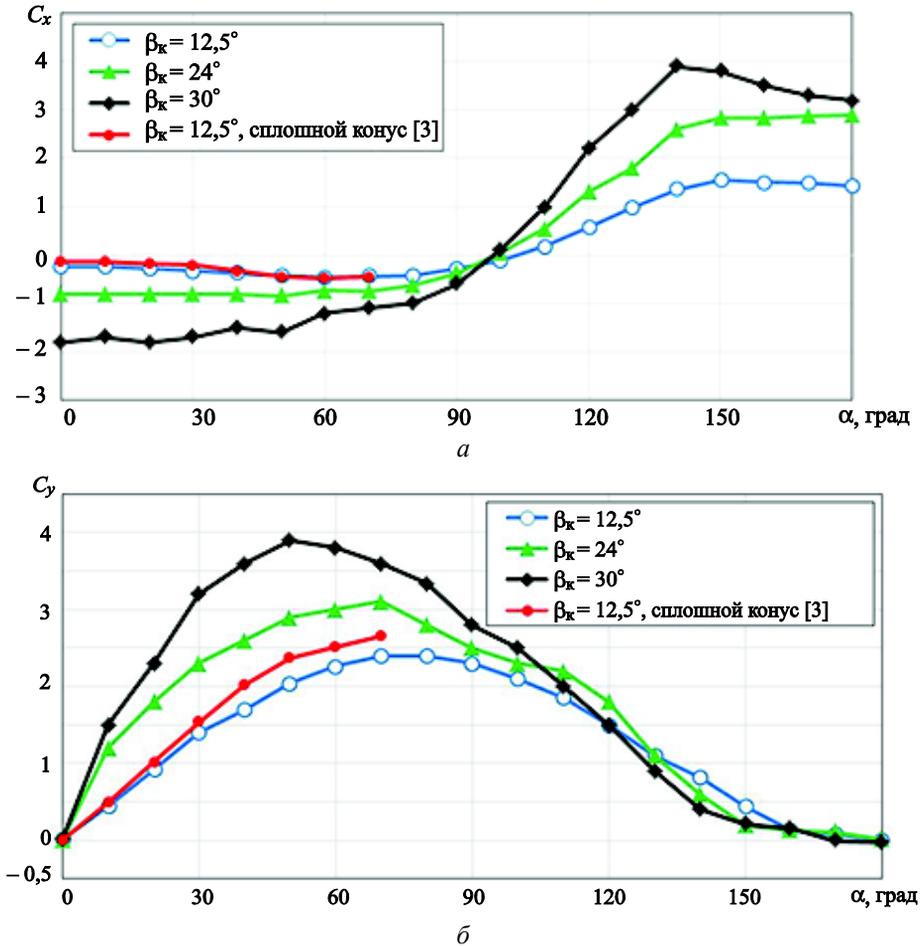


Рис. 3. Аэродинамические характеристики тонких конических оболочек с $\gamma = 360^\circ$ и различными углами β_k при $M_\infty = 3$

Поскольку все исследуемые модели симметричны относительно плоскости Oxz , расчеты проведены для углов атаки $\alpha = 0 \dots 180^\circ$.

Коэффициент C_x продольной силы оболочки возрастает по модулю при увеличении угла β_k , так как увеличивается площадь наветренной поверхности. В донной части конического тела имеет место застойная область, давление в которой не изменяется при увеличении угла β_k полураствора конуса, соответственно, увеличивается коэффициент волнового сопротивления, а вклад трения в общий коэффициент C_x тела при сверхзвуковых скоростях незначителен [8]. Коэффициент C_x конической оболочки принимает нулевые значения при $\alpha = 100 \dots 110^\circ$.

Коэффициент C_y нормальной силы возрастает монотонно до значений $\alpha = 50 \dots 70^\circ$ в зависимости от конфигурации исследуемого тела, после чего уменьшается. С увеличением угла β_k максимальное значение C_y возрастает по модулю и достигается при меньшем угле атаки. Это связано с тем, что при сверхзвуковых скоростях нормальная сила определяется в основном силами давления на наветренную сторону оболочки.

Сравнение АДХ оболочки и сплошного конуса со сходными геометрическими характеристиками [9] (см. рис. 3) показало, что значения коэффициентов нормальной и продольной сил оболочки и сплошного конуса при углах атаки до 70° практически совпадают. Это связано с тем, что при $\alpha < 90^\circ$ АДХ определяются в основном формой внешней поверхности конуса (оболочки). Некоторые расхождения наблюдаются для зависимости $C_y(\alpha)$ при $\alpha > 30^\circ$.

На рис. 4, а и б представлены зависимости соответственно коэффициентов продольной и нормальной сил от угла атаки для моделей разрезных оболочек с углом раскрытия $\gamma = 180^\circ$ (модели 5–8) и различными углами полураствора конуса при $M_\infty = 4$.

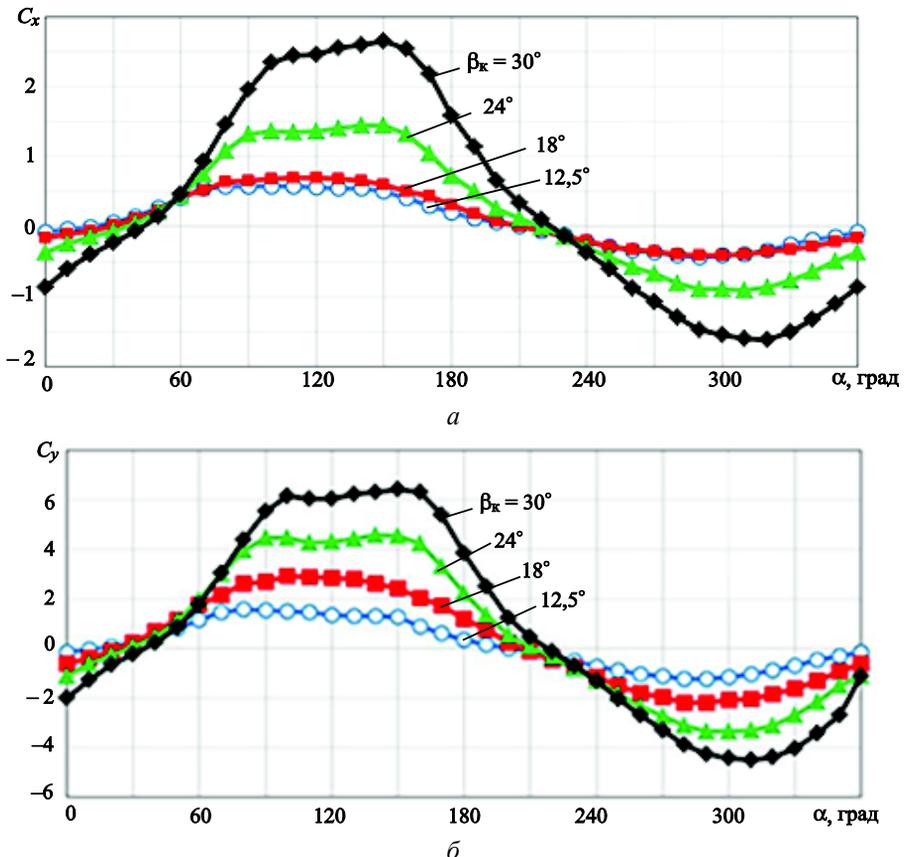


Рис. 4. Аэродинамические характеристики разрезных оболочек с $\gamma = 180^\circ$ и различными углами β_k при $M_\infty = 4$

Графики зависимостей $C_x(\alpha)$ и $C_y(\alpha)$ для различных углов β_k имеют схожий сложный характер и несимметричны относительно $\alpha = 180^\circ$. С увеличением угла β_k увеличивается и площадь поверхности оболочки, соответственно, повышенное давление с наветренной стороны создает большую силу, при этом с подветренной стороны образуется обширная отрывная область, давление в которой практически не зависит от β_k .

Коэффициент C_x оболочек обращается в нуль при углах атаки, чуть больших β_k , в интервалах $30\dots45^\circ$ и $210\dots230^\circ$. Коэффициент C_y также имеет два нулевых значения при углах атаки $\alpha_1 \approx \beta_k$ и $\alpha_2 \approx 180^\circ + \beta_k$. Максимальные по модулю значения коэффициента нормальной силы оболочки получены при $\alpha_3 \approx 90^\circ + \beta_k$ и $\alpha_4 \approx 270^\circ + \beta_k$, причем при обтекании со стороны вогнутой поверхности (углы атаки $\alpha = 0\dots180^\circ$) коэффициенты C_x и C_y по модулю больше, чем при обтекании со стороны выпуклой поверхности.

На рис. 5, а и б представлены зависимости соответственно $C_x(\alpha)$ и $C_y(\alpha)$ для оболочек с углом полураствора конуса $\beta_k = 18^\circ$ и углами раскрытия $\gamma = 360, 180$ и 90° (модели 2, 6 и 9 соответственно).

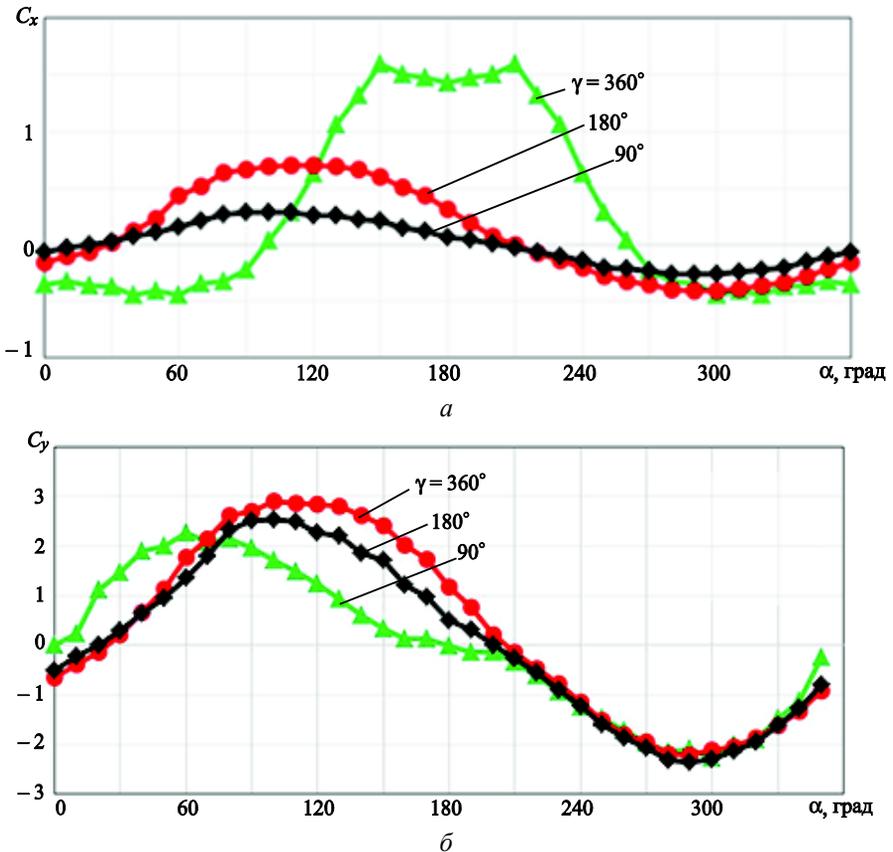


Рис. 5. Аэродинамические характеристики конических оболочек с различными углами раскрытия γ при $M_\infty = 3$

На рис. 5, а видно, что характер зависимостей коэффициента C_x разрезных конических оболочек от угла атаки α существенно отличается от характера зависимости для круговой оболочки с $\gamma = 360^\circ$. Значение C_x практически постоянно при $\alpha = 150...220^\circ$, это связано с особенностями обтекания внутренней полости со стороны дна тонкого конуса. Зависимость $C_y(\alpha)$ круговой оболочки имеет схожий характер с зависимостями $C_y(\alpha)$ разрезных оболочек, однако в случае круговой оболочки экстремум соответствует меньшему углу атаки α .

При углах атаки $\alpha > 210^\circ$ коэффициенты нормальных сил оболочек практически совпадают, так как C_y в этом случае определяется в большей степени формой наветренной поверхности.

При $\alpha < 210^\circ$ значения C_y и C_x оболочки с углом $\gamma = 180^\circ$ по модулю больше значений соответствующих коэффициентов оболочки с углом $\gamma = 90^\circ$, что, как и при увеличении угла β_k , можно объяснить увеличением площади наветренной поверхности.

Наименьшие по модулю значения C_x имеет оболочка с углом раскрытия $\gamma = 90^\circ$, так как при уменьшении γ исследуемая модель приближается по форме к треугольному крылу. Соответственно, зависимость $C_y(\alpha)$ модели 9 также приближается к зависимости $C_y(\alpha)$ для треугольного крыла [10, 11].

Выводы. В ходе комплексных исследований процесса обтекания тонких конических оболочек выявлены закономерности изменения АДХ в зависимости от углов атаки, полураствора конуса и раскрытия оболочки.

Для того чтобы подтвердить возможность применения пакета SolidWorks Flow Simulation к задачам определения АДХ тонких конических оболочек, был проведен тестовый расчет и выполнено сравнение полученных данных с имеющимися экспериментальными данными ЦАГИ.

Выявлено, что АДХ тонких оболочек зависят не только от числа Маха набегающего потока и угла атаки, но и в довольно большой степени от углов полураствора конуса и раскрытия оболочки. Аэродинамические характеристики круговой оболочки принципиально отличаются от соответствующих характеристик разрезных оболочек.

Полученные зависимости могут быть полезны при оценке АДХ головных обтекателей ракет-носителей для определения их траекторий и расчета зон падения, а также при решении задач стабилизации отделяемых частей.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Потапов А.М., Коваленко В.А., Кондратьев А.В. Сравнение головных обтекателей существующих и перспективных отечественных ракет-носителей и их зарубежных аналогов. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2015, № 1 (118), с. 35–43.

- [2] Петров К.П. *Аэродинамика тел простейших форм*. Москва, Факториал, 1998, 432 с.
- [3] Артонкин В.Г., Леутин П.Г., Петров К.П., Столяров Е.П. *Аэродинамические характеристики острых и притупленных конусов при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях*. Тр. ЦАГИ. Москва, Изд. отдел ЦАГИ, 1972, № 1413, 93 с.
- [4] Коваленко В.В., Кравцов А.Н., Мельничук Т.Ю. Сопротивление конических носовых частей при сверхзвуковом обтекании. *Ученые записки ЦАГИ*, 2011, № 1, с. 31–36.
- [5] Савкина Н.В., Биматов В.И., Христенко Ю.Ф. Расчет обтекания и аэродинамических характеристик остроугольного конуса на основе решения прямой задачи нелинейной аэробаллистики. *Вестник Томского государственного университета*, 2014, № 1 (27), с. 110–116.
- [6] Харитонов А.Н., Шахов В.Г. Особенности решения пространственных задач обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями с использованием программного комплекса ANSYS FLUENT. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2012, № 4 (35), с. 116–123.
- [7] 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*, 2012, pp. 259–262. DOI: 10.2991/mems.2012.160
- [8] Дядькин А.А., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Математическое моделирование обтекания тонкостенных конструкций в до- и транзвуковом диапазоне скоростей. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 2016, № 223 (1), с. 45–50.
- [9] 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.
- [10] Wood R. Supersonic Aerodynamics of Delta Wings. *NASA Technical Paper*. Virginia, Langley Research Center Hampton, 1988, no. 2771, 104 p.
- [11] Scallings R., Lamb Jr., Lamb M. Wing-Alone Aerodynamic Characteristics for High Angles of Attack at Supersonic Speeds. *NASA Technical Paper*. Virginia, Langley Research Center Hampton, 1981, no. 1889, 188 p.

Статья поступила в редакцию 20.02.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-4-1610>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на ХLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 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 в области аэродинамики струйных и отрывных течений, проектирования 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

Фомин Максим Андреевич — студент 6-го курса кафедры «Динамика полета ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: fominm92@gmail.com

Aerodynamic characteristics of thin conical shells at supersonic speeds of the ram airflow

© A. Yu. Lutsenko, D.K. Nazarova, M.A. Fomin

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article considers aerodynamic characteristics of thin conical shells separable from carrier rockets. Mathematical modeling of flow at the supersonic velocities of the ram airflow is performed; aerodynamic characteristics for various conical shells are obtained. The graphs of aerodynamic coefficients vs. angles of attack are plotted. They display the influence of the geometric parameters of the models under study on their aerodynamic characteristics. It is shown that the results of the calculations are in good agreement with the available experimental data.

Keywords: aerodynamic characteristics, launch vehicle, separable elements, nose fairing, conical shells, flow simulation, SolidWorks Flow Simulation

REFERENCES

- [1] Potapov A.M., Kovalenko V.A., Kondratyev A.V. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya — Aerospace engineering and technology*, 2015, no. 1 (118), pp. 35–43.
- [2] Petrov K.P. *Aerodinamika tel prosteyshikh form [Aerodynamics of bodies of the simplest forms]*. Moscow, Faktorial Publ., 1998, 432 p.
- [3] Artonkin V.G., Leutin P.G., Petrov K.P., Stolyarov E.P. *Aerodinamicheskie kharakteristiki ostrykh i pritulennykh konusov pri dozvukovykh i sverkhzvukovykh skorostyakh [Aerodynamic characteristics of sharp and blunted cones at subsonic and supersonic speed]*. *Trudu TsAGI [Proceedings of TsAGI]*. Moscow, TsAGI Publ., 1972, no. 1413, 93 p.
- [4] Kovalenko V.V., Kravtsov A.N., Melnichuk T.Yu. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Scientific Journal*, 2011, no. 1, pp. 31–36.
- [5] Savkina N.V., Bimatov V.I., Khristenko Yu.F. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta – Tomsk State University Journal*, 2014, no. 1 (27), pp. 110–116.
- [6] Kharitonova A.N., Shakhov V.G. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo universiteta — Vestnik of the Samara State Aerospace University*, 2012, no. 4 (35), pp. 116–123.
- [7] 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*, 2012, pp. 259–262. DOI: 10.2991/mems.2012.160
- [8] Dyadkin A.A., Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoy aviatsii — Bulletin of Moscow State Technical University of Civil Aviation*, 2016, no. 223 (1), pp. 45–50.
- [9] Dyadkin A.A., Krylov A.N., Lutsenko A.Yu., Mikhaylova M.K., Nazarova D.K. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya — Aerospace engineering and technology*, 2016, no. 3 (14), pp. 15–25.
- [10] Wood R. *Supersonic Aerodynamics of Delta Wings. NASA Technical Paper*. Virginia, Landley Research Center Hampton, 1988, no. 2771, 104 p.

- [11] Scallings R., Lamb Jr., Lamb M. Wing-Alone Aerodynamic Characteristics for Hight Angles of Attack at Supersonic Speeds. *NASA Technical Paper*. Virginia, Landley Research Center Hampton, 1981, no. 1889, 188 p.

Lutsenko A.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Space Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University, author of over 70 scientific publications in the field of aerodynamics of jet and separation flows, the design of flight controls. e-mail: aulutsenko@mail.ru

Nazarova D.K., Postgraduate (Ph.D.) student, Department of Space Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: aerodynamics of jet and separation flows. e-mail: dknazarova@mail.ru

Fomin M.A., 6th year student, Department of Space Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: fominm92@gmail.com