

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 533.6.011

doi: 10.18698/0536-1044-2019-7-66-75

Исследование аэродинамических характеристик створки обтекателя ракеты-носителя с применением конических средств пассивной стабилизации

А.Ю. Луценко, Д.К. Назарова, Д.М. Слободянюк

МГТУ им. Н.Э. Баумана

A Study of the Aerodynamic Characteristics of the Rocket Fairing Door Using Conical Means of Passive Stabilization

A.Y. Lutsenko, D.K. Nazarova, D.M. Slobodyanyuk

Bauman Moscow State Technical University

Рассмотрены аэродинамические характеристики модели створки отделяющегося головного обтекателя ракеты-носителя с применением средств пассивной стабилизации, представляющих собой конические тела с гибкими и жесткими связями. Для определения балансируемых углов атаки в аэродинамической трубе проведены визуализационный (с применением видеокамеры) и измерительный (с использованием датчика угла) эксперименты. Для полученных углов выполнено математическое моделирование обтекания модели потоком и рассчитаны значения аэродинамического качества. Проанализировано изменение балансируемого угла атаки и соответствующего ему аэродинамического качества исследуемых конструкций относительно базовой модели. Приведена сравнительная характеристика рассмотренных вариантов стабилизации.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, ракета-носитель, створка головного обтекателя, моделирование обтекания, пассивная стабилизация, ANSYS CFX

In the article, the aerodynamic characteristics of a detachable fairing door model are investigated with the use of passive stabilization means, which are conical bodies with flexible and rigid connections. Two types of experiments were conducted in a subsonic wind tunnel to determine the balancing angles of attack: a visualization experiment (using a video camera) and a measuring experiment (using the angle sensor). Mathematical flow models and aerodynamic quality values were obtained. The change in the balancing angle of attack and the corresponding aerodynamic quality of the studied combinations with respect to the base model were analyzed. Comparative characteristics of the considered stabilization variants were presented.

Keywords: aerodynamic characteristics, launch vehicle, head fairing, head fairing half, flow simulation, passive stabilization, ANSYS CFX

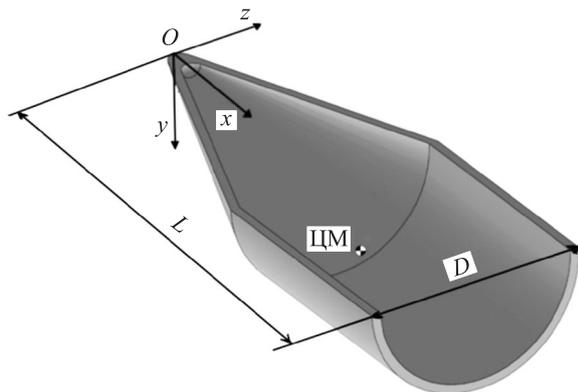


Рис. 1. Базовая модель створки ГО РН (ЦМ — центр масс)

Одной из причин рассеивания точек падения отделяемых створок головного обтекателя (ГО) ракет-носителей (РН) является наличие ненулевого аэродинамического качества при балансировочном угле атаки. Это обусловлено тем, что створка, имеющая форму тонкой изогнутой поверхности и относительно малую массу [1–3], лишена средств стабилизации.

Вследствие этого на Земле выделяют специальные районы падения створок ГО РН, размеры которых обширны и требуют дорогостоящего обслуживания [4]. Поиск средств уменьшения площадей таких районов падения — очень актуальная, но недостаточно изученная задача [5, 6].

Для минимизации районов падения створок ГО могут быть применены различные парашютные системы:

- воздушно-космические, обеспечивающие ориентированный вход в плотные слои атмосферы, гашение гиперзвуковой скорости и снижение теплового нагружения [7];
- содержащие тормозной парашют и парашют-крыло для спасения створок ГО в воздухе [8];
- состоящие из тормозного и основного купольного парашютов, предполагающие спасение створок ГО в море [8].

Помимо парашютных систем можно использовать средства пассивной стабилизации, представляющие собой раскрытие щитков без протоков, щитков с протоками и вскрытие различных технологических отверстий на поверхности модели [4]. В научной среде также обсуждается вариант уничтожения створок, например сжигание или мелкое диспергирование в плотных слоях атмосферы после их отделения от РН [9].

Цель работы — анализ применения вариантов пассивной стабилизации створки ГО РН

с использованием различных комбинаций стабилизирующих конусов.

Проведены эксперименты в дозвуковой аэродинамической трубе по определению балансировочных углов атаки и расчеты в программном пакете ANSYS CFX (номер лицензионного соглашения 339001) [10].

Постановка задачи. Рассмотрена базовая исследуемая модель, представляющая собой створку ГО РН в масштабе 1:100 (рис. 1).

Исследованные ранее аэродинамические характеристики (АДХ) базовой модели приведены в работе [4]. При расчете АДХ базовой модели с применением различных комбинаций стабилизирующих конусов аэродинамические коэффициенты определяли в связанной системе координат $Oxuz$ (см. рис. 1).

При расчете коэффициента продольной силы c_x , коэффициента нормальной силы c_y , коэффициента момента тангажа относительно центра масс $m_{zЦМ}$ и аэродинамического качества $K = c_{ya}/c_{xa}$ (c_{ya} и c_{xa} — коэффициенты подъемной силы и силы лобового сопротивления) за характерную длину принимали длину модели $L = 0,1144$ м, а за характерную площадь — площадь проекции створки на плоскость xOz $S_{xOz} = \pi D^2/4 = 0,000905$ м², где D — диаметр модели.

В качестве средств пассивной стабилизации рассмотрены три модели, представляющие собой полые острый (модель № 1, рис. 2, а) и затупленный (модель № 2, рис. 2, б) пластмассовые конусы и сплошной пенопластовый конус (модель № 3, рис. 2, в), соединенные с базовой моделью гибкой или жесткой связью.

Определение балансировочных углов атаки.

Для нахождения балансировочных углов атаки базовой модели в несжимаемом потоке (при скорости набегающего потока $v_\infty = 25$ м/с) в дозвуковой аэродинамической трубе выполнены эксперименты двух типов: визуализационный (с применением видеокамеры) и измерительный (с использованием датчика угла).

При проведении экспериментов выявлено, что створка обладает двумя балансировочными углами атаки $\alpha_{бал1}$ и $\alpha_{бал2}$, относительно которых происходят колебания. При выведении модели из положения равновесия возможно ее непредсказуемое вращение в плоскости симметрии. Для определения балансировочного угла атаки при визуализационном экспери-

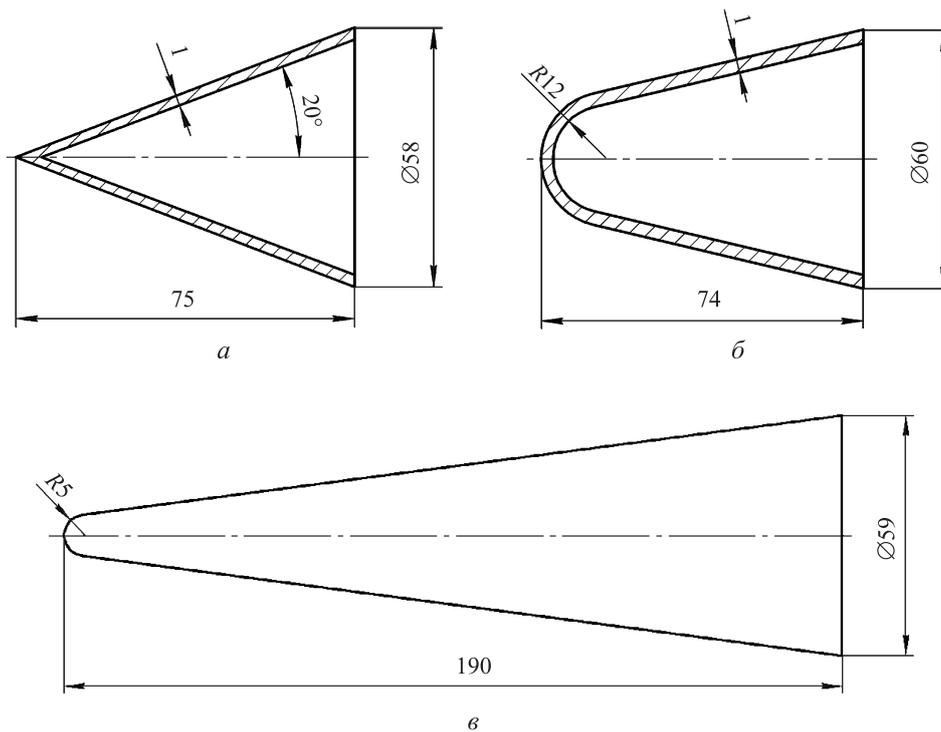


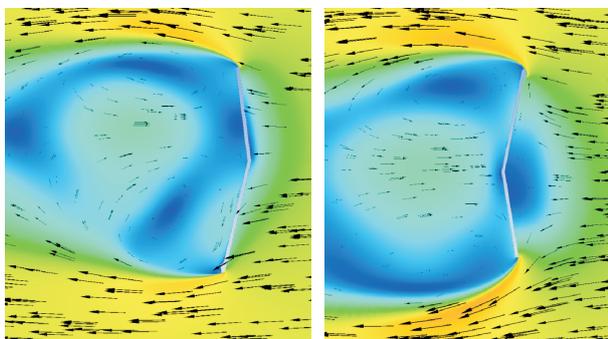
Рис. 2. Схемы первой (а), второй (б) и третьей (в) моделей средств пассивной стабилизации

менте видеозапись преобразовывали в ряд фотографий, которые в дальнейшем обрабатывали. Осреднение амплитудных значений углов



а

б



в

г

Рис. 3. Картины обтекания потоком базовой модели, полученные в аэродинамической трубе (а, б) и в пакете ANSYS CFX (в, г), для балансировочных углов атаки $\alpha_{\text{бал1}}$ (а, в) и $\alpha_{\text{бал2}}$ (б, г)

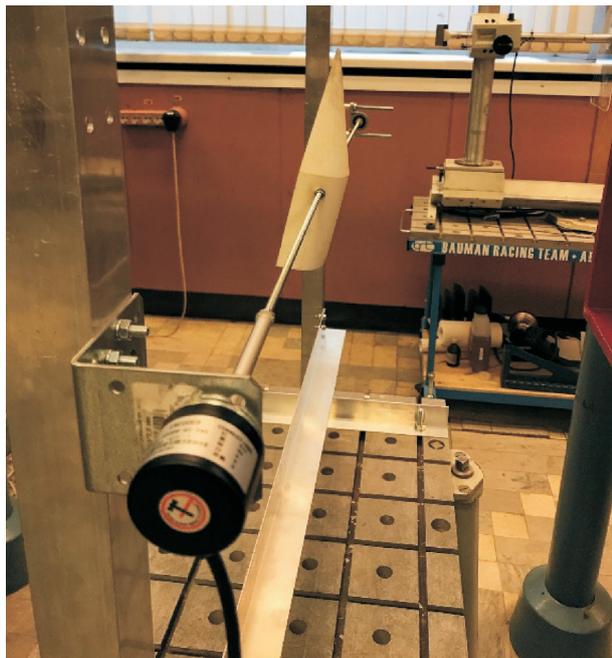
атаки проводили за промежуток времени, соответствующий 20 периодам колебаний.

Установлено, что при балансировочном угле атаки $\alpha_{\text{бал1}}$ период колебаний равен 6...7 кадрам (или 0,25...0,29 с), а частота колебаний — 3,45...4,00 Гц. При угле атаки $\alpha_{\text{бал2}}$ эти параметры составляют соответственно 7...8 кадров (0,29...0,33 с) и 3,03...3,45 Гц. В результате осреднения получены следующие значения: $\alpha_{\text{бал1}} = 84,8^\circ$ и $\alpha_{\text{бал2}} = 259,5^\circ$.

Балансировочные углы атаки базовой модели также рассчитали в пакете ANSYS CFX при параметрах потока, соответствующих экспериментальным: $\alpha_{\text{бал1}} = 83^\circ$ и $\alpha_{\text{бал2}} = 261^\circ$. При сопоставлении результатов расчета и визуализационного эксперимента для углов $\alpha_{\text{бал1}}$ и $\alpha_{\text{бал2}}$ погрешности составили соответственно 2,10 и 0,58 %.

На рис. 3, а, б приведены картины обтекания потоком базовой модели, полученные в аэродинамической трубе путем визуализации линий тока с помощью метода шелковинок, а на рис. 3, в, г — те же картины, построенные в пакете ANSYS CFX.

В измерительном эксперименте балансировочный угол базовой модели определяли с помощью датчика угла — инкрементального энкодера LPD3806-400BM с погрешностью измерения $\Delta = 0,45^\circ$. Датчик устанавливали так, чтобы измерять угол атаки модели в плоскости xOy . Модель закрепляли неподвижно на оси



а



б



в

Рис. 4. Фрагменты подготовки к измерительному эксперименту:

а — модель в рабочей части аэродинамической трубы;
 б — датчик угла; в — закрепление оси вращения в подшипнике

вращения, зафиксированной на валу датчика и в подшипнике КР08 (рис. 4).

В результате проведения эксперимента с помощью датчика угла исследованы колебания модели в окрестности балансировочных углов атаки (рис. 5).

Как следует из рис. 5, при обтекании модели с вогнутой стороны амплитуда колебаний изменяется в диапазоне $5 \dots 27^\circ$ и превышает таковую ($\approx 5^\circ$) при обтекании модели с выпуклой сторо-

ны. Период колебаний вблизи углов $\alpha_{\text{бал1}}$ и $\alpha_{\text{бал2}}$ составляет 0,3 с, частота колебаний — 3,33 Гц.

Балансировочные углы атаки получали осреднением их значений по интервалам времени, на которых происходили колебания модели. В результате установлено, что $\alpha_{\text{бал1}} = 80,5^\circ$ и $\alpha_{\text{бал2}} = 259,0^\circ$. При сравнении результатов эксперимента и численного моделирования погрешности для балансировочных углов атаки $\alpha_{\text{бал1}}$ и $\alpha_{\text{бал2}}$ составили соответственно 3,00 и 0,76 %.

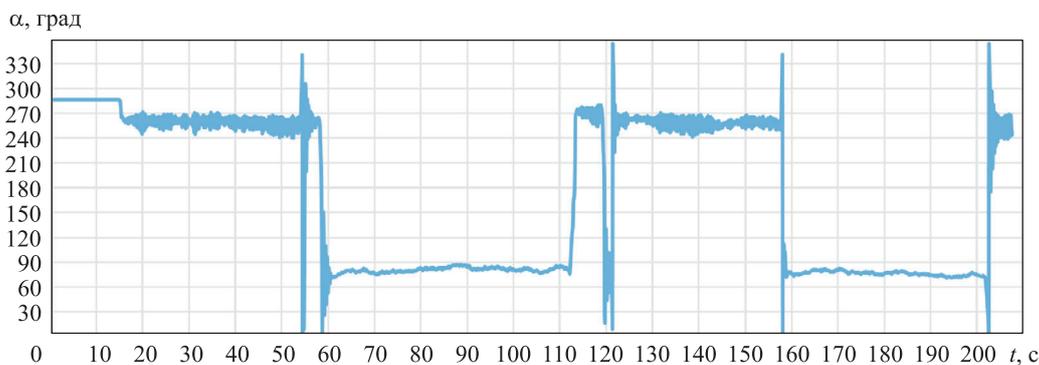


Рис. 5. Зависимость угла атаки α базовой модели от времени t

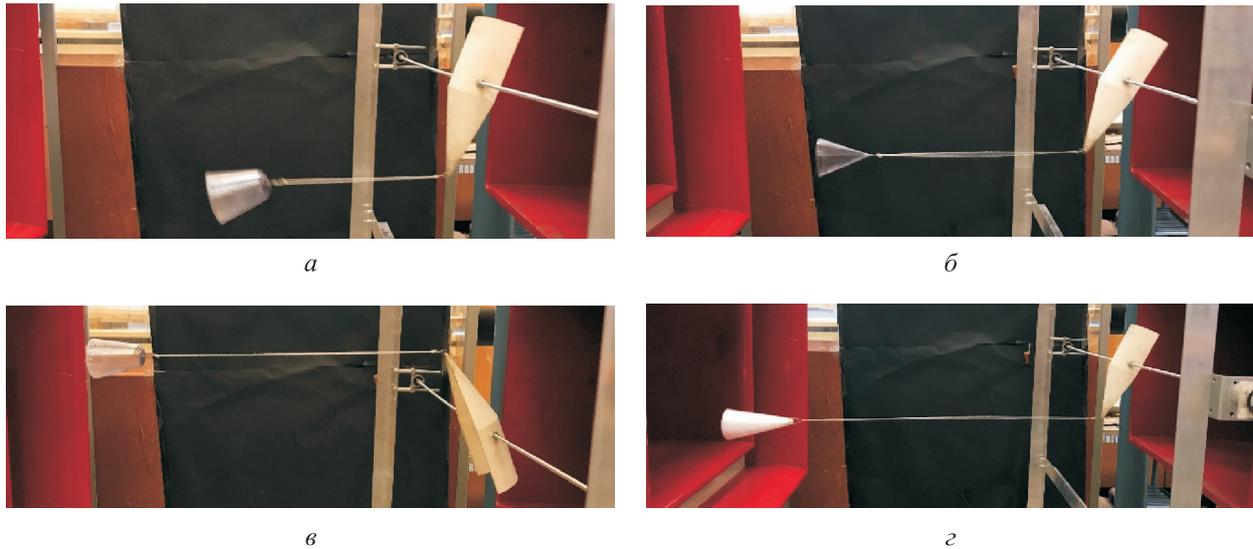


Рис. 6. Модели средств пассивной стабилизации, закрепленные на носовой части модели с помощью нитей длиной L (а), $1,5L$ (б), $2L$ (в), $3L$ (г)

Поскольку погрешности определения балансировочных углов атаки как в визуализационном эксперименте, так и в эксперименте с использованием датчика угла малы ($< 5\%$), можно сделать вывод, что подвесные устройства оказывают незначительное влияние на определение балансировочных углов атаки.

Стабилизация с применением гибкой связи. Рассмотренные модели средств пассивной стабилизации закрепляли на носовой части модели с помощью нити. Длину нити измеряли в характерных длинах модели L (см. рис. 1): L ; $1,5L$; $2L$ и $3L$ (рис. 6).

Таблица 1

Изменение балансировочных углов атаки и аэродинамического качества исследуемых моделей относительно значений базовой модели

Длина нити	Номер модели	$\Delta\alpha_{\text{бал}1}$, град	ΔK_1	$\Delta\alpha_{\text{бал}2}$, град	ΔK_2
1L	1	11	0,149	–	–
	2	25	0,400	–25	0,046
	3	19	0,247	–57	0,194
1,5L	1	–10	0,173	–19	0,358
	2	19	0,273	–18	0,121
	3	24	0,335	–33	0,126
2L	1	15	0,209	–23	0,314
	2	23	0,343	–22	0,159
	3	16	0,218	–29	0,169
3L	1	8	0,079	–19	0,271
	2	5	0,017	–29	0,125
	3	21	0,289	83	0,235

В ходе измерительного эксперимента получены балансировочные углы атаки, для которых с помощью пакета ANSYS CFX было вычислено аэродинамическое качество комбинации модель — стабилизирующий конус. В расчете приняты следующие допущения:

- 1) нить расположена параллельно потоку;
- 2) отсутствуют колебания стабилизирующего конуса (расчет проводился на статической сетке).

Проанализировано изменение балансировочного угла атаки и соответствующего этому углу аэродинамического качества исследуемых стабилизирующих конусов относительно параметров базовой модели. Результаты сравнения приведены в табл. 1 и на рис. 7, где $\Delta\alpha_{\text{бал}i} = \alpha_i - \alpha_{\text{баз}}$ (α_i и $\alpha_{\text{баз}}$ — балансировочный угол атаки i -й комбинации и базовой модели); $\Delta K_i = |K_i| - |K_{\text{баз}}|$ (K_i и $K_{\text{баз}}$ — аэродинамическое качество i -й комбинации и базовой модели).

Как видно из рис. 7, аэродинамическое качество повысилось у всех моделей. Однако при первом балансировочном угле атаки $\alpha_{\text{бал}1}$ наименьшее увеличение качества произошло у модели № 2 с нитью длиной $3L$, а при втором балансировочном угле атаки $\alpha_{\text{бал}2}$ — у модели № 2 с нитью длиной L . Для модели № 1 при длине нити L существует только один балансировочный угол атаки $\alpha_{\text{бал}1}$.

Таким образом, требуемого уменьшения аэродинамического качества при балансировочных углах атаки $\alpha_{\text{бал}1}$ и $\alpha_{\text{бал}2}$ с помощью стабилизирующих конусов добиться не удалось. При этом положительным моментом является то, что наличие в потоке стабилизирующего конуса

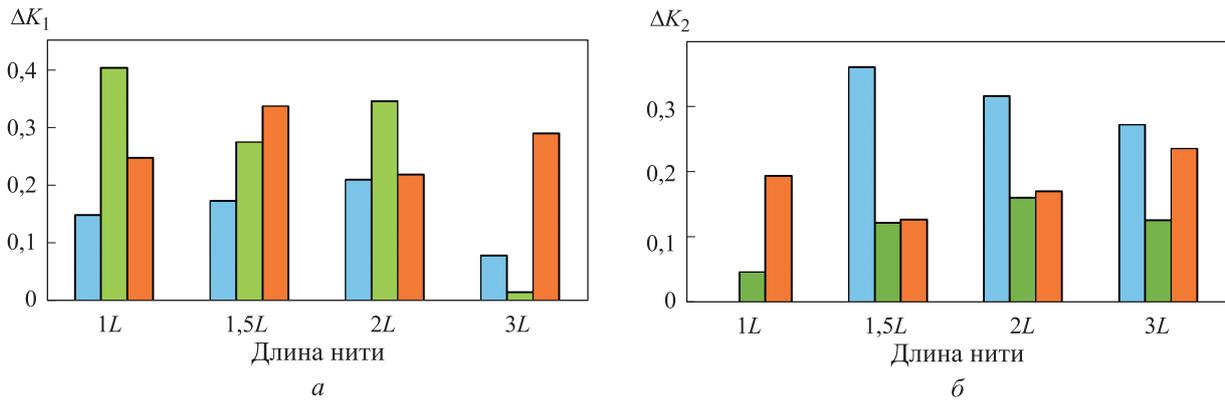


Рис. 7. Гистограммы изменения аэродинамического качества первой (■), второй (■) и третьей (■) моделей при балансировочных углах атаки $\alpha_{бал1}$ (а) и $\alpha_{бал2}$ (б)

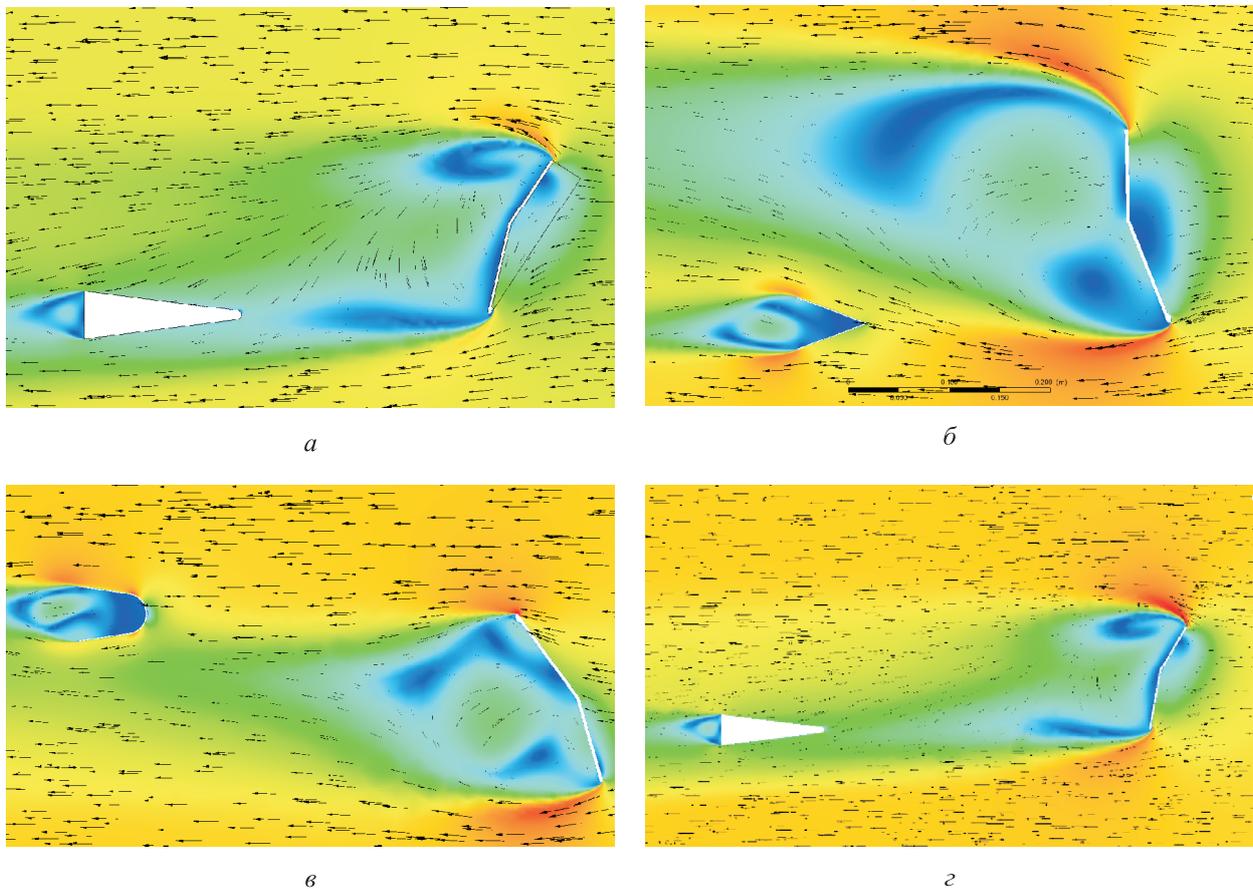


Рис. 8. Картины течения потока при обтекании модели со средствами пассивной стабилизации: а — модель № 3 с нитью длиной 1L; б — модель № 1 с нитью длиной 1,5L; в — модель № 2 с нитью длиной 2L; г — модель № 3 с нитью длиной 3L

исключает непредсказуемое вращение створки при внешних возмущениях. Картины течения потока при наличии в нем средств пассивной стабилизации, полученные в пакете ANSYS CFX, приведены на рис. 8.

Стабилизация с применением жесткой связи. Рассмотрен также вариант жесткого закрепления двух тонкостенных конусов (см. рис. 2, а)

в носовой и кормовой частях модели. Для облегчения конструкции выполнена перфорация на стабилизирующих конусах различной степени $\sigma = S_{отв} / S_{бок} \cdot 100\%$, где $S_{отв}$ — суммарная площадь отверстий перфорации; $S_{бок}$ — площадь боковой поверхности конуса.

Проведены четыре серии экспериментов, в трех из которых конусы располагали по нормали к поверхности модели створки (сборки № 1–3),

Таблица 2

Изменение балансировочных углов атаки и аэродинамического качества исследуемых моделей относительно значений базовой модели

Номер сборки	v , м/с	σ , %	ΔK_1	$\Delta\alpha_{бал}$
1	20	0	0,109	15
2	20	10,8	0,084	4
3	20	18,8	0,068	6
4	20	18,8	-0,037	-3
4	680,59	18,8	-0,182	-10

а в четвертом (сборка № 4) — под небольшим углом к ней $\delta = 80^\circ$ (рис. 9).

В результате экспериментов в аэродинамической трубе с помощью инкрементального энкодера определены балансировочные углы

атаки исследуемых моделей. Для этих углов в программном модуле ANSYS CFX вычислено аэродинамическое качество.

В результате расчета выявлено, что при расположении стабилизирующих конусов под углом $\delta = 80^\circ$ к поверхности створки при дозвуковой скорости набегающего потока наблюдается положительный эффект.

В связи с этим проведен расчет такой конфигурации при сверхзвуковой скорости набегающего потока (при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$). По полученным данным определено уменьшение аэродинамического качества ΔK_1 для балансировочного угла атаки $\alpha_{бал}$. Результаты расчета приведены в табл. 2, где v — скорость набегающего потока, σ — степень перфорации.

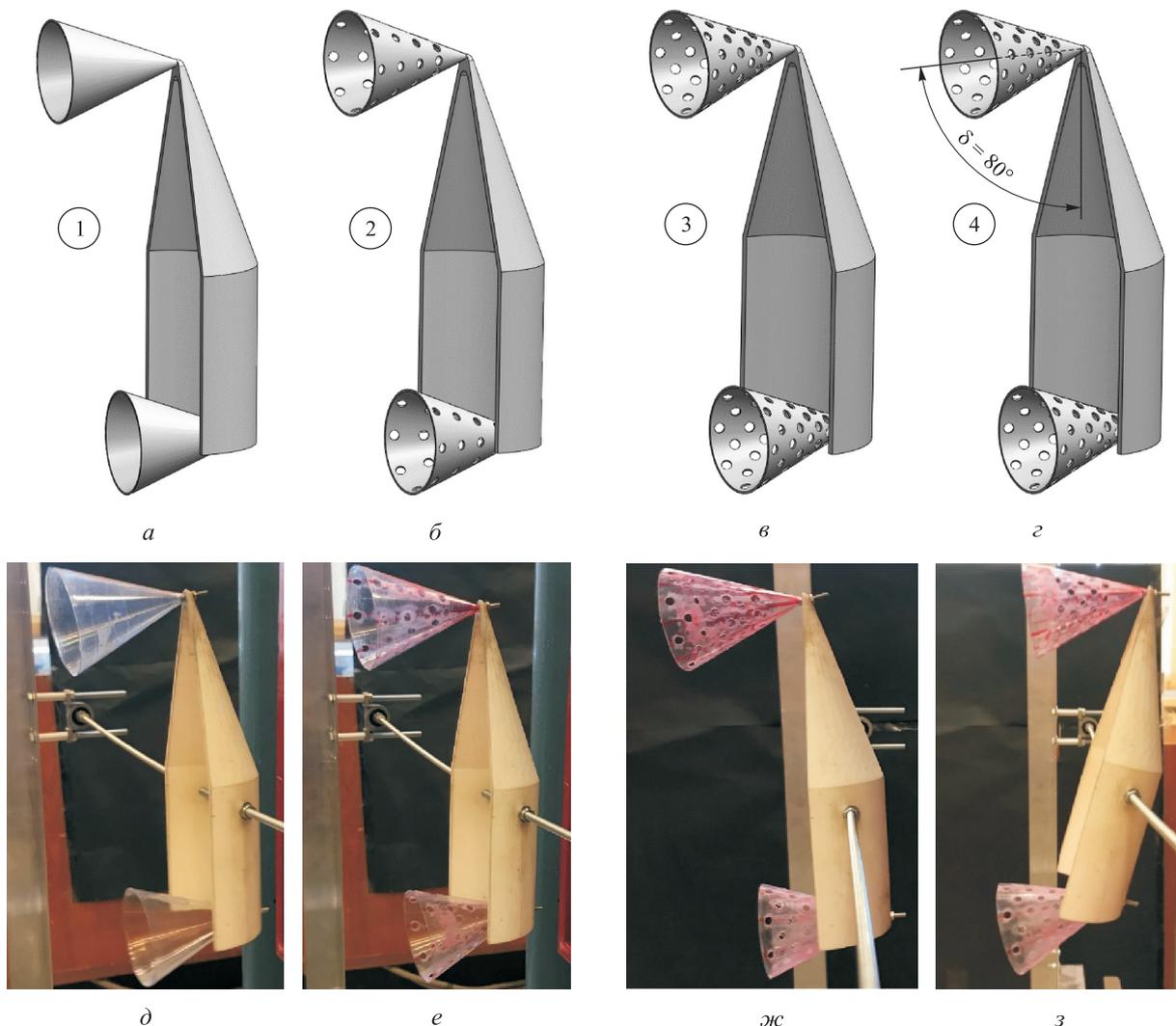


Рис. 9. Сборки исследуемых моделей с жестким закреплением конусов: а-г — 3D-модели; д-з — фотографии исследуемых моделей в аэродинамической трубе при различной степени перфорации:

а, д — $\sigma = 0\%$, б, е — $\sigma = 10,8\%$, в, з, ж, з — $\sigma = 18,8\%$

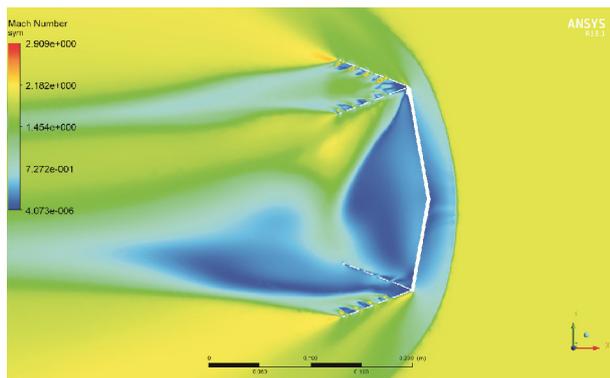


Рис. 10. Расчетное распределение числа Маха в сборке № 4, обтекаемой сверхзвуковым потоком на балансировочном угле атаки

На рис. 10 показано распределение числа Маха при обтекании сборки № 4 сверхзвуковым потоком на балансировочном угле атаки, полученное путем численного расчета в пакете ANSYS CFX.

Выводы

1. Определены АДХ модели створки ГО РН с применением средств пассивной стабилизации, представляющих собой конусы с гибкими

и жесткими связями. При гибкой связи имеются два балансировочных угла атаки, а при жесткой — один. В обоих случаях исключено вращение модели в плоскости симметрии при внешних возмущениях, что наблюдается при отсутствии средств пассивной стабилизации.

2. При наличии перфорированных конусов видоизменяется структура течения потока и уменьшается вихревая зона за моделью (что повышает устойчивость), а также появляется возможность сократить массу конструкции.

3. При дозвуковой скорости набегающего потока аэродинамическое качество можно снизить на 83 % относительно значения базовой модели, а при сверхзвуковой — на 91 %. Однако этот эффект наблюдается только при стабилизации с использованием жесткой связи. Применение средств пассивной стабилизации с гибкой связью не позволяет уменьшить аэродинамическое качество на балансировочных углах атаки.

4. Полученные в результате моделирования АДХ могут быть использованы для расчета траекторий падения створки, а также для разработки методов уменьшения площади районов ее падения.

Литература

- [1] 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.
- [2] Trushlyakov V., Lempert D., Zarko V. The use of thermite-incendiary compositions for burning of fairing of space launch vehicle. *New Trends in Research of Energetic Materials. 18th International Seminar*, 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. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национального исследовательского университета)*, 2016, т. 15, № 1, с. 139–150, doi: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-139-150
- [4] Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Слободянюк Д.М. Расчет аэродинамических характеристик и параметров обтекания створки головного обтекателя ракеты-носителя в пакете ANSYS CFX. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 5. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-5-1766>
- [5] Елисейкин С.А., Подрезов В.А., Полуаршинов А.М., Ширшов Н.В. Проблемные вопросы расчета районов падения отделяющихся частей ракетносителей. *Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского*, 2016, № 655, с. 107–113.
- [6] Давыдович Д.Ю. Анализ существующих подходов к снижению площадей районов падения створок головных обтекателей. *Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли. Сб. тр. конф.*, Омск, 30–31 мая 2016, Омск, ОмГТУ, с. 29–36.
- [7] Иванов П.И., Чижухин В.Н., Юшков В.А., Гвоздев Ю.Н., Мехоношин Ю.Г. *Способ применения парашютной системы для спасения отработанных ступеней ракет-*

- носителей или их частей и спускаемых космических аппаратов. Пат. № 2495802 РФ, бюл. № 29, 2013. 6 с.
- [8] Wiesendanger A. RUAG Reusable payload fairing. 32nd National Space Symposium, Colorado Springs, US, 11–14 April 2016. URL: <https://slideplayer.com/slide/15726077/> (дата обращения 10 апреля 2019).
- [9] Давыдович Д.Ю., Дронь М.М., Жариков К.И., Иордан Ю.В. Сжигание или мелкое диспергирование створок головного обтекателя ракеты-носителя за счет дополнительного подвода тепла при движении на атмосферном участке траектории спуска. «Орбита молодежи» и перспективы развития российской космонавтики. Сб. докл. Всерос. молодежной науч.-практ. конф., Томск, 18–22 сентября 2017, Томск, Изд-во ТПУ, 2017, с. 187–188.
- [10] ANSYS CFX-Solver Theory guide. ANSYS Inc., 2009.

References

- [1] Dyad'kin A.A., Krylov A.N., Lutsenko A.Yu., Mikhaylova M.K., Nazarova D.K. Aerodynamics specifics of thin-walled structure. *Space technique and technologies*, 2016, no. 3(14), pp. 15–25 (in Russ.).
- [2] Trushlyakov V., Lempert D., Zarko V. The use of thermite-incendiary compositions for burning of fairing of space launch vehicle. *New Trends in Research of Energetic Materials. 18th International Seminar*, 2015, vol. 2, pp. 901–904.
- [3] Shatrov Y.T., Baranov D.A., Trushlyakov V.I., Kudentsov V.Y., Sitnikov D.V., Lempert D.B. Technologies of reducing the technological environmental impact of space rocket launches. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2016, vol. 15, no. 1, pp. 139–150, (in Russ.), doi: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-139-150
- [4] Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K., Slobodyanyuk D.M. Computation of aerodynamic characteristics and parameters of flow around the launch vehicle nose fairing half in the ANSYS CFX package. *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2018, iss. 5 (in Russ.). Available at: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-5-1766>
- [5] Eliseykin S.A., Podrezov V.A., Poluarshinov A.M., Shirshov N.V. Problematic issues of calculating the drop areas of separating parts of rocket carriers. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2016, no. 655, pp. 107–113.
- [6] Davydovich D.Yu. Analysis of existing approaches to reducing the areas of falling areas of head fairings. *Problemy razrabotki, izgotovleniya i ehkspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli. Sb. trudov konf.* [Problems of development, manufacture and operation of rocket and space technology and the training of engineering personnel for the aerospace industry. Conference proceedings]. Omsk, 2016, pp. 29–36.
- [7] Ivanov P.I., Chizhukhin V.N., Yushkov V.A., Gvozdev Yu.N., Mekhonoshin Yu.G. *Sposob primeneniya parashyutnoy sistemy dlya spaseniya otrabotannykh stupeney raket-nositeley ili ikh chastey i spuskaemykh kosmicheskikh apparatov* [The method of application of the parachute system for rescuing waste stages of launch vehicles or their parts and launching spacecraft]. Patent RF no. 2495802, 2013. 6 p.
- [8] Wiesendanger A. RUAG Reusable payload fairing. 32nd National Space Symposium, Colorado Springs, US, 11–14 April 2016. Available at: slideplayer.com/slide/15726077/ (accessed 10 April 2019).
- [9] Davydovich D.Yu., Dron' M.M., Zharikov K.I., Iordan Yu.V. Burning or fine dispersion of cusps of the head fairing of the launch vehicle due to additional heat supply when moving on the atmospheric part of the descent trajectory. «Orbita molodezhi» i perspektivy razvitiya rossiyskoy kosmonavtiki. *Sb. dokl. Vseross. molodezhnoy nauch.-prakt. konf.* [“The orbit of youth” and the prospects for the development of Russian cosmonautics. Collection of reports of the All-Russian Youth Scientific and Practical Conference]. Tomsk, 18–22 September 2017, Tomsk, TPU publ., 2017, pp. 187–188.
- [10] ANSYS CFX-Solver Theory guide. ANSYS Inc., 2009.

Информация об авторах

ЛУЦЕНКО Александр Юрьевич — кандидат технических наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: aulutsenko@mail.ru).

НАЗАРОВА Динара Камилевна — ассистент кафедры «Динамика полета ракет и космических аппаратов». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: dknazarova@mail.ru).

СЛОБОДЯНЮК Дмитрий Михайлович — аспирант кафедры «Динамика полета ракет и космических аппаратов». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: slob.dima@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Слободянюк Д.М. Исследование аэродинамических характеристик створки обтекателя ракеты-носителя с применением конических средств пассивной стабилизации. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 7, с. 66–75, doi: 10.18698/0536-1044-2019-7-66-75

Please cite this article in English as:

Lutsenko A.Y., Nazarova D.K., Slobodyanyuk D.M. A Study of the Aerodynamic Characteristics of the Rocket Fairing Door Using Conical Means of Passive Stabilization. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 7, pp. 66–75, doi: 10.18698/0536-1044-2019-7-66-75

Information about the authors

LUTSENKO Aleksandr Yurievich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Space Vehicles. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: aulutsenko@mail.ru).

NAZAROVA Dinara Kamilevna — Teaching Assistant, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Space Vehicles. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: dknazarova@mail.ru).

SLOBODYANYUK Dmitriy Mikhailovich — Postgraduate, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Space Vehicles. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: slob.dima@mail.ru).



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышло в свет 2 издание учебного пособия
Л.П. Мухамедова

«Основы проектирования транспортных космических систем»

Изложены основы проектирования транспортных космических систем с жидкостными ракетными двигателями, предназначенных для доставки полезных грузов на целевые орбиты и траектории назначения, и их составляющих: ракет-носителей и разгонных блоков. Рассмотрено формирование граничных условий решения задач баллистического проектирования. Предложены инженерные методики выбора основных проектных параметров и определения энергомассовых и геометрических характеристик проектируемого изделия в составе ракетного комплекса. Приведены численные примеры решения задач баллистического проектирования транспортных космических систем.

Для студентов старших курсов машиностроительных вузов, а также для специалистов, занимающихся разработкой ракетно-космических систем.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru