

6. П.А.Кузнецов, И.С.Мощев. Расширение динамического диапазона коротковолновых ИК матричных фотоприемных устройств. Прикладная физики, 2017 г., №5, С. 52-58.
7. Д.В.Бородин, Ю.В.Осипов, В.В.Васильев. Микросхема КМОП-фотоприемника видимого диапазона формата 1280×1024 с размером ячейки 13×13 мкм. Прикладная физика, 2016, № 2, С. 76-81. <http://aprlphys.orion-ir.ru/appl-16/16-2/PF-16-2-76.htm>
8. Д.В.Бородин, Ю.В.Осипов, В.В.Васильев. Эффективное использование динамического диапазона КМОП фотоматриц и проблемы его расширения. Вопросы радиоэлектроники. Серия "Техника телевидения", 2016 г., № 4, С. 40-47.
9. В.В.Бурцев, А.И.Лебедев, А.Л.Михайлов и др. Многокадровая протонография - метод исследования быстропротекающих гидродинамических процессов. Физика горения и взрыва, 2011 г., Т.47, № 6, С. 16 - 28.
10. А.Роуз. Зрение человека и электронное зрение. Москва, Изд. "Мир", 1977 г., 216 с.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СПОСОБОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ СТВОРКИ ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

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

МГТУ имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

Рассматриваются аэродинамические характеристики (АДХ) модели створки головного обтекателя с применением средств пассивной стабилизации. Проведены эксперименты в дозвуковой аэродинамической трубе по определению балансировочных углов атаки, на которых численно получены значения аэродинамического качества. Проведено сравнение рассмотренных вариантов стабилизации.

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

Введение. Одной из причин рассеивания точек падения отделяемых конструктивных элементов ракет-носителей (РН), таких как створки головного обтекателя (ГО), является наличие ненулевого аэродинамического качества при балансировочном угле атаки. Это обусловлено тем, что створка имеет форму тонкой изогнутой поверхности с относительно малой массой [1-3], а также отсутствием средств стабилизации. Вследствие этого на Земле выделяют специальные районы падения, размеры которых занимают большую площадь и требуют дорогостоящего обслуживания [4]. Задача поиска средств уменьшения площадей районов падения створок ГО РН очень актуальна [5,6], но в настоящий момент исследована недостаточно.

Для минимизации районов падения створок ГО возможно применение различных парашютных систем:

- 1) воздушно-космическая парашютная система, обеспечивающая ориентированный вход в плотные слои атмосферы, гашение гиперзвуковой скорости, а также снижение теплового нагружения [7];

- 2) парашютная система, состоящая из тормозного парашюта и парашюта-крыла для спасения створок головного обтекателя в воздухе [8];

- 3) парашютная система, состоящая из тормозного парашюта и основного купольного парашюта, предполагающая спасение створок головного обтекателя в море [8].

Помимо парашютных систем возможно применение средств пассивной стабилизации, представляющих 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 [9].

Данная работа посвящена анализу применения вариантов пассивной стабилизации створки ГО РН с использованием различных комбинаций стабилизирующих конусов. Были проведены эксперименты в дозвуковой аэродинамической трубе по определению балансировочных углов атаки и расчёты в пакете ANSYS CFX [10].

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

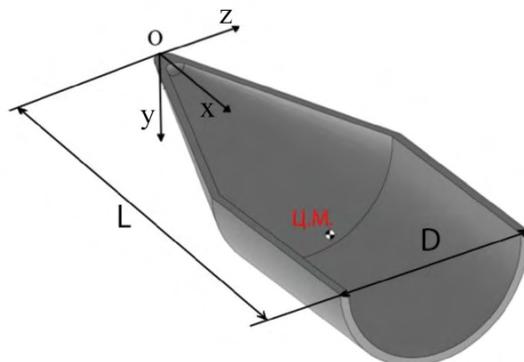


Рисунок 1. Модель створки ГО РН (базовая модель)

АДХ данной модели были исследованы ранее и представлены в [4]. При расчётах аэродинамических характеристик базовой модели с применением различных комбинаций стабилизирующих конусов аэродинамические коэффициенты определялись в связанной системе координат OXYZ (рисунок 1). При расчете коэффициента продольной силы C_x , коэффициента нормальной силы C_y , коэффициента момента тангажа относительно центра масс m_z $_{ц.м.}$ и аэродинамического качества $K=C_{ya}/C_{xa}$ (C_{ya} и C_{xa} – коэффициенты подъемной силы и силы лобового сопротивления) за характерную длину принята длина модели $L = 0,1144$ м, за характерную площадь – площадь проекции створки на плоскость XOZ $S_{xOz} = \pi D^2/4 = 0,000905$ м².

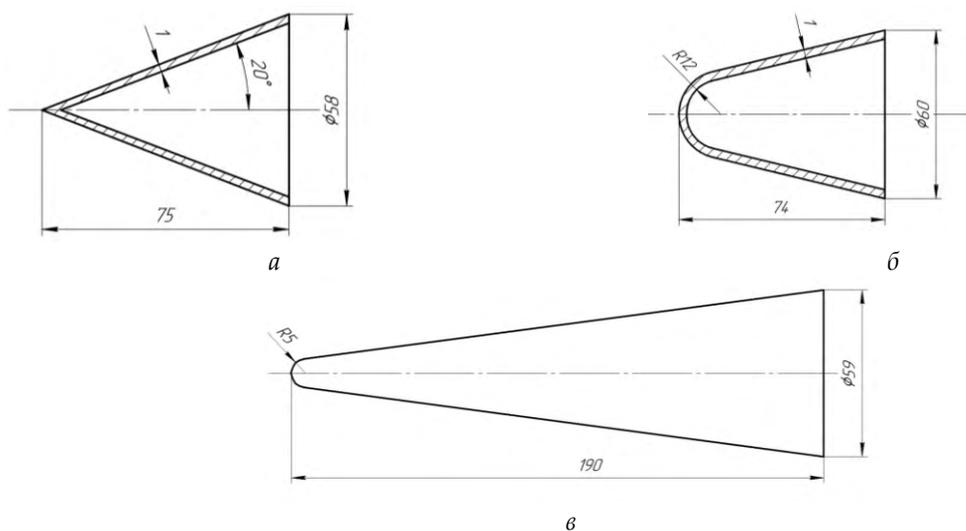


Рисунок 2. Модели средств пассивной стабилизации

В качестве средств пассивной стабилизации рассмотрено три модели, представляющие собой полые пластмассовые конуса: острый (модель №1, рисунок 2, а) и затупленный (модель №2, рисунок 2, б), а также сплошной пенопластовый конус (модель №3, рисунок 2, в), которые соединялись с базовой моделью при помощи гибкой или жёсткой связи.

Определение балансировочных углов атаки. В случае гибкой связи указанные средства пассивной стабилизации закреплялись за носовую часть базовой модели с помощью нити (рисунок 3). Длина нити измерялась в характерных длинах модели L . Результаты расчетов приведены в таблице 1.

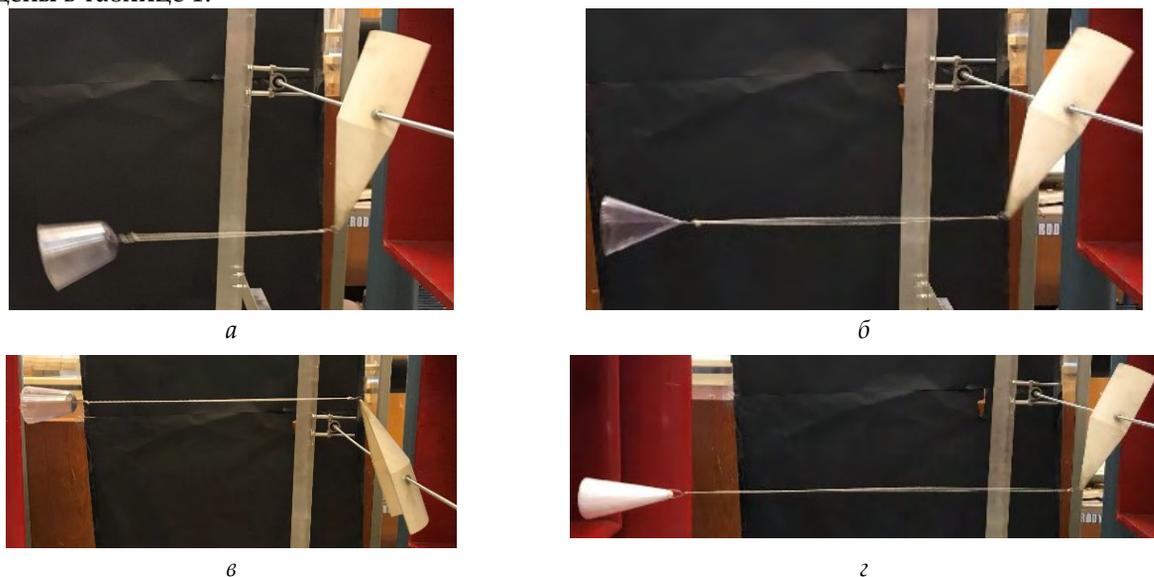


Рисунок 3. Модели средств пассивной стабилизации на нитях длиной: L (а), $1,5L$ (б), $2L$ (в), $3L$ (з)

Таблица 1. Изменение балансировочных углов атаки и аэродинамического качества исследуемых моделей на гибкой связи относительно базовой

Длина нити	Модель	$\Delta\alpha_{бал1}$	ΔK_1	$\Delta\alpha_{бал2}$	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

При стабилизации с применением жесткой связи конуса (рис.2, а) закреплялись неподвижно на вогнутой поверхности створки (рисунок 4). Для облегчения конструкции были рассмотрены варианты с различной степенью перфорации σ стабилизирующих конусов.

$$\sigma = \frac{S_{отв}}{S_{бок}} \cdot 100\%, \quad (1)$$

где $S_{отв}$ – суммарная площадь отверстий, $S_{бок}$ – площадь боковой поверхности конуса.

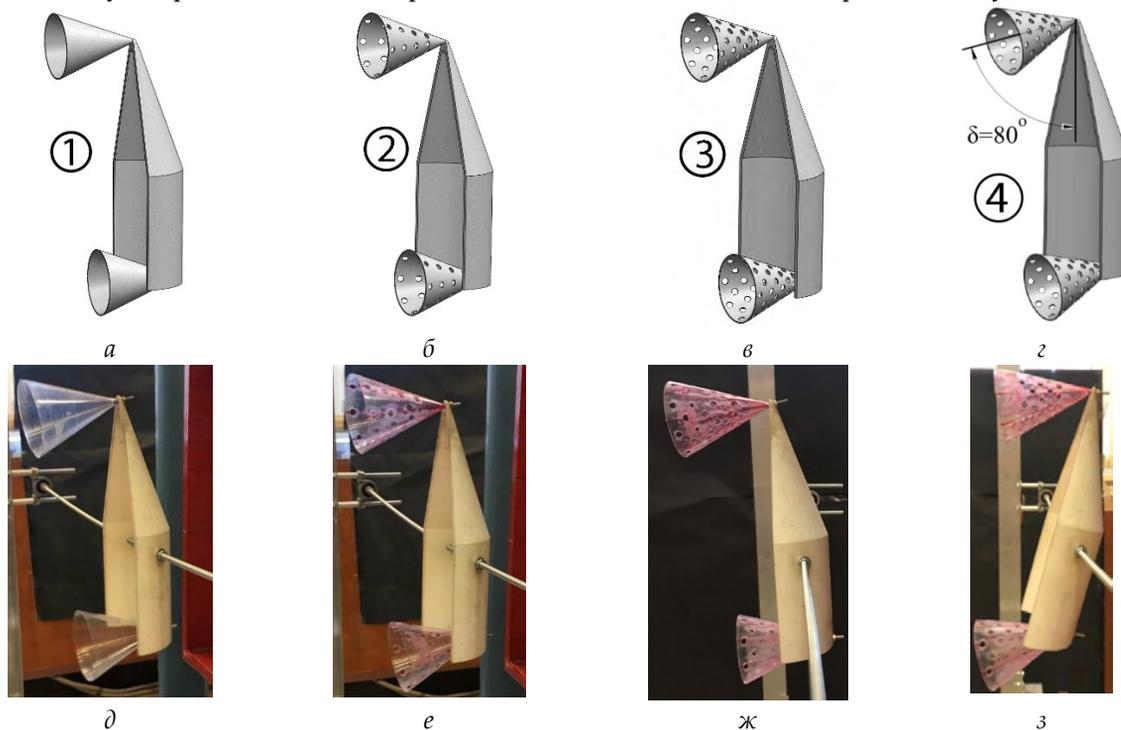


Рисунок 4. Сборки исследуемых моделей с жёстким закреплением конусов; а - г – 3D модели; д - з – фотографии исследуемых моделей в аэродинамической трубе; а, д: $\sigma = 0\%$, б, е: $\sigma = 10,8\%$, в, г, ж, з: $\sigma = 18,8\%$;

С помощью датчика определены балансировочные углы атаки для каждой конфигурации, на которых с помощью модуля ANSYS CFX было вычислено аэродинамическое качество. В результате расчетов было выявлено, что при расположении двух перфорированных ($\sigma=18,8\%$) стабилизирующих конусов на жесткой связи под углом $\delta = 80^\circ$ к поверхности створки при дозвуковом обтекании наблюдается положительный эффект уменьшения аэродинамического качества ($\Delta K=-0,037$) на балансировочном угле атаки, который был подтвержден расчетным путем при сверхзвуковой скорости набегающего потока ($\Delta K=-0,182$) (таблица 2).

Таблица 2. Изменение балансировочных углов атаки и аэродинамического качества исследуемых моделей относительно базовой

№ сборки	V, м/с	σ , %	ΔK_1	$\Delta \alpha_{бал1}$
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

Заклучение

По результатам проделанной работы можно сделать следующие выводы:

- При наличии гибкой связи имеется два балансировочных угла атаки, а при жесткой – один;
- При наличии рассмотренных средств пассивной стабилизации, исключается непредсказуемое вращение модели в плоскости симметрии при внешних возмущениях, что наблюдается при их отсутствии;
- Уменьшение аэродинамического качества на балансировочных углах атаки возможно только при стабилизации с использованием жесткой связи;

Список литературы

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. Королёва (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. <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 ракет-носителей. *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. трудов конф. Омск, 30–31 мая 2016 г.*, с. 29–36.
7. Пат. 2495802 РФ. МПК В 64 G 1/62. Способ применения парашютной системы для спасения отработанных ступеней ракет-носителей или их частей и спускаемых космических аппаратов / Ю.Н. Гвоздев и др. Заявлено 17.03.2011; Опубликовано 20.10.2013, Бюл. № 29. – 6 с
8. Wiesendanger A. RUAG Reusable payload fairing // 32nd National Space Symposium. – Colorado Springs, US. – April 11-14, 2016.
9. Д.Ю. Давыдович, М.М. Дронь, К.И. Жариков, Ю.В. Иордан Сжигание или мелкое диспергирование створок головного обтекателя ракеты-носителя за счет дополнительного подвода тепла при движении на атмосферном участке траектории спуска "Орбита молодёжи" и перспективы развития российской космонавтики: сборник докладов Всероссийской молодёжной научно-практической конференции, г. Томск, 18-22 сентября 2017 г. — Томск : Изд-во ТПУ, 2017. — [С. 187-188].
10. ANSYS CFX-Solver Theory guide. ANSYS Inc., 2009.