

Расчет аэродинамических характеристик и параметров обтекания створки головного обтекателя ракеты-носителя в пакете ANSYS CFX

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

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

Рассмотрены аэродинамические характеристики тонкостенной оболочки, представляющей собой модель створки отделяющегося головного обтекателя типовой ракеты-носителя. Проведено математическое моделирование обтекания модели при транс- и сверхзвуковой скорости набегающего потока, получены аэродинамические коэффициенты, построены зависимости аэродинамических характеристик от угла атаки. Расчетные данные сопоставлены с экспериментальными значениями, получено удовлетворительное совпадение результатов. Исследованы различные варианты пассивной стабилизации створки, проведена сравнительная оценка их эффективности.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, ракета-носитель, отделяемые элементы, головной обтекатель, створка головного обтекателя, моделирование обтекания, ANSYS CFX

Введение. Космические аппараты выводятся на орбиту с помощью ракет-носителей (РН). При выходе из плотных слоев атмосферы срабатывают системы поперечного и продольного деления, головной обтекатель разделяется на две или три створки, которые отделяются от РН и достигают поверхности Земли [1]. В связи с этим выделяют специальные районы падения. Площади таких районов определяются многими факторами, такими как аэродинамические характеристики (АДХ) отделяемых элементов, сезонные изменения плотности атмосферы по высоте, влияние ветра на атмосферном участке траектории автономного полета отделяемого элемента, разброс кинематических параметров относительного движения элементов конструкции при отделении от РН и т. п. Поскольку створки обтекателей после отделения от РН представляют собой тонкие изогнутые оболочки, обладающие высоким аэродинамическим качеством и относительно малой массой [2–4], районы их падения обширны, что требует дорогостоящего обслуживания. Задача уменьшения площадей районов падения обтекателей РН в настоящее время очень актуальна [5].

Большое внимание уделяется отработке систем разделения. Проводятся как комплексные испытания, во время которых подтверждаются полученные расчетным путем основные кинематические параметры [6, 7], так и численные расчеты АДХ [8]. Анализ влияния неопределенности параметров атмосферы и ветра посвящены работы [5, 9–10].

Для оценки площади района падения необходимо знать АДХ отделяемой конструкции в широком диапазоне скоростей, углов атаки и крена. Аэродинамические характеристики можно определить экспериментальным либо расчетным путем. При проведении дорогостоящих экспериментальных исследований возникает проблема учета влияния поддерживающих устройств модели, которые вносят значительные возмущения [11]. Этим недостатком лишены численные методы, позволяющие проводить математическое моделирование в широком диапазоне параметров набегающего потока и конструктивных параметров изделия. Целесообразно использовать совместное решение задач аэродинамики и динамики движения разделяющихся объектов с учетом интерференции между ними, но при таком подходе требуются мощные вычислительные средства [12].

В печати появляются публикации, посвященные АДХ головных обтекателей (ГО) конкретных РН. В работах [2, 13–15] АДХ определены экспериментально, в работах [16–19] — численно. Задача поиска средств уменьшения площадей районов падения створок ГО [20] в настоящий момент исследована мало.

Данная работа посвящена анализу АДХ модели створки РН, полученных путем численного моделирования в пакете ANSYS CFX (номер лицензионного соглашения 339001), а также анализу возможных вариантов аэродинамической стабилизации створки с целью уменьшить площадь района ее падения.

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

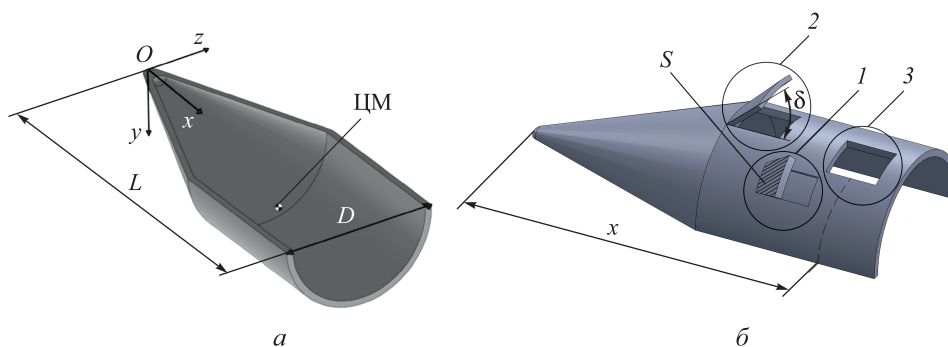


Рис. 1. Модель створки головного обтекателя ракеты-носителя:
а — базовая модель; *б* — исследуемые органы управления (1 — щитки без протоков;
 2 — щитки с протоками; 3 — отверстия)

а также доработанные модели (рис. 1, *б*) с различными средствами пассивной стабилизации. Геометрические характеристики моделей приведены в табл. 1, где использованы следующие обозначения: n — число органов управления; $\bar{x} = x/L$ — безразмерная координата рас-

положения органа управления; $\bar{S} = S/S_{xOz}$ — безразмерная площадь; S — площадь одного органа управления; S_{xOz} — площадь проекции модели на плоскость xOz ; δ — угол наклона щитка к поверхности.

Аэродинамические коэффициенты моделей определены в связанной системе координат $Oxyz$ (см. рис. 1, а). При расчете коэффициента продольной силы c_x , коэффициента нормальной силы c_y , коэффициента момента тангажа относительно центра масс $m_{zЦМ}$ и аэродинамического качества K за характерную длину принята длина модели $L = 0,1144$ м, за характерную площадь — площадь $S_{xOz} = 0,000905$ м².

Таблица 1

Геометрические характеристики исследуемых моделей

Номер модели	Тип органа управления	n	\bar{x}	\bar{S}	δ , град
1	1	9	0,54	0,065	45
2	1	9	0,95	0,065	45
3	1	9	0,77	0,065	45
4	1	9	0,69	0,065	45
5	1	9	0,27	0,043	45
6	2	9	0,54	0,065	45
7	2	9	0,77	0,065	45
8	2	3	0,54	0,166	45
9	2	3	0,54	0,166	-45
10	3	3	0,86	0,170	—
11	3	3	0,66	0,170	—
12	3	1	0,86	0,170	—

Численное моделирование проводилось в пакете ANSYS CFX на основе метода контрольного объема с использованием модели турбулентности SST. Пример расчетной сетки при значении числа Маха $M_\infty = 1,58$ представлен на рис. 2, число ячеек составляло порядка 1,5 млн, использовалась адаптация третьего уровня по градиенту давления [21].

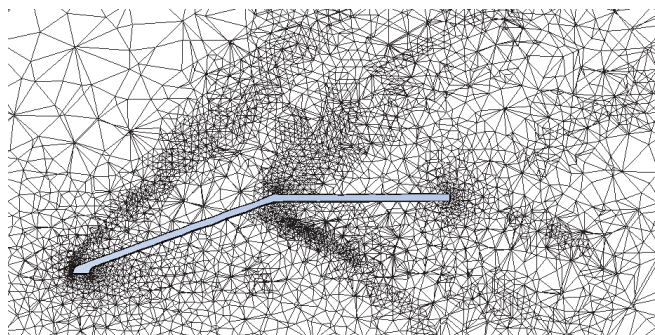


Рис. 2. Пример расчетной сетки для базовой модели при $M_\infty = 1,58$

Первоначально были проведены расчеты АДХ базовой модели при транс- и сверхзвуковой скорости набегающего потока и значениях угла атаки $\alpha = 0 \dots 360^\circ$ с шагом 30° (рис. 3), результаты расчетов сравнивали с экспериментальными данными [2].

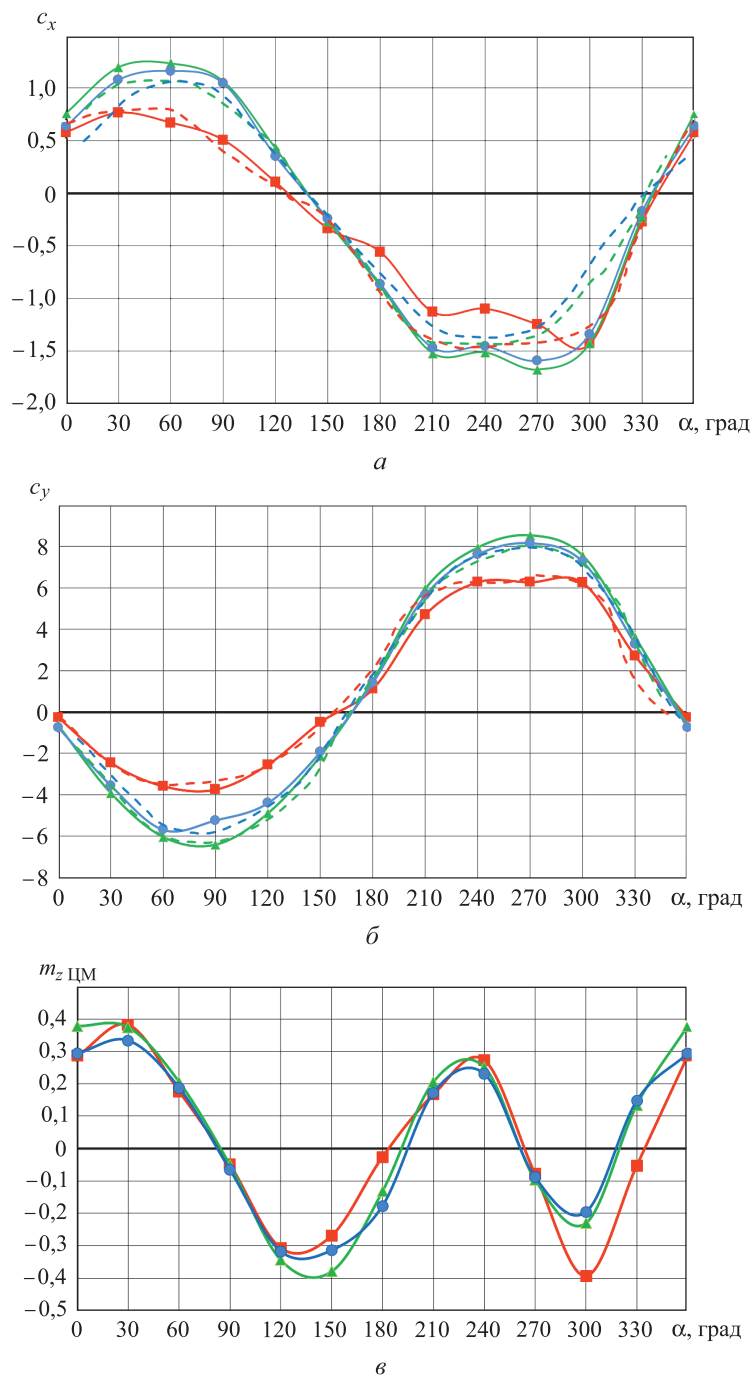


Рис. 3 (начало). Аэродинамические характеристики (а–в) базовой модели: сплошная линия — расчет; пунктирная линия — эксперимент

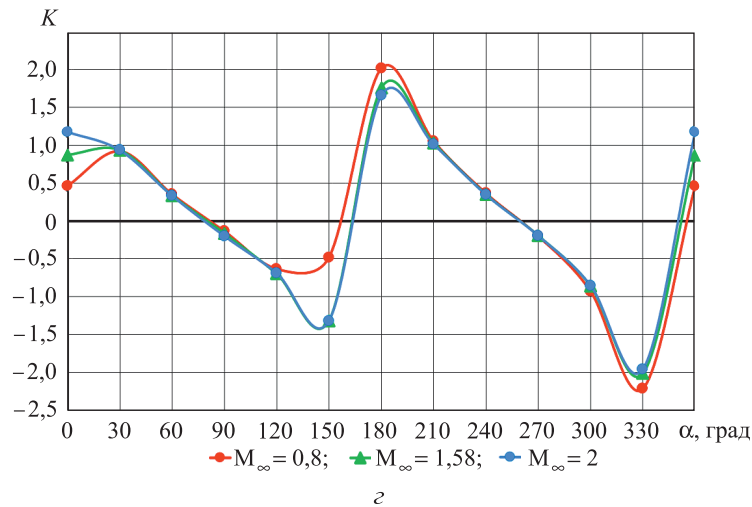


Рис. 3 (окончание). Аэродинамические характеристики (α – z) базовой модели: сплошная линия — расчет; пунктирная линия — эксперимент

При $\alpha > 180^\circ$ (обтекание со стороны вогнутой поверхности) створка является плохообтекаемым телом, поэтому значения коэффициентов продольной и нормальной сил по модулю больше, чем при обтекании со стороны выпуклой поверхности. При $200^\circ < \alpha < 300^\circ$ коэффициенты c_x и c_y изменяются мало, так как в этом диапазоне углов атаки повышенное давление на внутренней поверхности створки практически не меняется.

Наибольшее расхождение экспериментальных и расчетных значений аэродинамических коэффициентов наблюдается при поперечном обтекании оболочки как с вогнутой, так и с выпуклой стороны, что может быть обусловлено наличием развитой отрывной зоны или влиянием поддерживающих устройств в эксперименте.

На рис. 3, в, г приведены важные с точки зрения стабилизации и статической устойчивости характеристики: коэффициент момента тангажа модели относительно центра масс $m_{zЦМ}$ и аэродинамическое качество $K = c_{ya}/c_{xa}$, где c_{ya} , c_{xa} — коэффициенты соответственно подъемной силы и силы лобового сопротивления.

Видно, что модель обладает двумя балансировочными углами атаки $\alpha_{бал1} \approx 85^\circ$ и $\alpha_{бал2} \approx 260^\circ$, которые мало зависят от числа Маха. В положениях при $\alpha_{бал1}$ и $\alpha_{бал2}$ створка имеет ненулевое аэродинамическое качество. Это означает, что на атмосферном участке автономного полета после отделения от РН возможны балансировка створки при одном из двух углов атаки $\alpha_{бал1}$ или $\alpha_{бал2}$ и дальнейший полет с аэродинамическим качеством. Этот факт объясняет большую площадь районов падения тонких оболочек, отделяемых от РН.

Для того чтобы уменьшить эту площадь, необходимо разработать устройство, которое создаст такой управляющий момент, что при уг-

ле атаки $\alpha_{\text{бал}}$ створка будет обладать нулевым аэродинамическим качеством.

Управление АДХ створки ГО. Исследование влияния средств пассивной стабилизации, таких как щитки с протоками, щитки без протоков, отверстия (см. рис. 1, б и табл. 1), было выполнено при значениях $M_\infty = 1,58$ и $\alpha = 0 \dots 360^\circ$.

На рис. 4 приведены зависимости коэффициента момента тангажа модели относительно центра масс и показателя аэродинамического качества от угла атаки α для моделей с девятью щитками без протоков площадью $\bar{S} = 0,065$ каждый, расположенными в различных частях модели.

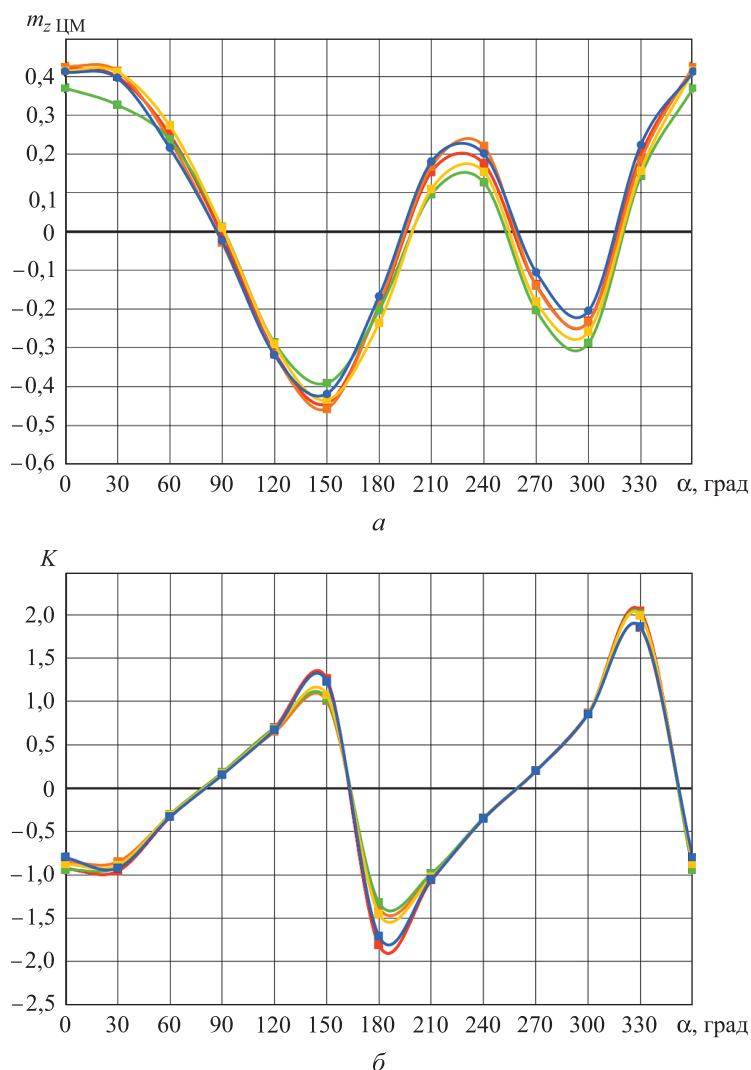


Рис. 4. Аэродинамические характеристики (а, б) моделей створок головного обтекателя с девятью щитками без протоков, расположенных в различных частях модели:
 — базовая модель; — модель 1; — модель 2; — модель 3; — модель 5

Получено, что АДХ моделей створок со щитками без протоков и базовой модели различаются мало. Наибольшие расхождения можно заметить при $\alpha = 180 \dots 300^\circ$, когда внутренняя поверхность щитков расположена против потока. При таком расположении щитки являются плохообтекаемыми телами, и вблизи их поверхностей образуются зоны повышенного давления. Коэффициент момента тангажа также зависит от расположения щитков, так как при изменении их положения изменяется точка приложения управляющей аэродинамической силы (особенно это заметно в точках экстремума кривых). Кривые зависимостей $K(\alpha)$ существенно различаются лишь в окрестности точек экстремума.

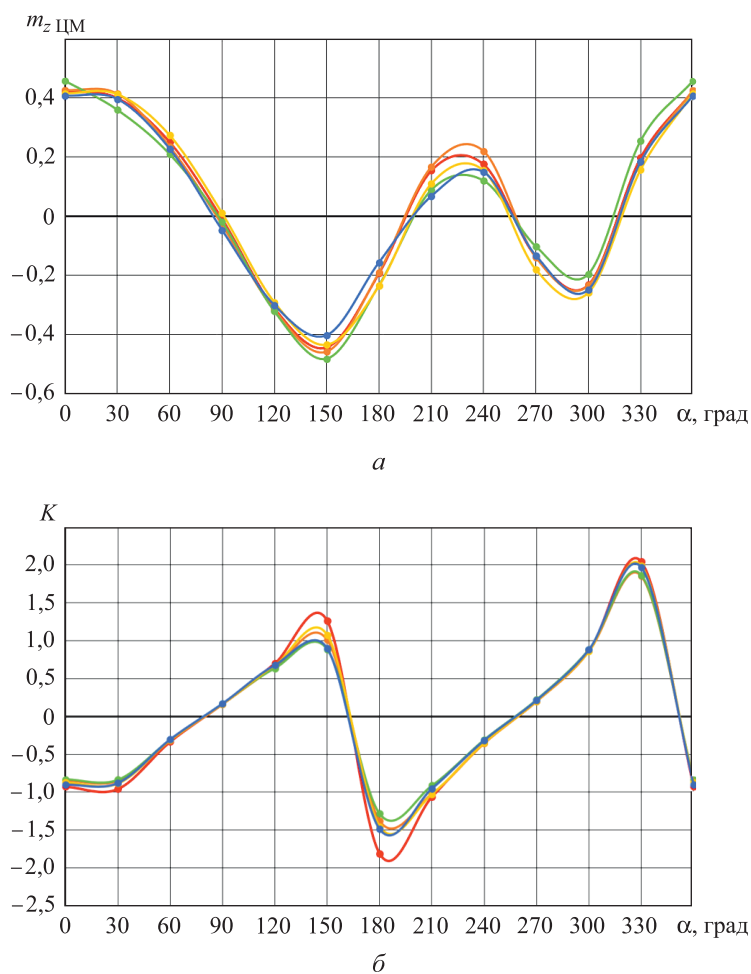


Рис. 5. Аэродинамические характеристики (а, б) моделей створок головного обтекателя с девятью щитками с протоками и без них, расположенными в начале цилиндрической части модели:
 — базовая модель; — модель 1; — модель 3; — модель 6;
 — модель 7

Влияние протоков на АДХ модели при открытии соответствующих щитков показано на рис. 5. При $\alpha = 200\dots 260^\circ$ коэффициент момента тангажа относительно центра масс моделей с протоками меньше, чем аналогичный коэффициент моделей без протоков. При таких α часть массы газа уходит через протоки, давление на наветренной поверхности уменьшается (рис. 6), вследствие чего уменьшаются полная аэродинамическая сила, а также коэффициент момента тангажа относительно центра масс (см. рис. 5, а).

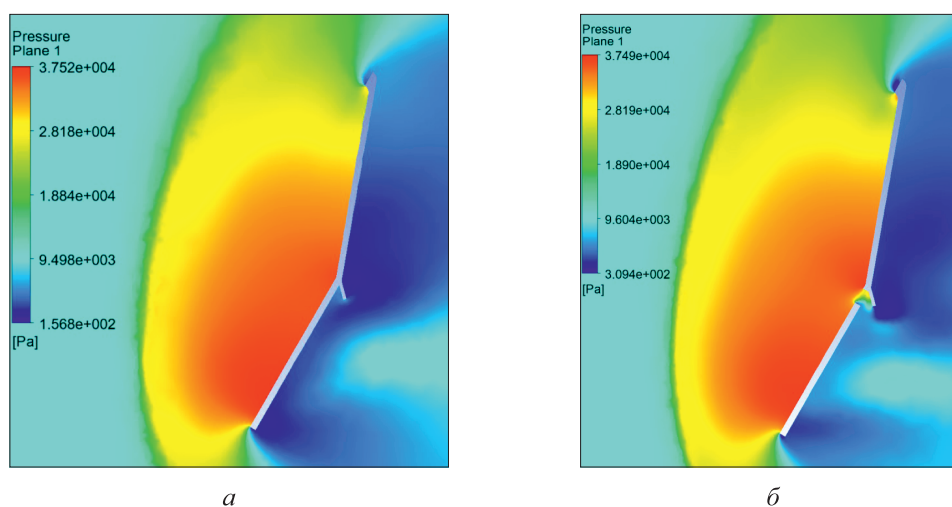


Рис. 6. Распределение давления вблизи модели со щитками без протоков (а) и с протоками (б) при угле атаки $\alpha = 240^\circ$

Влияние направления отклонения щитков на АДХ модели показано на рис. 7. При отклонении щитка во внешнюю сторону ($\delta = 45^\circ$) коэффициент продольной силы оказывается значительно (до 100 %) выше, чем c_x базовой модели и модели со щитками, отклоненными во внутреннюю полость модели (рис. 7, а). Для последнего варианта характерно несущественное влияние щитков на АДХ модели, так как они располагаются в области отрывного течения.

Балансировочные углы атаки у модели с углом отклонения щитка $\delta = -45^\circ$ практически не изменяются по сравнению с балансировочными углами атаки базовой модели и составляют $\alpha_{\text{бал1}} = 89,4^\circ$ и $\alpha_{\text{бал2}} = 260,5^\circ$ (рис. 7, б). Аэродинамическое качество при этих углах также почти не изменяется, однако экстремальные значения $K(\alpha)$ для базовой модели оказываются выше (рис. 7, в).

На рис. 8 показано влияние на АДХ модели створки ГО отверстий, расположенных на цилиндрической части. Рассмотрены три варианта с одинаковой площадью отверстий «в свету», составляющей 17 % площади створки «в плане» (площади проекции на плоскость xOz , см. рис. 1, а).

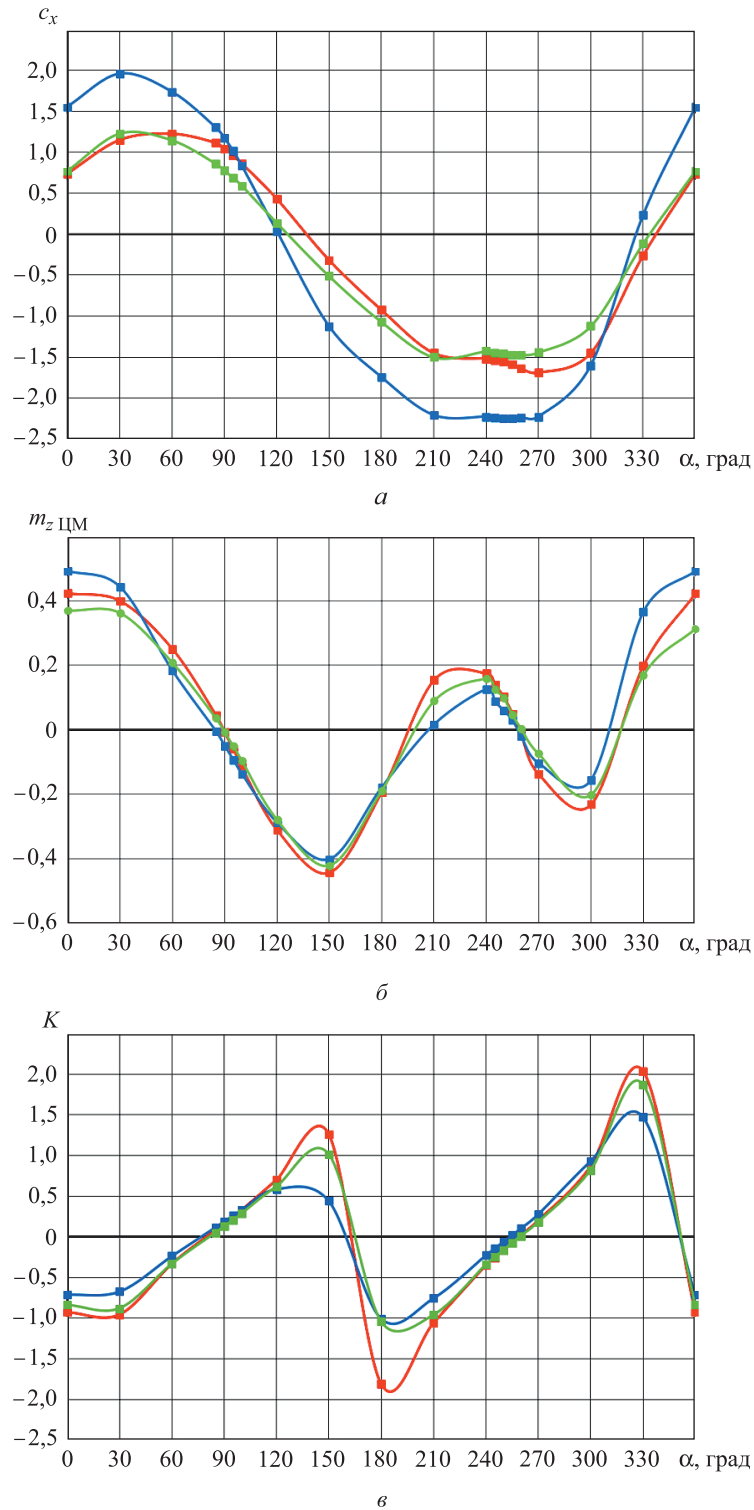


Рис. 7. Аэродинамические характеристики (а–в) моделей створок головного обтекателя с тремя щитками, имеющими протоки:
 —■— базовая модель; —■— модель 8; —■— модель 9

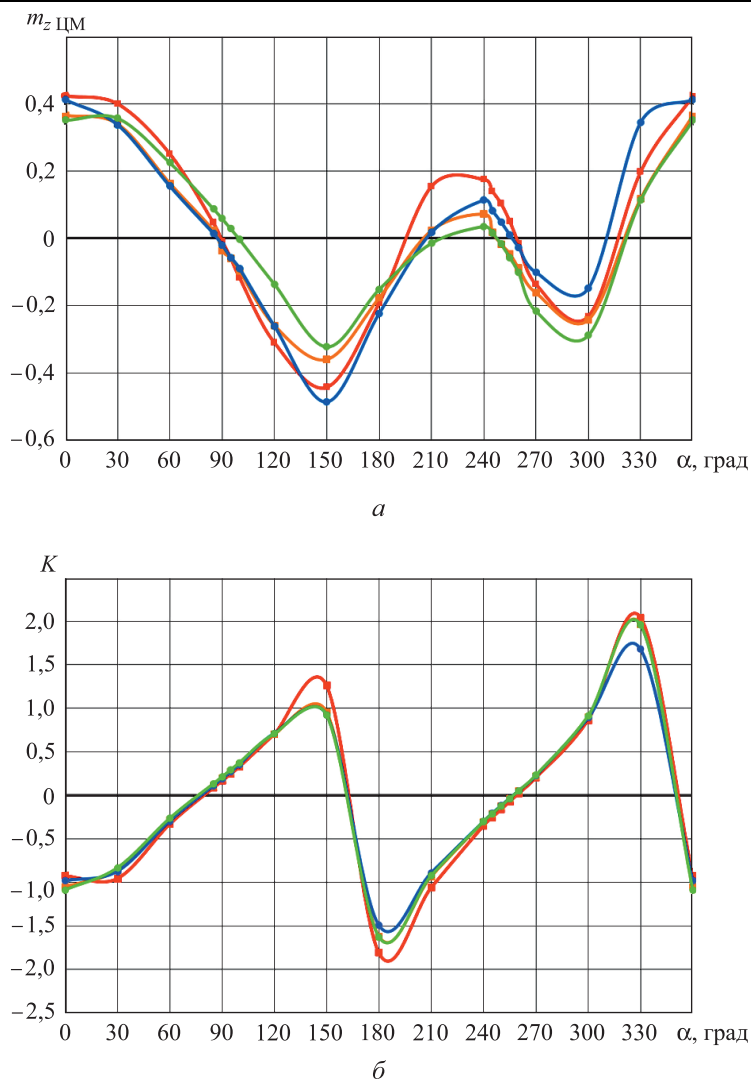


Рис. 8. Аэродинамические характеристики (a , b) моделей с одним и тремя отверстиями, расположенными в разных частях цилиндрической части:

— базовая модель; — модель 10; — модель 11;
— модель 12

Наличие отверстий приводит к массообмену между наветренной и подветренной поверхностями модели. При обтекании створки как с выпуклой, так и с вогнутой стороны практически на всех углах атаки коэффициенты c_x и c_y моделей с отверстиями меньше по модулю, чем АДХ базовой модели. Изменяется также положение балансировочных углов атаки на кривой $m_{z \text{ ЦМ}}(\alpha)$ (рис. 8, a). Аэродинамическое качество створки с отверстиями отличается от качества базовой модели только в окрестности точек экстремума графика $K(\alpha)$ (см. рис. 8, b).

Проанализировано изменение балансировочного угла атаки и соответствующего этому углу аэродинамического качества в зависимости от исследуемой модели по сравнению с базовой. Результаты сравнения приведены в табл. 2 (где $\Delta\alpha = \alpha_i - \alpha_{\text{баз}}$; $\Delta K = |K_i| - |K_{\text{баз}}|$, α_i, K_i — балансировочный угол атаки и соответствующее ему аэродинамическое качество; $\alpha_{\text{баз}}, K_{\text{баз}}$ — аналогичные величины для базовой модели) и представлены в виде гистограмм.

Таблица 2

Балансировочные углы атаки и аэродинамическое качество исследуемых моделей

Номер модели	$\Delta\alpha_1$, град	$\Delta\alpha_2$, град	K_1	K_2	ΔK_1	ΔK_2
1	-2,9	-0,6	0,105	-0,02	-0,045	0,015
2	2	-5,8	0,203	-0,105	0,053	0,1
3	1,9	-4,3	0,185	-0,09	0,035	0,085
4	1,1	-3,3	0,17	-0,065	0,02	0,06
5	-2	0,7	0,11	0,005	-0,04	0
6	-1,3	-2	0,137	-0,015	-0,013	0,01
7	-4,5	-2,1	0,088	-0,03	-0,062	0,025
8	-4,9	-0,8	0,11	0,07	-0,04	0,065
9	0,1	1,7	0,12	-0,025	-0,03	0,02
10	-1,9	-11,5	0,15	-0,17	0	0,165
11	-2,1	-2,5	0,142	-0,015	-0,008	0,01
12	10,2	-11,3	0,365	-0,172	0,215	0,167

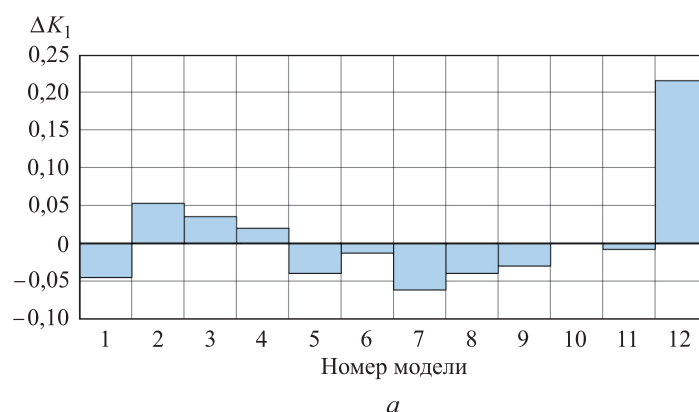


Рис. 9 (начало). Гистограммы (а, б) изменения аэродинамического качества исследуемых моделей

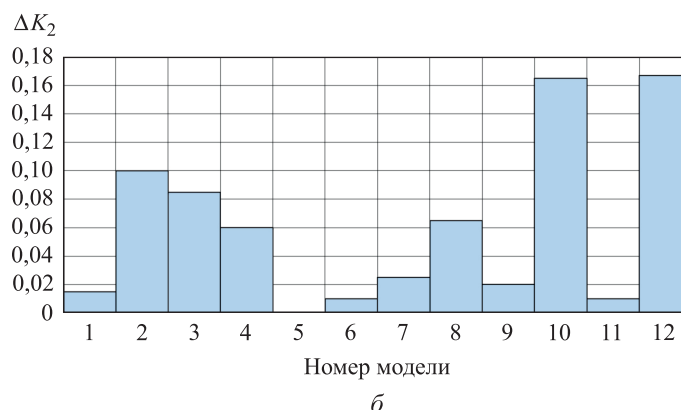


Рис. 9 (окончание). Гистограммы (а, б) изменения аэродинамического качества исследуемых моделей

Как ясно из гистограмм (рис. 9), аэродинамическое качество при балансировочном угле атаки $\alpha_{\text{бал1}}$ уменьшилось у моделей 1, 5–9, 11. Однако для всех моделей, кроме модели 5, характерно увеличение аэродинамического качества, соответствующего балансировочному углу атаки $\alpha_{\text{бал2}}$. Наиболее значительно, на 41 %, аэродинамическое качество при угле атаки $\alpha_{\text{бал1}}$ уменьшилось у модели 7. Также можно отметить модель 5 со щитками без протоков посередине конической поверхности, поскольку ее аэродинамическое качество при угле атаки $\alpha_{\text{бал2}}$ не изменилось, а при угле атаки $\alpha_{\text{бал1}}$ уменьшение аэродинамического качества составило 26,5 %.

Заключение. Таким образом, получены АДХ базовой модели створки отделяющегося ГО РН и проведено их сравнение с экспериментальными данными. Створка имеет два положения устойчивого равновесия, при которых она обладает ненулевым аэродинамическим качеством. Для уменьшения площади районов падения необходимо выбрать средство пассивной стабилизации, которое позволит сместить значения балансировочного угла атаки в сторону меньшего аэродинамического качества. Исследование моделей с применением различных средств пассивной стабилизации показало, что значение K можно уменьшить до 40 %, но этот эффект характерен только для балансировочного угла атаки $\alpha_{\text{бал1}}$.

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

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] 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.
- [3] 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.
- [4] 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
- [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] Кокушкин В.В., Петров Н.К., Борзых С.В., Яськов В.В. Разработка и моделирование процессов отделения крупногабаритных ракетно-космических блоков. *Космическая техника и технологии*, 2013, № 1, с. 44–55.
- [7] Hu H., Wang J., Lu W. Simulation and Analysis of Fairing Jettison from Sounding Rocket. *Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation*, 2008, Series A, vol. 40, no. 4, pp. 237–244.
- [8] Алабова Н.П., Брюханов Н.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н., Симакова Т.В. Роль компьютерного моделирования и физического эксперимента в исследовании аэрогазодинамики ракетно-космических систем в процессе проектирования. *Космическая техника и технологии*, 2014, № 3 (6), с. 14–21.
- [9] Арсеньев В. Н., Булекбаев Д. А. Метод уточнения модельных значений параметров атмосферы для прогнозирования районов падения отделяемых частей ракет-носителей. *Известия высших учебных заведений. Сер. Приборостроение*, 2014, т. 57, № 1, с. 5–10.
- [10] Булекбаев Д.А., Богачев С.А., Кубасов И.Ю., Полуаршинов А.М. Методика определения характеристик районов падения отделяющихся частей ракет-носителей с учетом разрушения отделяющихся частей и оперативных данных о состоянии атмосферы. *Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского*, 2012, № 635, с. 14–17.
- [11] *Машиностроение. Энциклопедия. Ракетно-космическая техника*. Кн. 1. Т. IV–22. Москва, Машиностроение, 2012, с. 275–276.
- [12] Аксенов А.А., Дядькин А.А., Москалев И.В., Петров Н.К., Симакова Т.В. Компьютерное моделирование течения и относительного движения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера в процессе их разделения на участке спуска. *Космическая техника и технологии*, 2015, № 2 (9), с. 39–50.
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] 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
- [16] Коваленко В.В., Кравцов А.Н., Мельничук Т.Ю. Сопротивление конических носовых частей при сверхзвуковом обтекании. *Ученые записки ЦАГИ*, 2011, № 1, с. 31–36.
- [17] Савкина Н.В., Биматов В.И., Христенко Ю.Ф. Расчет обтекания и аэродинамических характеристик острого конуса на основе решения прямой задачи нелинейной аэробаллистики. *Вестник Томского государственного университета*, 2014, № 1 (27), с. 110–116.
- [18] Mahamuni P., Bransali P., Kulkarni A., Parikh Y. Aerodynamic Study of Payload Fairing. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2015, vol. 4, pp. 915–920. DOI: 10.15680/IJRSET.2015.0403018
- [19] 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
- [20] 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.
- [21] *ANSYS CFX-Solver Theory guide*. ANSYS Inc., 2009.

Статья поступила в редакцию 12.03.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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>

Луценко Александр Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Имеет 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, проектирование органов управления полетом. e-mail: dknazarova@mail.ru

Слободянюк Дмитрий Михайлович — студент 6-го курса кафедры «Динамика полета ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: slob.dima@mail.ru

Computation of aerodynamic characteristics and parameters of flow around the launch vehicle nose fairing half in the ANSYS CFX package

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

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article considers aerodynamic characteristics of a thin-walled shell, which is a model of the separating nose fairing half of a typical launch vehicle. Mathematical simulating the flow past the model at the trans- and supersonic speed of the oncoming flow is carried out, aerodynamic coefficients are obtained, the aerodynamic characteristics versus the angle of attack are constructed. The calculated data are compared with the experimental values, a satisfactory coincidence of the results is obtained. Various options of passive stabilization of the fairing half are investigated, a comparative evaluation of their effectiveness is made.

Keywords: aerodynamic characteristics, launch vehicle, separable elements, nose fairing, nose fairing half, fairing simulation, ANSYS CFX

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] Dyadkin A.A., Krylov A.N., Lutsenko A.Yu., Mikhailova M.K., Nazarova D.K. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2016, no. 3 (14), pp. 15–25.
- [3] 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 Publ., 2015, vol. 2, pp. 901–904.
- [4] Shatrov Ya.T., Baranov D.A., Trushlyakov V.I., Kudentsov V.Yu., Sitnikov D.V., Lempert, D.B. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta — Vestnik of the Samara State Aerospace University*, 2016, vol. 15, no. 1, pp. 139–150. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-139-150
- [5] Eliseikin S.A., Podrezov V.A., Poluarshinov A.M., Shirshov N.V. *Trudy Voenno-kosmicheskoy akademii im. A.F. Mozhayskogo — Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2016, no. 655, pp. 107–113.
- [6] Kokushkin V.V., Petrov N.K., Borzykh S.V., Yaskov V.V. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2013, no. 1, pp. 44–55.
- [7] Hu H., Wang J., Lu W. *Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation*, 2008, Series A, vol. 40, no. 4, pp. 237–244.
- [8] Alabova N.P., Bryukhanov N.A., Dyadkin A.A., Krylov A.N., Simakova T.V. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2014, no. 3 (6), pp. 14–21.
- [9] Arsenyev V.N., Bulekbaev D.A. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Instrument Engineering*, 2014, vol. 57, no. 1, pp. 5–10.
- [10] Bulekbaev D.A., Bogachev S.A., Kubasov I. Yu., Poluarshinov A.M. *Trudy Voenno-kosmicheskoy akademii im. A.F. Mozhayskogo — Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2012, no. 635, pp. 14–17.

- [11] *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV–22. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Kn.1* [Mechanical engineering. Encyclopedia. Vol. IV–22. Rocket and space technology. Book 1]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2012, pp. 275–276.
- [12] Aksenov A.A., Dyadkin A.A., Moskalev I.V., Petrov N.K., Simakova T.V. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2015, no. 2 (9), pp. 39–50.
- [13] Dyadkin A.A., Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA — Scientific Herald of the Moscow State Technical University of Civil Aviation*, 2016, no. 223 (1), pp. 45–50.
- [14] Kharitonova A.N., Shakhov V.G. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2012, no. 4 (35), pp. 116–123.
- [15] 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
- [16] Kovalenko V.V., Kravtsov A.N., Melnichuk T.Yu. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2011, no. 1, pp. 31–36.
- [17] Savkina N.V., Bimatov V.I., Khristenko Yu.F. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika — Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*, 2014, no. 1 (27), pp. 110–116.
- [18] Mahamuni P., Bransali P., Kulkarni A., Parikh Y. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2015, vol. 4, pp. 915–920. DOI: 10.15680/IJRSET.2015.0403018
- [19] 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
- [20] Davydovich D.Yu. Analiz sushchestvuyushchikh podkhodov k snizheniu ploshchadey rayonov padeniya stvorok golovnykh obtekateley [Analysis of existing approaches to reducing the areas of drop zones of the nose fairing halves]. *Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli. Sbornik trudov X Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii. Omsk, 30–31 maya 2016 g.* [Problems of development, manufacture and operation of rocket and space technology and training of engineering personnel for the aerospace industry. Proceedings of the X National Scientific conference. Omsk, May 30–31, 2016]. Omsk, 2016, pp. 29–36.
- [21] *ANSYS CFX-Solver Theory guide*, ANSYS Inc. Publ., 2009.

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

Nazarova D.K., post-graduate student, Department of Space Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University. Scientific interests: aerodynamics of jet and separating flows, design of flight control systems. e-mail: dknazarova@mail.ru

Slobodyanuk D.M., 6th year student, Department of Space Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: slob.dima@mail.ru