

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 553.6.011.34

doi: 10.18698/0536-1044-2022-2-65-74

Исследование аэродинамических характеристик различных конструкций крышки люка парашютного контейнера при отделении от возвращаемого аппарата

В.Т. Калугин, А.Ю. Луценко, Д.М. Слободянюк

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Aerodynamic Study of the Parachute Container Hatch Door with Various Design Parameters in its Separation from the Reentry Vehicle

V.T. Kalugin, A.Yu. Lutsenko, D.M. Slobodyanyuk

Bauman Moscow State Technical University

Рассмотрены аэродинамические характеристики крышки люка парашютного контейнера с различными конструктивными особенностями в процессе ее отделения от возвращаемого аппарата. Численные расчеты проведены с использованием динамических сеток в пакете FlowVision. Получены аэродинамические характеристики крышки люка парашютного контейнера при различных конструктивных параметрах. Выявлены случаи, при которых удается избежать столкновения с возвращаемым аппаратом.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, динамическая сетка, возвращаемый аппарат, крышка люка парашютного контейнера, аэродинамическая интерференция, FlowVision

The paper focuses on the aerodynamic characteristics of the parachute container hatch door with various design parameters in its separation from the reentry vehicle. Dynamic meshes in the FlowVision package were used in numerical calculations. Not taking into account the gravitational forces, we obtained the trajectories of movement and the kinematic parameters of the hatch door, as well as its aerodynamic characteristics for various design parameters. The study revealed the cases in which it is possible to avoid collisions with the reentry vehicle.

Keywords: aerodynamic characteristics, dynamic mesh, reentry vehicle, parachute container hatch door, aerodynamic interference, FlowVision

При движении возвращаемого аппарата (ВА) в плотных слоях атмосферы происходит отделение некоторых элементов его конструкции, которые могут быть расположены в донной части

[1, 2], на боковой [3, 4] и лобовой [5, 6] поверхностях ВА.

После отделения такой элемент находится в непосредственной близости от ВА, вследствие

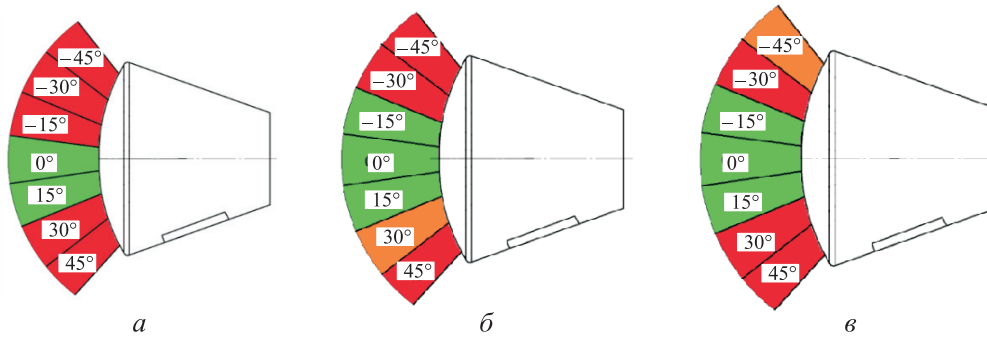


Рис. 1. Результаты отделения КЛПК от ВА при начальной скорости $v_0 = 5$ (а), 10 (б), 15 м/с (в) и различных значениях угла атаки α :

■ — безопасное отделение КЛПК от ВА; ■ — опасно близкое прохождение КЛПК рядом с ВА;
■ — столкновение КЛПК и ВА

чего возникает аэродинамическая интерференция. В связи с этим происходит отклонение аэродинамических характеристик близко расположенных объектов от соответствующих значений в изолированном полете [7–11], что, в свою очередь, может привести к колебаниям и столкновению.

Отделение крышки люка парашютного контейнера (КЛПК) предполагается при движении ВА на балансировочном угле атаки $\alpha = 10...20^\circ$ в зависимости от центровки ВА [4]. Ранее проведенные исследования нестационарных аэродинамических характеристик ВА сегментально-конической формы показывают, что при различных значениях числа Маха набегающего потока ВА обладает свойствами демпфирования и антидемпфирования [12–15].

Отделение КЛПК должно происходить при числе Маха, соответствующем дозвуковому сжимаемому течению потока [4]. При таких параметрах обтекания наблюдаются автоколебания ВА с амплитудой $A_0 = 9^\circ$ [13]. В свя-

зи с этим необходимо исследовать процесс отделения КЛПК в широком диапазоне угла атаки.

Ранее проведенные численные исследования [3, 4] показали, что при некоторых начальных условиях отделения КЛПК, расположенной на боковой поверхности ВА, происходит ее столкновение с корпусом ВА (рис. 1).

Как видно из рис. 1, при угле атаки $\alpha > 15^\circ$ и всех рассмотренных значениях начальной скорости отделения возможно столкновение КЛПК и ВА, что неприемлемо для безопасного возвращения ВА на Землю.

Цель работы — поиск способа безопасного отделения КЛПК от ВА путем изменения ее конструкции, влияющей на аэродинамику и параметры обтекания.

Постановка задачи. ВА представляет собой тело вращения сегментально-конической формы, а базовый вариант КЛПК — элемент боковой поверхности ВА (рис. 2).

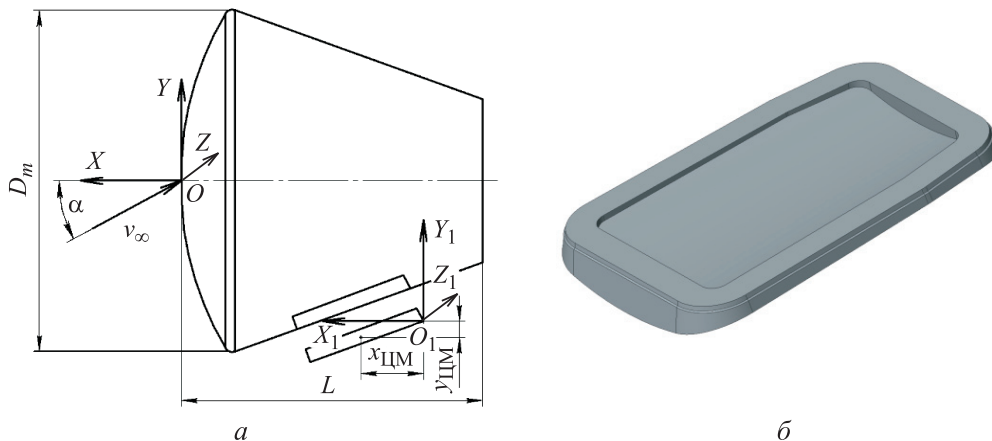


Рис. 2. Схема ВА и КЛПК с (а) и внешний вид базового варианта КЛПК (б):

v_∞ — скорость набегающего потока; $x_{цм}$ и $y_{цм}$ — расстояния от начала координат O_1 системы координат $O_1X_1Y_1Z_1$ до центра масс КЛПК вдоль осей O_1X_1 и O_1Y_1

Аэродинамические характеристики КЛПК определяются в связанной системе координат $O_1X_1Y_1Z_1$ с началом в точке O_1 , расположенной в плоскости симметрии на задней кромке внешней поверхности КЛПК.

При расчете коэффициентов продольной C_x и нормальной C_y сил, а также коэффициентов момента тангажа относительно центра масс (ЦМ) КЛПК m_z за характерные длину и площадь приняты длина модели ВА $L = 0,85D_m$ и площадь миделя $S_m = \pi D_m^2/4$, где D_m — диаметр миделя ВА. Число Маха набегающего потока при разделении $M_\infty = 0,6$. Угол атаки α , отсчитываемый от оси OX в системе координат $OXYZ$, выбран равным 30° .

Параметры атмосферы соответствуют таковым на высоте $H = 5000$ м. КЛПК приводят в

движение толкатели, усилие которых направлено по нормали к боковой поверхности ВА и соответствует начальной скорости отделения крышки $v_0 = 15$ м/с.

Массо-центровочные и инерционные характеристики КЛПК заданы в системе координат $O_1X_1Y_1Z_1$ без учета действия силы тяжести. Численное моделирование проведено в пакете FlowVision методом конечных объемов с применением динамических сеток. Течение вязкого сжимаемого газа смоделировано с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса и SST-модели турбулентности. В расчетах использованы неявная численная схема второго порядка точности. Расчетная область представляет собой куб со стороной $40D_m$. Число ячеек — около 4 млн.

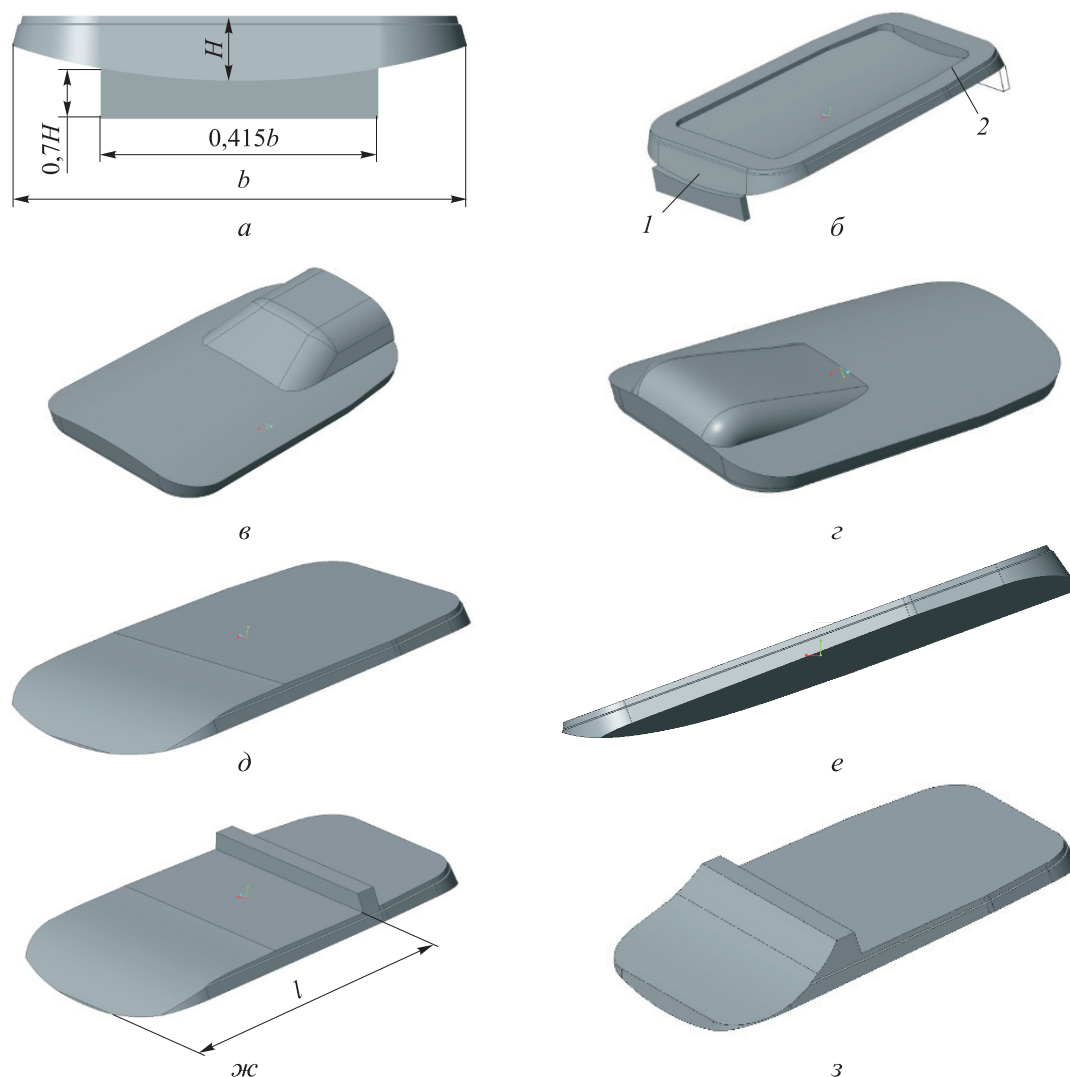


Рис. 3. Внешний вид вариантов конструктивного исполнения КЛПК:

a, б — со щитками; *в, з* — с напльвами; *д и е* — со спрофилированными внутренней и внешней передними кромками; *ж* — со спрофилированной передней кромкой и щитком; *з* — с небольшой гладкой выемкой перед щитком

Рассмотрены следующие варианты конструктивного исполнения КЛПК:

- со щитками шириной $0,415b$ (рис. 3, а, б), установленными в передней 1 и задней 2 частях (рис. 3, б); b — ширина КЛПК;
- с наплывами (рис. 3, в, з);
- со спрофилированными внутренней (рис. 3, д) и внешней (рис. 3, е) передними кромками;
- со спрофилированной передней кромкой и прямым щитком высотой $h = 1/2H$ (рис. 3, ж), установленным на расстоянии $l = 1/3L$ или $l = 2/3L$ от передней кромки (H и L — толщина и длина КЛПК);

- с небольшой гладкой выемкой, созданной перед щитком на расстоянии $l = 1/3L$ от передней кромки (рис. 3, з).

Предполагалось, что при изменении конструктивных параметров массо-центровочные и инерционные характеристики КЛПК остаются неизменными.

Результаты расчетов. При моделировании отделения базового варианта КЛПК с начальными условиями, указанными ранее, возникает столкновение с ВА. Анализ структур течения потока в различные моменты времени показал, что основной причиной столкновения КЛПК

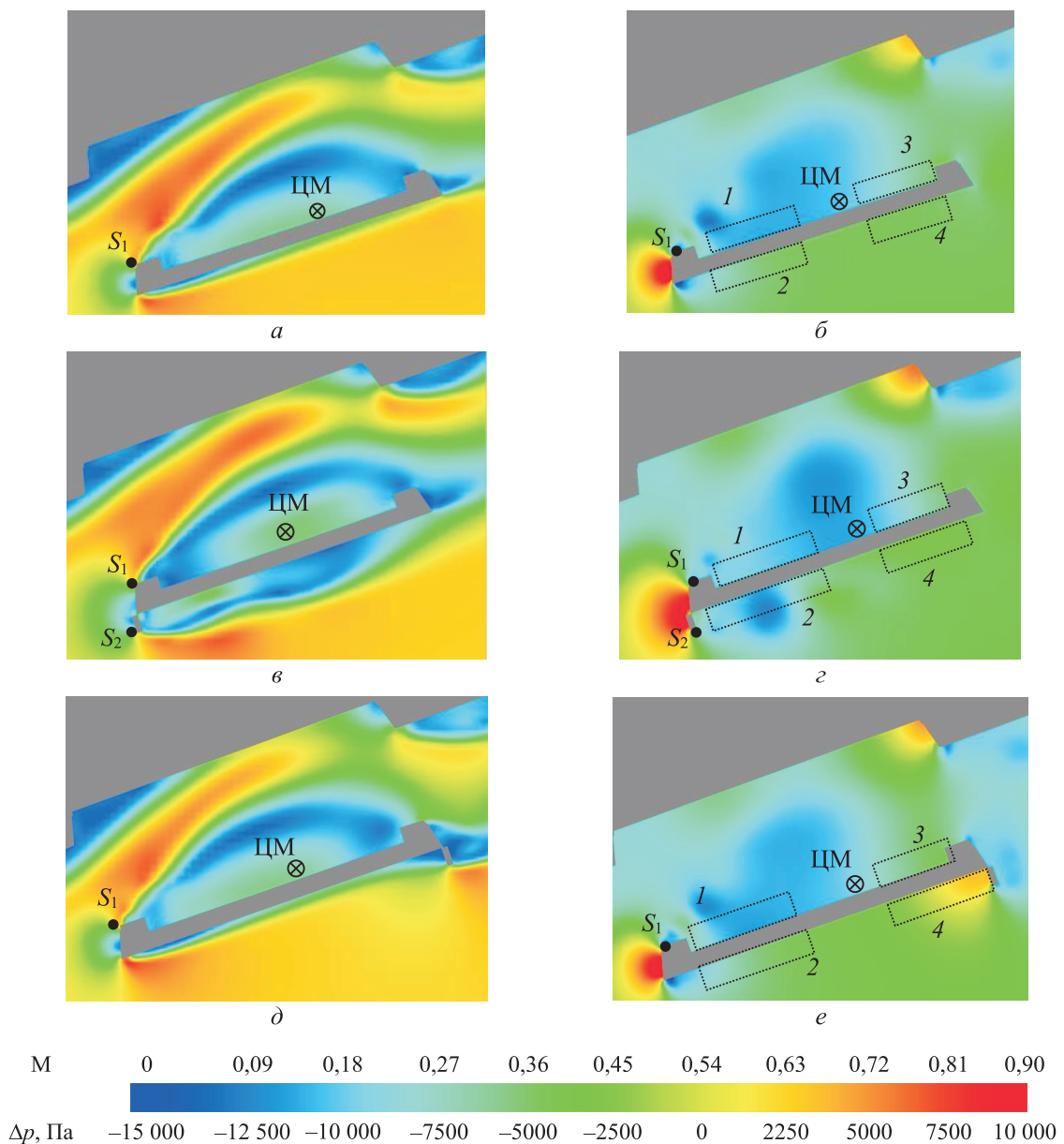


Рис. 4. Поля числа Маха M (а, в, д) и избыточного давления Δp (б, з, е) КЛПК базового варианта (а, б), со щитком в передней (в, з) и задней (д, е) частях при ее отделении от ВА

с ВА является разрежение в отрывной области на внутренней поверхности КЛПК со стороны ВА (рис. 4, б).

Возникающий отрыв потока в точке S_1 (рис. 4, а) вызывает снижение давления в области 1 по сравнению со значением в области 2 (рис. 4, б). Разница давлений в областях 1 и 2 приводит к возникновению силы, направленной вверх. Ближе к задней части КЛПК давление в области 3 несколько повышается, поэтому разница давлений в областях 3 и 4 меньше, чем в областях 1 и 2. В результате таких особенностей обтекания КЛПК возникает аэродинамический момент, стремящийся ее развернуть по ходу часовой стрелки, что в дальнейшем приводит к столкновению с поверхностью ВА.

Для предотвращения столкновения при таких начальных условиях отделения предлагается поменять знак аэродинамического момента тангажа, изменив распределение давления по поверхности КЛПК путем внесения некоторых конструктивных изменений. Установка щитков на внешней поверхности КЛПК в передней и задней частях приводит к изменению структур течения потока в этой области.

Как видно из рис. 4, в, при расположении щитка на внешней поверхности в передней части КЛПК (см. рис. 3, б) помимо отрыва потока, возникающего в точке S_1 , происходит отрыв в точке S_2 . Давление в области 2 (рис. 4, г) снижается, а следовательно, и разница давлений в областях 1 и 2. Вследствие такого перераспределения давления возникает момент, стремящийся развернуть КЛПК против хода часовой стрелки.

Требуемый знак момента тангажа также можно получить при установке такого щитка в задней части КЛПК (см. рис. 3, б). В результате установки щитка перед его поверхностью

структура течения потока становится аналогичной таковой при дозвуковом обтекании прямого уступа (рис. 4, д), образуется отрывная зона с повышенным давлением в области 4 (рис. 4, е). Разница давлений в областях 3 и 4 больше, чем в областях 1 и 2, вследствие чего возникает отрицательный момент тангажа.

Как видно из графических зависимостей аэродинамических характеристик КЛПК — коэффициентов продольной C_x , нормальной C_y сил и момента тангажа относительно ЦМ m_z — от времени t (рис. 5), наличие щитка (при $t = 0,025$ с) приводит к смене знака момента тангажа при его расположении как в передней, так и задней части КЛПК. Причем в первом случае немного увеличивается по модулю коэффициент нормальной силы, во втором — коэффициент продольной силы.

При создании наплывов на внешней поверхности КЛПК изменение структуры течения потока не приводит к возникновению требуемого момента тангажа, и происходит столкновение КЛПК с ВА.

Наличие наплыва в передней части КЛПК (см. рис. 3, г) способствует разгону потока на его поверхности (рис. 6, а), в результате чего возникает разрежение в области 1 (рис. 6, б). Так как на внутренней поверхности КЛПК в области отрывного течения потока давление снижено, области пониженного давления на внутренней и внешней поверхностях компенсируют друг друга, вследствие чего не удастся создать требуемый момент тангажа.

При расположении наплыва в задней части КЛПК (см. рис. 3, в) перед ним происходит разворот потока с локальным повышением давления в области 2 (рис. 6, г). Так как эта область находится вблизи ЦМ КЛПК, плечо силы, воз-

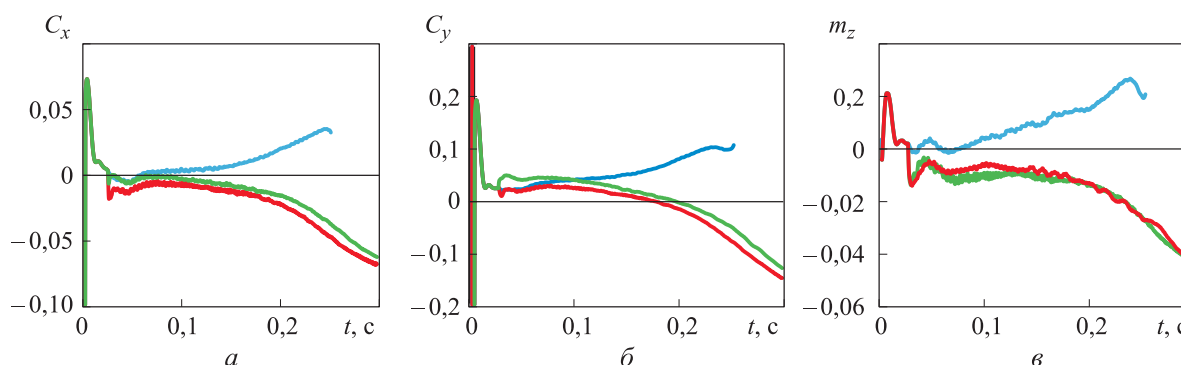


Рис. 5. Зависимости аэродинамических характеристик КЛПК базового варианта (—), со щитком в передней (—) и задней (—) частях от времени t при ее отделении от ВА:

а и б — коэффициентов продольной C_x и нормальной C_y сил; в — момента тангажа относительно ЦМ m_z

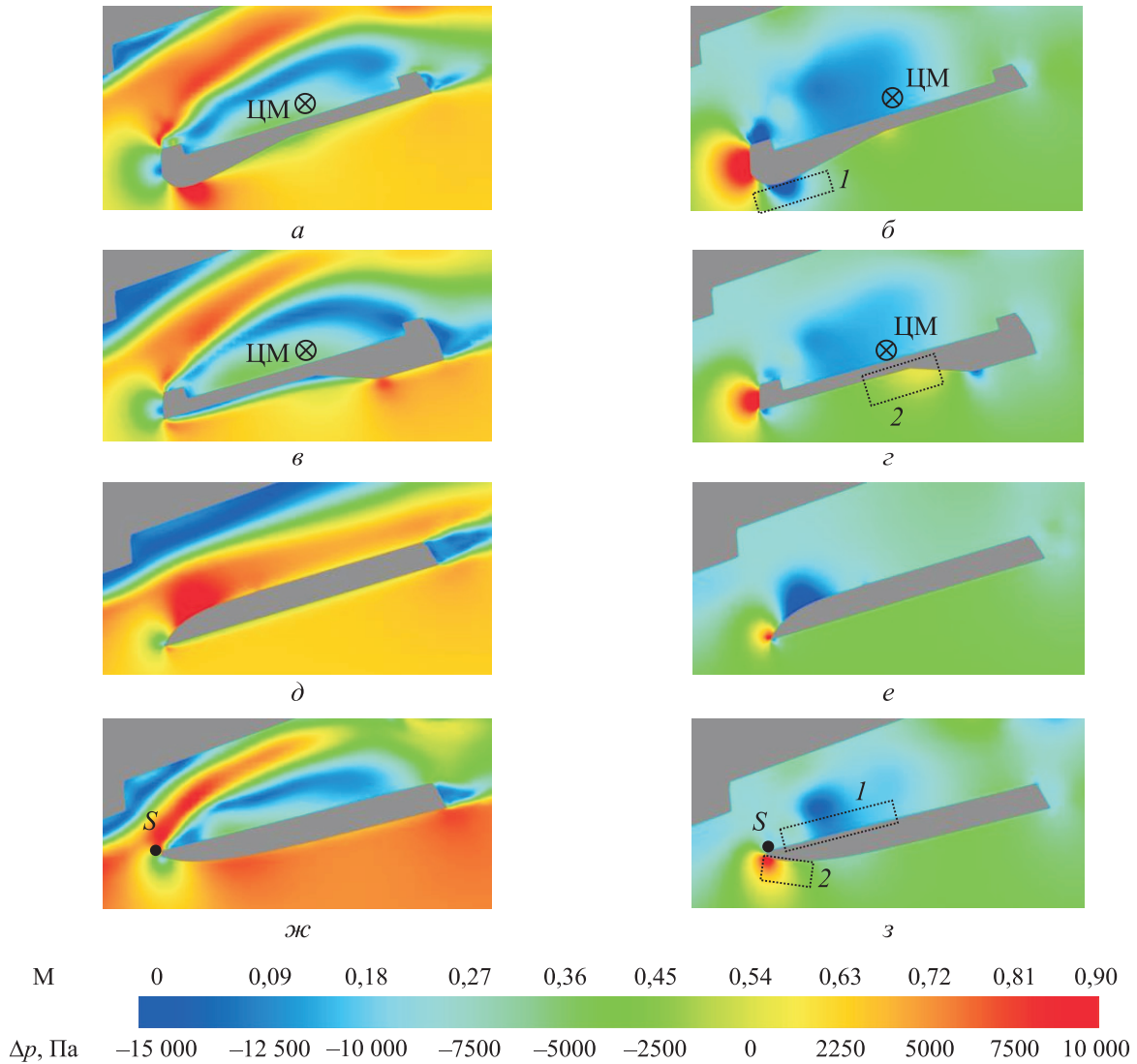


Рис. 6. Поля числа Маха M (а, в, д, ж) и избыточного давления Δp (б, г, е, з) КЛПК с наплывом в передней (а, б) и задней (в, г) частях, с внутренней (д, е) и внешней (ж, з) профилированными передними кромками при ее отделении от ВА

никшей благодаря разнице давлений на внутренней и внешней поверхностях крышки КЛПК, мало. В результате не удается создать требуемый момент тангажа для поворота КЛПК против хода часовой стрелки.

Профилирование внутренней передней части крышки (см. рис. 3, д) может ликвидировать отрыв потока в данной области (рис 6, д). В этом случае давление падает сильнее, но распространяется на меньшую область КЛПК, чем при отрывном обтекании (рис. 6, е). Тем не менее, такое изменение структуры течения потока также не приводит к созданию момента тангажа, требуемого для исключения столкновения КЛПК с ВА.

Суть профилирования внешней передней кромки КЛПК (см. рис. 3, ж) состоит в том,

чтобы понизить давление, разогнав поток. Однако после отделения КЛПК от ВА угол атаки становится положительным, в результате чего наблюдается противоположный эффект.

В случае обтекания КЛПК с профилированной внешней передней кромкой при положительном угле атаки на ее внутренней поверхности возникает отрыв потока в точке S (рис. 6, ж) с пониженным давлением в области 1 (рис. 6, з), а на передней кромке — область повышенного давления 2, в результате чего знак момента тангажа положительный.

При профилировании внутренней поверхности КЛПК с установкой плоского щитка (см. рис. 3, з) наблюдается торможение потока перед ним (рис. 7, а, в) с образованием зоны локального повышенного давления 1 (рис. 7, б, г).

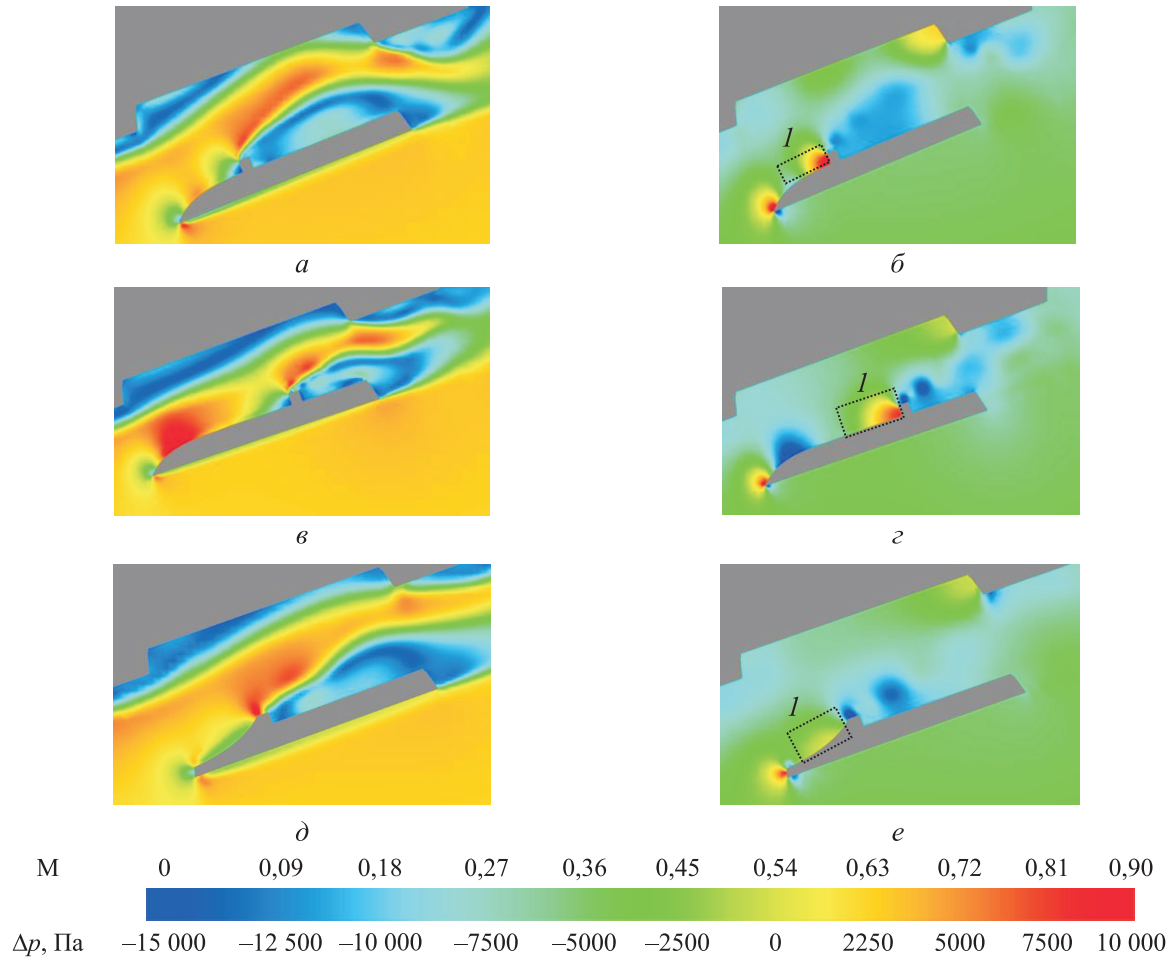


Рис. 7. Поля числа Маха M (а, в, д) и избыточного давления Δp (б, з, е) КЛПК с профилированной передней внутренней кромкой и щитком на расстоянии $l = 1/3L$ (а, б) и $l = 2/3L$ (в, з), КЛПК с гладкой выемкой перед щитком на расстоянии $l = 1/3L$ (д, е)

При установке щитка на расстоянии $l = 1/3L$ от передней кромки возникающее перераспределение давления создает отрицательный момент тангажа (рис. 8, в) для вращения КЛПК против хода часовой стрелки, чего не происходит при $l = 2/3L$.

Добиться требуемого эффекта (отрицательного момента тангажа и увода КЛПК от ВА) также можно путем создания небольшой гладкой выемки перед щитком (см. рис. 3, е). После отделения КЛПК на поверхности выемки поток тормозится (рис. 7, д), а давление в области 1

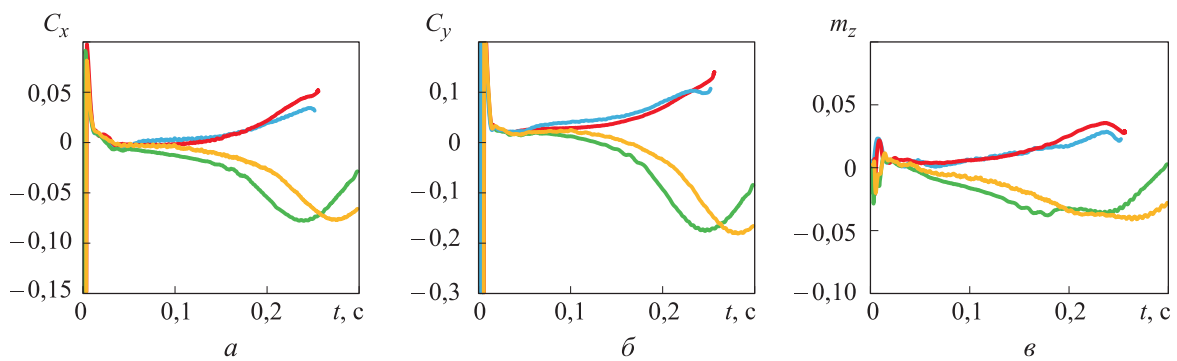


Рис. 8. Зависимости аэродинамических характеристик КЛПК базового варианта (—), со щитком на расстоянии $l = 1/3L$ (—) и $l = 2/3L$ от передней кромки (—), с гладкой выемкой и щитком (—) от времени t при ее отделении от ВА: а и б — коэффициентов продольной C_x и нормальной C_y сил; в — момента тангажа относительно ЦМ m_z

(рис. 7, *e*) будет выше, чем на гладкой поверхности. В результате возникает необходимый момент тангажа (см. рис. 8, *b*), стремящийся развернуть КЛПК против хода часовой стрелки и ликвидировать столкновение с ВА.

Как видно из рис. 8, аэродинамические характеристики КЛПК с плоским щитком на расстоянии $l = 1/3L$ от передней кромки и КЛПК с гладкой выемкой схожи по характеру изменения во времени и амплитудным значениям, но несколько различаются по фазе. В интервале времени $0,05 \text{ с} < t < 0,25 \text{ с}$ момент тангажа первой конструкции больше по модулю, чем у второй, вследствие чего КЛПК приобретает значительную угловую скорость вращения вокруг ЦМ на этом участке движения.

Выводы

1. В результате расчетов отделения от ВА КЛПК различного конструктивного исполне-

ния получены ее аэродинамические характеристики, а также структуры течения потока вблизи поверхности ВА и КЛПК с учетом аэродинамической интерференции.

2. Установлены физические особенности обтекания КЛПК, а также особенности влияния ее конструктивных параметров на процесс отделения от ВА.

3. Определено, что установка щитков на внешней поверхности КЛПК, профилирование внутренней поверхности с установкой щитка, а также создание небольшой выемки на внутренней поверхности перед щитком позволяют ликвидировать столкновение КЛПК и ВА при заданных начальных условиях.

4. В дальнейшем необходимо провести дополнительные исследования процесса отделения КЛПК от ВА с измененными конструктивными параметрами при других возможных начальных условиях отстрела КЛПК.

Литература

- [1] Henicke B., Yechout T. Aerodynamic investigation of NASA crew exploration vehicle forward bay cover separation characteristics. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2010-191>
- [2] Montes D., West T., Yechout T. Investigation of Orion crew exploration vehicle forward bay cover separation characteristics. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2011, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2011-1308>
- [3] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Слободянюк Д.М. Влияние интерференционных эффектов на аэродинамические характеристики возвращаемого аппарата и конструктивные элементы парашютной системы при их разделении. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 10, с. 54–64, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2020-10-54-64>
- [4] Аксенов А.А., Дядькин А.А., Москалев И.В. и др. 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, с. 39–50.
- [5] Бабаков А.В., Белошицкий А.В., Гайдаенко В.И. и др. Расчет методом потоков структуры течения и аэродинамических характеристик при отделении лобового теплозащитного экрана от возвращаемого аппарата. *Космическая техника и технологии*, 2014, № 4, с. 3–9.
- [6] Калугин В.Т., Слободянюк Д.М. Численное определение аэродинамических характеристик возвращаемого аппарата и лобового теплозащитного экрана при его отделении с учетом взаимного интерференционного влияния. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2020, № 3, с. 53–60.
- [7] Chaplin R.A., MacManus D.G., Birch T.J. Aerodynamic interference between high-speed slender bodies. *Shock Waves*, 2010, vol. 20, no. 2, pp. 89–101, doi: <https://doi.org/10.1007/s00193-009-0241-7>
- [8] Курчанов М.В. Интерференция при разделении ступеней летательного аппарата бикалиберной схемы. *Фундаментальные и прикладные исследования в современном мире*, 2014, т. 1, № 8, с. 109–116.
- [9] Wang J., Wang H., Jiang K. et al. Analysis of the aerodynamic impact of the dispenser stance for the separation of cluster munitions. *Eng. Appl. Comput. Fluid Mech*, 2016, vol. 10, no. 1, pp. 427–440, doi: <https://doi.org/10.1080/19942060.2016.1184716>

- [10] Uematsu T., Ishida T., Aso S. et al. Reduction of aerodynamic interference for separation of two-stage reusable launch vehicles. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2009-1101>
- [11] Ерохин П.В., Кудашкина Е.А. Оценка влияния приращения аэродинамических характеристик в условиях интерференции на самолет-носитель с космическим разгонным блоком. *Мат. XXVII науч.-тех. конф. по аэродинамике*. Жуковский, ЦАГИ, 2016, с. 114–115.
- [12] Адамов Н.П., Харитонов А.М., Часовников Е.А. и др. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели возвращаемого аппарата на установке свободных колебаний при сверхзвуковых скоростях. *Теплофизика и аэромеханика*, 2016, т. 23, № 6, с. 825–834.
- [13] Козловский В.А., Липницкий Ю.М. Нестационарные аэродинамические характеристики возвращаемых аппаратов сегментально-конической формы. *Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского*, 2011, № 4–3, с. 860–862.
- [14] Еремин В.В., Козлов С.С., Козловский В.А. и др. Методы исследования нестационарных аэродинамических характеристик возвращаемых аппаратов сегментально-конической формы. *Мат. XXIII науч.-тех. конф. по аэродинамике*. Жуковский, ЦАГИ, 2012, с. 102–102.
- [15] Кауров С.А., Козлов С.С., Липницкий Ю.М. и др. Определение аэродинамических характеристик возвращаемого летательного аппарата по результатам исследований моделей в процессе свободного полета в аэродинамической трубе. *Космонавтика и ракетостроение*, 2013, № 2, с. 8–12.

References

- [1] Henicke B., Yechout T. Aerodynamic investigation of NASA crew exploration vehicle forward bay cover separation characteristics. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2010-191>
- [2] Montes D., West T., Yechout T. Investigation of Orion crew exploration vehicle forward bay cover separation characteristics. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2011, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2011-1308>
- [3] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Slobodyanyuk D.M. The influence of the interference effects on the aerodynamic characteristics of the reentry vehicle and its parachute system structural elements during their separation. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2020, no. 10, pp. 54–64, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2020-10-54-64> (in Russ.).
- [4] Aksenov A.A., Dyad'kin A.A., Moskalev I.V. et al. Computer simulation of the flow and the relative motion of the reentry vehicle and the parachute compartment hatch cover in the course of their separation during descent. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Engineering and Technologies], 2015, no. 2, pp. 39–50. (In Russ.).
- [5] Babakov A.V., Beloshitskiy A.V., Gaydaenko V.I. et al. Flux method analysis of flow patterns and aerodynamic characteristics during separation of front heat shield from re-entry vehicle. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Engineering and Technologies], 2014, no. 4, pp. 3–9. (In Russ.).
- [6] Kalugin V.T., Slobodyanyuk D.M. Numerical determination of the aerodynamic characteristics of the re-entry vehicle and the front heat shield during its separation taking into account mutual interference influence. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, 2020, no. 3, pp. 53–60. (In Russ.). (Eng. version: Russ. Aeronaut., 2020, vol. 63, no. 3, pp. 425–433, doi: <https://doi.org/10.3103/S1068799820030071>)
- [7] Chaplin R.A., MacManus D.G., Birch T.J. Aerodynamic interference between high-speed slender bodies. *Shock Waves*, 2010, vol. 20, no. 2, pp. 89–101, doi: <https://doi.org/10.1007/s00193-009-0241-7>
- [8] Kurchanov M.V. Interference at segregation of stages of the aircraft of dual gauge scheme. *Fundamental'nye i prikladnye issledovaniya v sovremennoy mire*, 2014, vol. 1, no. 8, pp. 109–116. (In Russ.).
- [9] Wang J., Wang H., Jiang K. et al. Analysis of the aerodynamic impact of the dispenser stance for the separation of cluster munitions. *Eng. Appl. Comput. Fluid Mech.*, 2016, vol. 10, no. 1, pp. 427–440, doi: <https://doi.org/10.1080/19942060.2016.1184716>

- [10] Uematsu T., Ishida T., Aso S. et al. Reduction of aerodynamic interference for separation of two-stage reusable launch vehicles. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2009-1101>
- [11] Erokhin P.V., Kudashkina E.A. [Assessment of dynamic characteristic increment effect in conditions of interference on launch aircraft with energy upper stage]. *Mat. XXVII nauch.-tekh. konf. po aerodinamike* [Proc. XXVII Sci.-Tech. Conf. Aerodynamics]. Zhukovskiy, TsAGI Publ., 2016, pp. 114–115. (In Russ.).
- [12] Adamov N.P., Kharitonov A.M., Chasovnikov E.A. et al. Experimental study of aerodynamic characteristics of a reentry vehicle on a setup with free oscillations at supersonic velocities. *Teplofizika i aeromekhanika*, 2016, vol. 23, no. 6, pp. 825–834. (In Russ.). (Eng. version: *Thermophys. Aeromech.*, 2016, vol. 23, no. 6, pp. 791–800, doi: <https://doi.org/10.1134/S0869864316060019>)
- [13] Kozlovskiy V.A., Lipnitskiy Yu.M. Unsteady aerodynamic characteristics of descent vehicles with segment-cone configuration. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo* [Vestnik of Lobachevsky University of Nizhni Novgorod], 2011, no. 4–3, pp. 860–862. (In Russ.).
- [14] Eremin V.V., Kozlov S.S., Kozlovskiy V.A. et al. [Study methods for non-stationary aerodynamic characteristics of reentry vehicle]. *Mat. XXVII nauch.-tekh. konf. po aerodinamike* [Proc. XXVII Sci.-Tech. Conf. Aerodynamics]. Zhukovskiy, TsAGI Publ., 2012, pp. 102–102. (In Russ.).
- [15] Kaurov S.A., Kozlov S.S., Lipnitskiy Yu.M. et al. Returned aircraft aerodynamic characteristics definition based on its models' analysis results during a free flight in a wind tunnel. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and Rocket Engineering], 2013, no. 2, pp. 8–12. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 22.09.2021

Информация об авторах

КАЛУГИН Владимир Тимофеевич — доктор технических наук, профессор кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: kaluginvt@bmstu.ru).

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, к. 1, e-mail: lutsenko@bmstu.ru).

СЛОБОДЯНЮК Дмитрий Михайлович — аспирант кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: slobodyanyukdm@student.bmstu.ru).

Information about the authors

KALUGIN Vladimir Timofeevich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: kaluginvt@bmstu.ru).

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

SLOBODYANYUK Dmitry Mikhaylovich — Postgraduate, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: slobodyanyukdm@student.bmstu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Слободянюк Д.М. Исследование аэродинамических характеристик различных конструкций крышки люка парашютного контейнера при отделении от возвращаемого аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 2, с. 65–74, doi: [10.18698/0536-1044-2022-2-65-74](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2022-2-65-74)

Please cite this article in English as:

Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Slobodyanyuk D.M. Aerodynamic Study of the Parachute Container Hatch Door with Various Design Parameters in its Separation from the Reentry Vehicle. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2022, no. 2, pp. 65–74, doi: [10.18698/0536-1044-2022-2-65-74](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2022-2-65-74)