

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 533.6.011.34

doi: 10.18698/0536-1044-2020-10-54-64

Влияние интерференционных эффектов на аэродинамические характеристики возвращаемого аппарата и конструктивные элементы парашютной системы при их разделении

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

МГТУ им. Н.Э. Баумана

The Influence of the Interference Effects on the Aerodynamic Characteristics of the Reentry Vehicle and Its Parachute System Structural Elements During Their Separation

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

Bauman Moscow State Technical University

Рассмотрены аэродинамические характеристики возвращаемого аппарата сегментально-конической формы и крышки люка парашютного контейнера в процессе ее отделения. Вследствие аэродинамической интерференции при отделении крышки может произойти ее столкновение с аппаратом. Предложена методика исследования аэродинамических характеристик крышки люка парашютного контейнера и возвращаемого аппарата, базирующаяся на численном моделировании обтекания с применением технологии динамической сетки в пакете FlowVision. Проведены расчеты стационарного обтекания возвращаемого аппарата до момента отделения от него крышки люка парашютного контейнера, обтекания аппарата при движении крышки по направляющим, а затем — в свободном потоке с учетом аэродинамической интерференции. Получены траектории движения крышки (без учета гравитационных сил) для различных начальных условий отделения, а также аэродинамические характеристики аппарата. Выявлены режимы, при которых происходит столкновение крышки люка парашютного контейнера и возвращаемого аппарата.

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

This work considers the aerodynamic characteristics of the reentry vehicle (RV) of a segmental-conical shape, and the parachute container hatch cover (PCHC) during its separation. Due to the aerodynamic interference, the hatch may collide with the RV. The authors propose a method of studying the aerodynamic characteristics of the PCHC and RV based on modelling

using the dynamic mesh technology in the FlowVision software package. Stationary flow around the RV until the hatch cover separation, flow around the hatch cover and free flow are calculated. As the result of the calculations, the PCHC trajectories (excluding gravitational forces) under various initial separation conditions, as well as the aerodynamic characteristics of the RV are obtained. The cases when the hatch cover collides with the RV are identified.

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

Безопасность отделения конструктивных элементов летательных аппаратов (ЛА) и предотвращение их возможного соударения, являются важными факторами при проектировании систем отделения. Исследования [1–3] показывают, что в процессе отделения элементов конструкции ЛА имеет место аэродинамическая интерференция. Вследствие этого происходит изменение суммарных аэродинамических нагрузок, действующих как на отделяемый элемент, так и на ЛА, что вызывает изменения их аэродинамических характеристик (АДХ), а, следовательно, может привести к колебаниям и столкновению.

Для анализа процесса отделения конструктивных элементов применяют как метод численного моделирования с совместным решением задачи определения АДХ и динамики движения, так и экспериментальную отработку в аэродинамических трубах при до- [4], сверх- [5–9] и гиперзвуковых [10–12] скоростях набегающего потока. Помимо трубных экспериментов проводят испытания по отделению элементов свободнолетящих ЛА на баллистических трассах с использованием специального оборудования [13], а также летные испытания [14].

Отделяющиеся конструктивные элементы ракетно-космической техники представляют

собой тонкие тела, АДХ которых имеют свои особенности. Ранее определялись АДХ таких тел [15–18] с помощью численного моделирования и в аэродинамических трубах при до- и сверхзвуковых скоростях. Также рассматривалась возможность их пассивной стабилизации [19].

При движении спускаемого аппарата в плотных слоях атмосферы происходит отделение лобового теплозащитного экрана и крышки люка парашютного контейнера (КЛПК) [7], расположенной на боковой (Шэньчжоу [20], Союз [21], Dragon [22], ПТК [7]) или кормовой (CST-100 [23], Меркурий [24], Орион [25]) поверхности возвращаемого аппарата (ВА, рис. 1). КЛПК служит для защиты парашютного отсека от воздействия высокой температуры при движении в плотных слоях атмосферы, а также для ввода парашютной системы в эксплуатацию.

Рассмотрена задача совместного обтекания ВА сегментально-конической формы и КЛПК при ее отделении, расположение которой предусмотрено на боковой поверхности аппарата.

Цель работы — определение АДХ ВА и КЛПК, находящихся в условиях аэродинамической интерференции. Расчеты проведены с применением динамической сетки. Выявлены особенности течения, оценено влияние кинематических параметров на безопасность отделения.

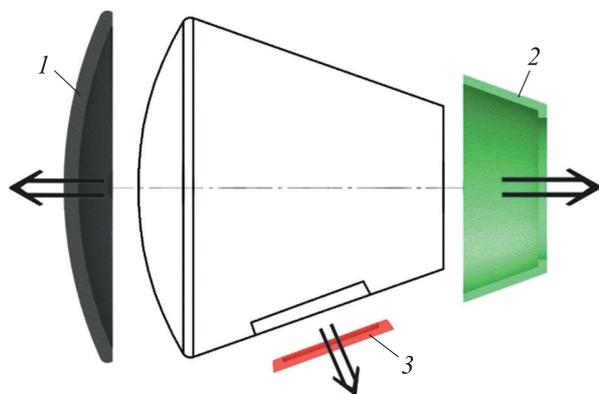


Рис. 1. Внешний вид отделяющихся конструктивных элементов ВА:

1 — лобовой теплозащитный экран;
2 и 3 — КЛПК на кормовой и боковой поверхностях

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

Аэродинамические характеристики ВА определяются в связанной системе координат OXY , центр которой (точка O) расположен на оси симметрии на внешней поверхности ВА. Аэродинамические характеристики КЛПК определяются в связанной системе координат $O_1X_1Y_1$ с началом в точке O_1 , расположенной в плоскости симметрии на внешней кромке КЛПК.

При расчете коэффициентов продольной C_x и нормальной C_y сил, а также коэффициента момента тангажа m_z ВА и КЛПК за характерные длину и площадь приняты длина модели ВА

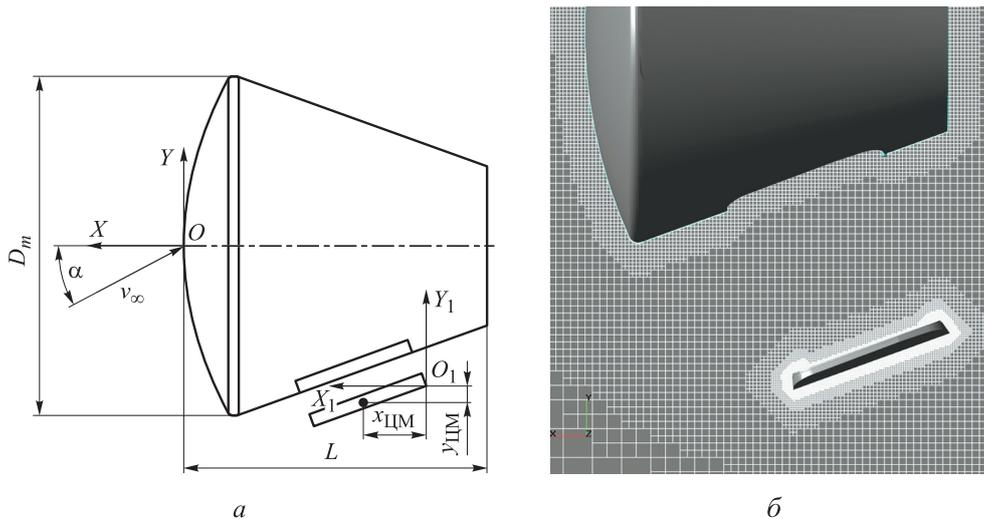


Рис. 2. Фрагменты моделирования ВА и КЛПК:
а — используемые системы координат; б — пример расчетной сетки вблизи модели

и площадь миделя $S_m = \pi D_m^2/4$, где D_m — диаметр миделя ВА.

Согласно ГОСТ 20058–2011, сила X считается положительной, если направлена против положительного направления оси OX связанной системы координат. Число Маха набегающего потока при расчетах $M_\infty = 0,6$. Угол атаки изменяется в диапазоне $\alpha = -45...45^\circ$ с шагом 15° . Параметры атмосферы соответствуют параметрам на высоте $H = 5000$ м в соответствии с ГОСТ 4401–81.

При отображении линий изобар в качестве характерного значения давления принято избыточное давление $\Delta p = p - p_{\text{атм}}$, где p — абсолютное давление; $p_{\text{атм}}$ — статическое давление на высоте полета ВА.

КЛПК приводится в движение с помощью толкателей, усилие от которых направлено по нормали к боковой поверхности ВА в плоскости OXY . По мере движения КЛПК по направлению длиной $l_n = 0,01L$ (L — длина ВА) усилие P от толкателей уменьшается по линейному закону до нуля. Начальное усилие толкателей рассчитывается по формуле

$$P_0 = \frac{mv_0^2}{l_n},$$

где m — масса КЛПК; v_0 — начальная скорость отделения КЛПК от ВА при сходе с направляющих.

Усилия толкателей соответствовали начальным скоростям отделения КЛПК $v_0 = 5, 10$ и 15 м/с. Массово-инерционные характеристики КЛПК задавались в системе координат $O_1X_1Y_1$.

Действие силы тяжести не учитывалось. Под небезопасным подразумевается отделение крышки, сопровождающееся столкновением или опасно близким прохождением около ВА.

Численное моделирование проводилось в пакете FlowVision методом конечных объемов с применением динамической сетки. Расчетная область представляла собой куб со стороной $40D_m$. Исследуемые модели располагались в центре расчетной области. Модель турбулентности — SST. Количество ячеек сетки — до 4 млн. Фрагмент расчетной сетки вблизи модели приведен на рис. 2, б.

Результаты расчетов. Задача моделирования отделения КЛПК от ВА с применением динамической сетки решается в два этапа.

Первый этап моделирования предусматривает расчет стационарного обтекания ВА до момента отделения КЛПК. АДХ ВА до отделения КЛПК показаны на рис. 3, где а — зависимость коэффициента продольной силы C_x от угла атаки α ; б — зависимости коэффициентов нормальной силы C_y и момента тангажа m_z от угла атаки α .

Существенными особенностями стационарного обтекания ВА до отделения КЛПК являются отрицательный коэффициент нормальной силы C_y при увеличении угла атаки α от 0 до 30° , а также ненулевое значение коэффициента момента тангажа при практически нулевом значении коэффициента C_y в случае $\alpha = 30^\circ$. При $\alpha = 15^\circ$ отрицательный коэффициент нормальной

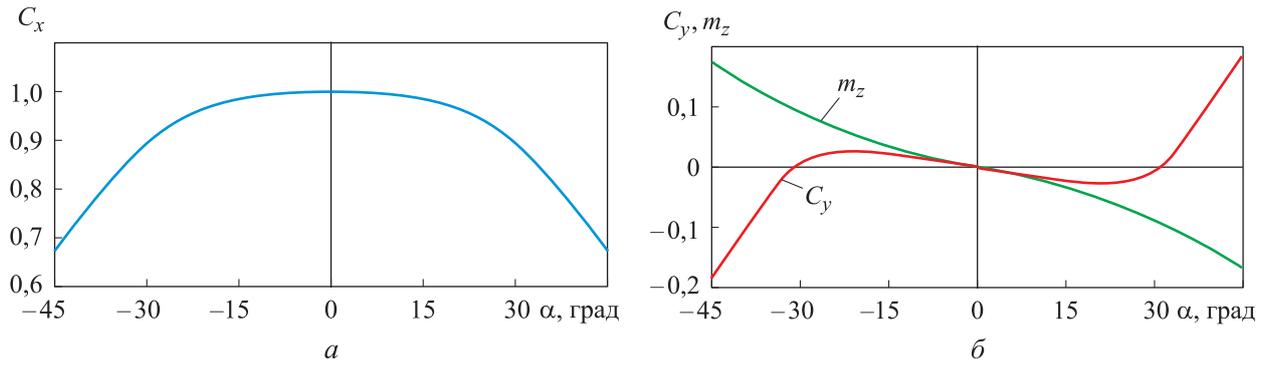


Рис. 3. АДХ ВА до момента отделения КЛПК

силы обусловлен влиянием разрежения на нижней поверхности конической части ВА.

При обтекании корпуса дозвуковым потоком имеет место его разворот и поджатие, в результате чего скорость растет, а давление падает (рис. 4, а, области 1 и 2). Так как эффект поджатия потока у нижней конической поверхности ВА (в области 2) сильнее, чем у верхней (в области 1), давление в области 2 падает больше, чем в области 1. Распределение давления по конической части оказывает больший вклад в нор-

мальную силу, чем распределение давления по сферической части ВА, поэтому коэффициент нормальной силы отрицательный.

При угле атаки $\alpha = 30^\circ$ происходит отрыв потока на нижней конической поверхности ВА (рис. 4, б область 2) с последующим его присоединением (область 3). В области отрыва давление понижено из-за ускорения потока вследствие его поджатия, как и при угле атаки $\alpha = 15^\circ$.

В области присоединения потока давление несколько повышается и становится сопоста-

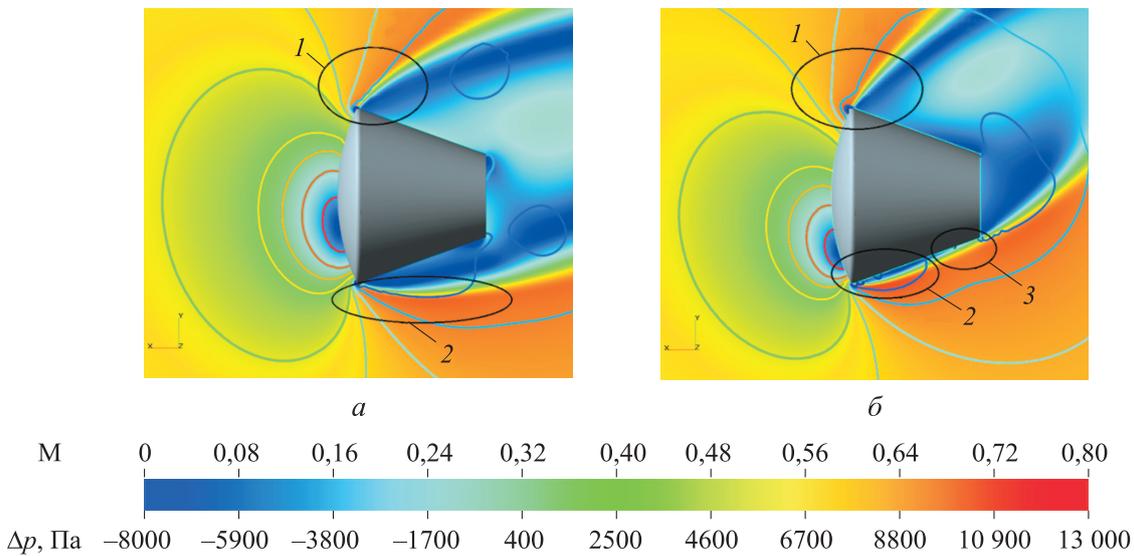


Рис. 4. Поля числа Маха М и изобары вблизи ВА до отделения КЛПК при угле атаки $\alpha = 15^\circ$ (а) и 30° (б)

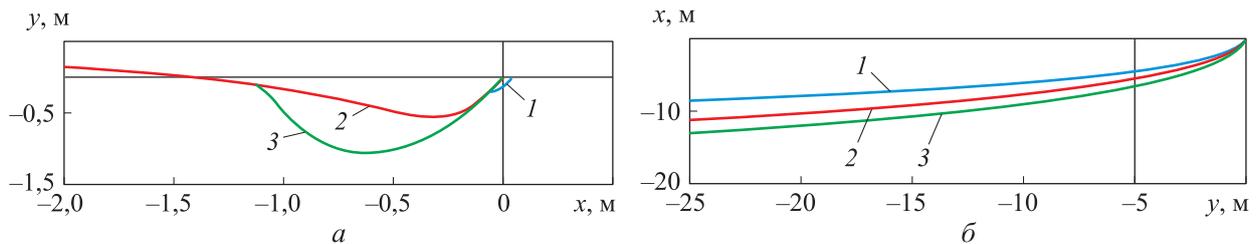


Рис. 5. Расчетные траектории движения КЛПК в случаях опасного при $\alpha = 30^\circ$ (а) и безопасного при $\alpha = 15^\circ$ (б) отделениях КЛПК от ВА со скоростью $v_0 = 5$ (1), 10 (2) и 15 м/с (3)

вимым с таковым на верхней поверхности ВА (см. рис. 4, б, область 1). В результате разницы давлений на верхней и нижней конических частях ВА возникает сила, направленная вниз. На лобовой поверхности вследствие торможения потока давление растет, а поскольку угол атаки положительный, результирующая сила направлена вверх. Эти две силы близки по значению, но противоположны по знаку, в результате чего нормальная сила приближается к нулю.

Отрицательный коэффициент момента тангажа объясняется большей продольной силой

на нижней части корпуса ВА, чем на верхней из-за особенностей перераспределения давления, вследствие чего создается отрицательный момент тангажа.

Второй этап моделирования предусматривает движение КЛПК по направляющим под действием силы от толкателей, а также движение КЛПК в свободном потоке.

В результате численного расчета обтекания ВА при отделении КЛПК с применением динамической сетки получены траектории движения крышки (без учета гравитационных сил)

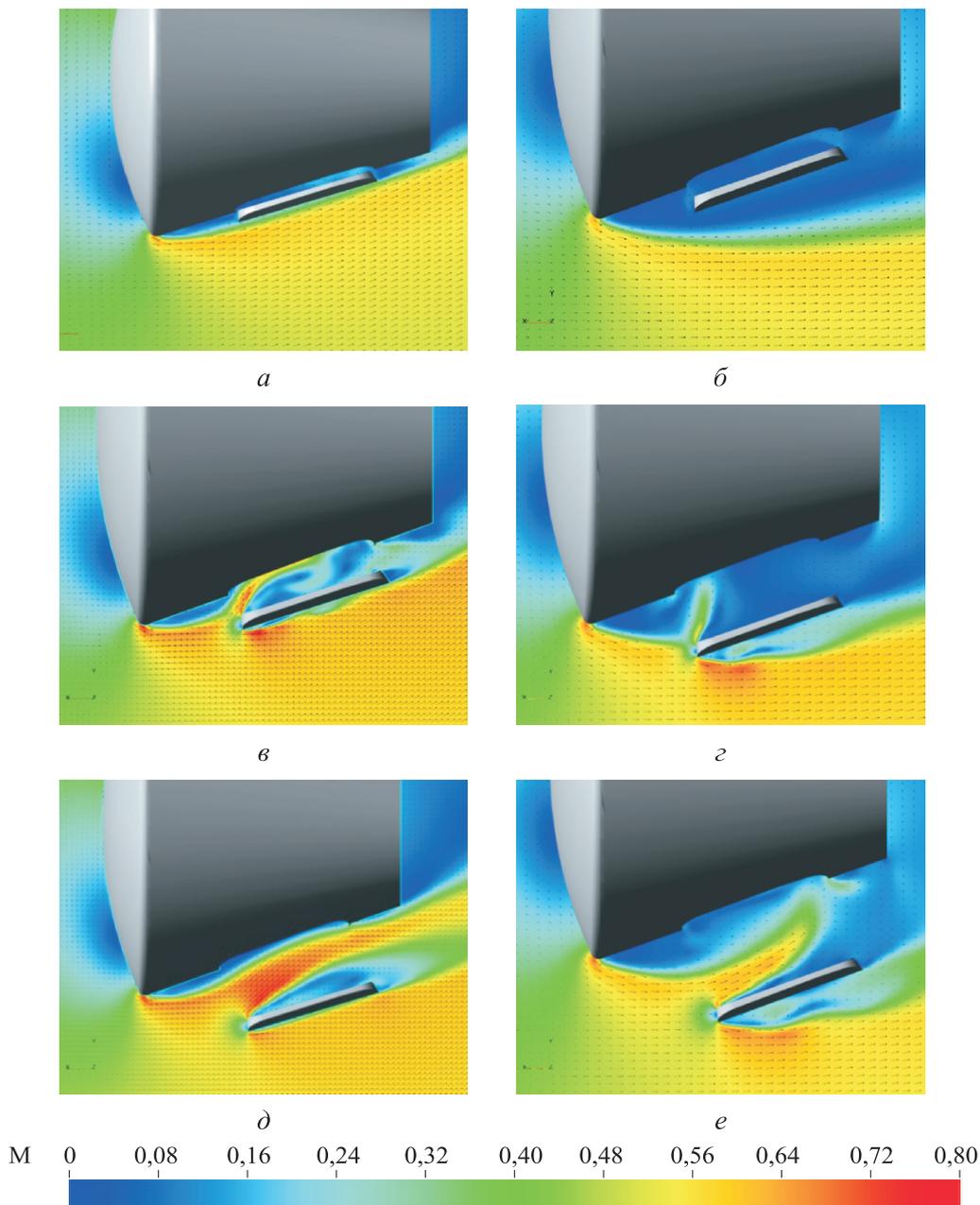


Рис. 6. Поля числа Маха М при различных значениях угла атаки и скорости:

а — $\alpha = 30^\circ$, $v_0 = 5$ м/с; б — $\alpha = 15^\circ$, $v_0 = 5$ м/с; в — $\alpha = 30^\circ$, $v_0 = 10$ м/с;
г — $\alpha = 15^\circ$, $v_0 = 10$ м/с; д — $\alpha = 30^\circ$, $v_0 = 15$ м/с; е — $\alpha = 15^\circ$, $v_0 = 15$ м/с

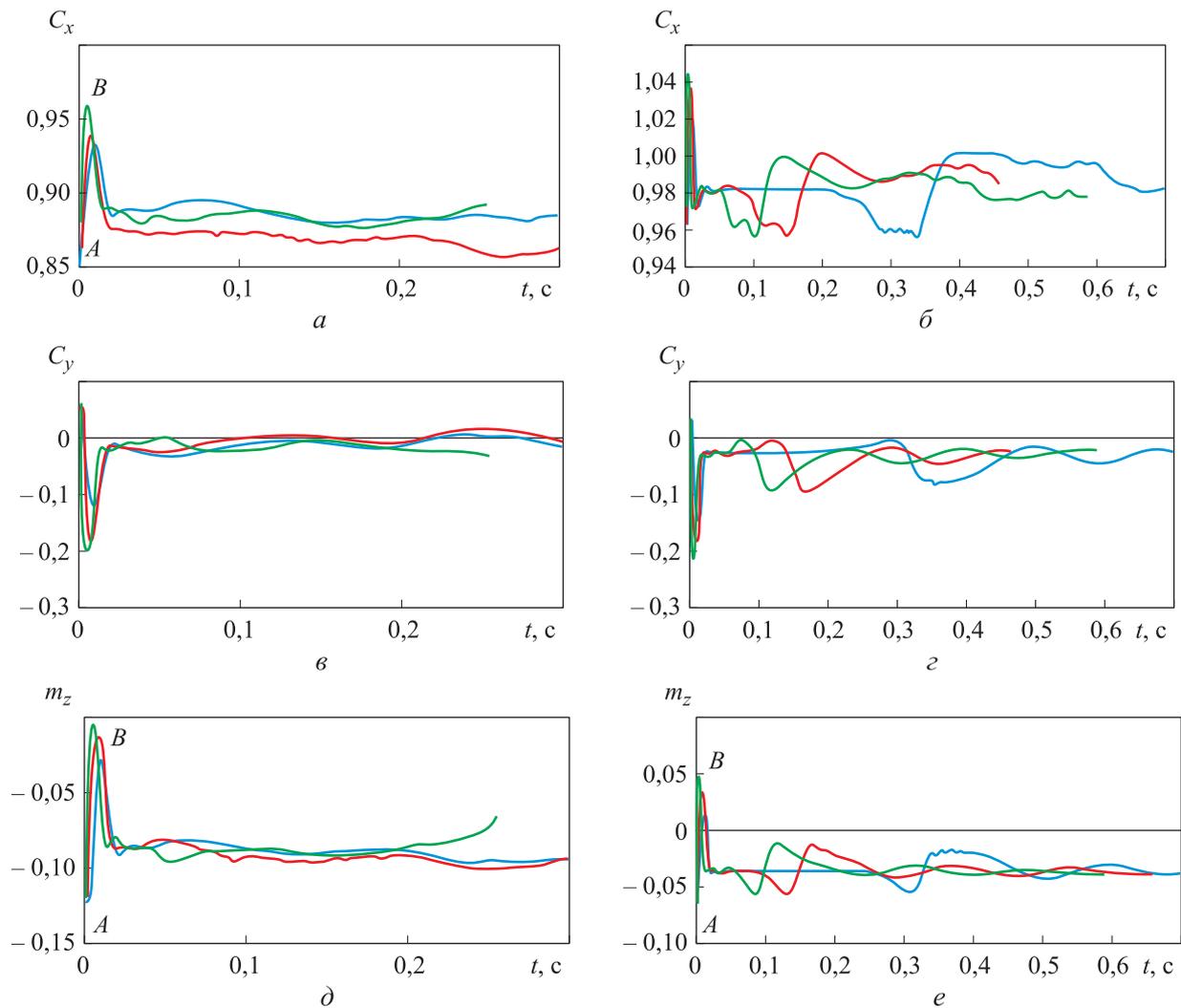


Рис. 7. АДХ ВА в процессе отделения КЛПК со скоростью $v_0 = 5$ (—), 10 (—) и 15 (—) м/с при угле атаки $\alpha = 30^\circ$ (*a, в, д*) и 15° (*б, г, е*)

для каждого расчетного случая. Определены кинематические параметры движения КЛПК, такие как скорость центра масс (ЦМ), угол поворота крышки, угловая скорость движения вокруг ЦМ в зависимости от времени t . Выявлены случаи столкновения КЛПК и ВА.

Отделение КЛПК без соударения происходит при всех рассмотренных скоростях и угле атаки $\alpha = 0$ и 15° . При $\alpha = -15^\circ$, когда крышка находится на подветренной стороне, низкая скорость отделения ($v_0 = 5$ м/с) приводит к столкновению КЛПК и ВА. Увеличение угла атаки до 30 и 45° приводит к опасно близкому прохождению крышки около ВА ($\alpha = -45^\circ$, $v_0 = 15$ м/с и $\alpha = 30^\circ$, $v_0 = 10$ м/с) или столкновению, что обуславливает небезопасное отделение.

Примеры расчетных траекторий движения КЛПК в случаях небезопасного и безопасного

отделения крышки от ВА приведены на рис. 5, *a* и *б* соответственно. При небезопасном отделении КЛПК от ВА угол атаки составлял и безопасного

При угле атаки $\alpha = 30^\circ$ и скорости отделения КЛПК $v_0 = 10$ и 15 м/с (см. рис. 5, *a*) отчетливо видны участки удаления КЛПК и ее возврата к ВА. При скорости отделения $v_0 = 10$ м/с столкновения не происходит, однако КЛПК проходит в непосредственной близости от ВА, что обуславливает ее небезопасное отделение. При $v_0 = 5$ м/с крышка отходит на незначительное расстояние от ВА, и после разворота в результате взаимодействия с потоком в слое смешения происходит ее столкновение с ВА.

Анализ траекторий движения КЛПК в случае ее безопасного отделения от ВА (см. рис. 5, *б*) свидетельствует об отсутствии возвратного движения крышки к ВА, причем чем больше

скорость отделения, тем меньше кривизна траектории движения.

Поля числа Маха и АДХ ВА в процессе отделения КЛПК от ВА при угле атаки $\alpha = 30$ и 15° приведены на рис. 6 и 7.

При движении КЛПК по направляющим давление в парашютном контейнере уменьшается, в результате чего происходит всплеск АДХ ВА (см. рис. 7, участок АВ). При дальнейшем удалении крышки от ВА АДХ принимают колебательный характер вблизи значения, соответствующего значению АДХ ВА до отделения крышки.

Такие изменения обусловлены влиянием движения КЛПК на структуру течения вблизи ВА (см. рис. 6). При увеличении скорости отделения крышки для случаев, приведенных на рис. 7, б, г, е, период изменения АДХ уменьша-

ется. Данный эффект объясняется тем, что при большей скорости отделения крышки физические процессы при ее движении не изменяются, но протекают быстрее.

АДХ КЛПК в процессе ее отделения от ВА показаны на рис. 8.

При движении КЛПК по направляющим значения АДХ увеличиваются (см. рис. 8, участок АВ) вследствие снижения давления в парашютном контейнере. При угле атаки $\alpha = 15^\circ$ АДХ КЛПК носят знакопеременный характер (рис. 8, б, г, е) вследствие вращения крышки при удалении от ВА, а их период с увеличением скорости отделения уменьшается.

При обтекании КЛПК с вогнутой стороны коэффициенты продольной C_x и нормальной C_y сил больше по модулю (см. рис. 8, б, область 1), чем при обтекании с выпуклой стороны

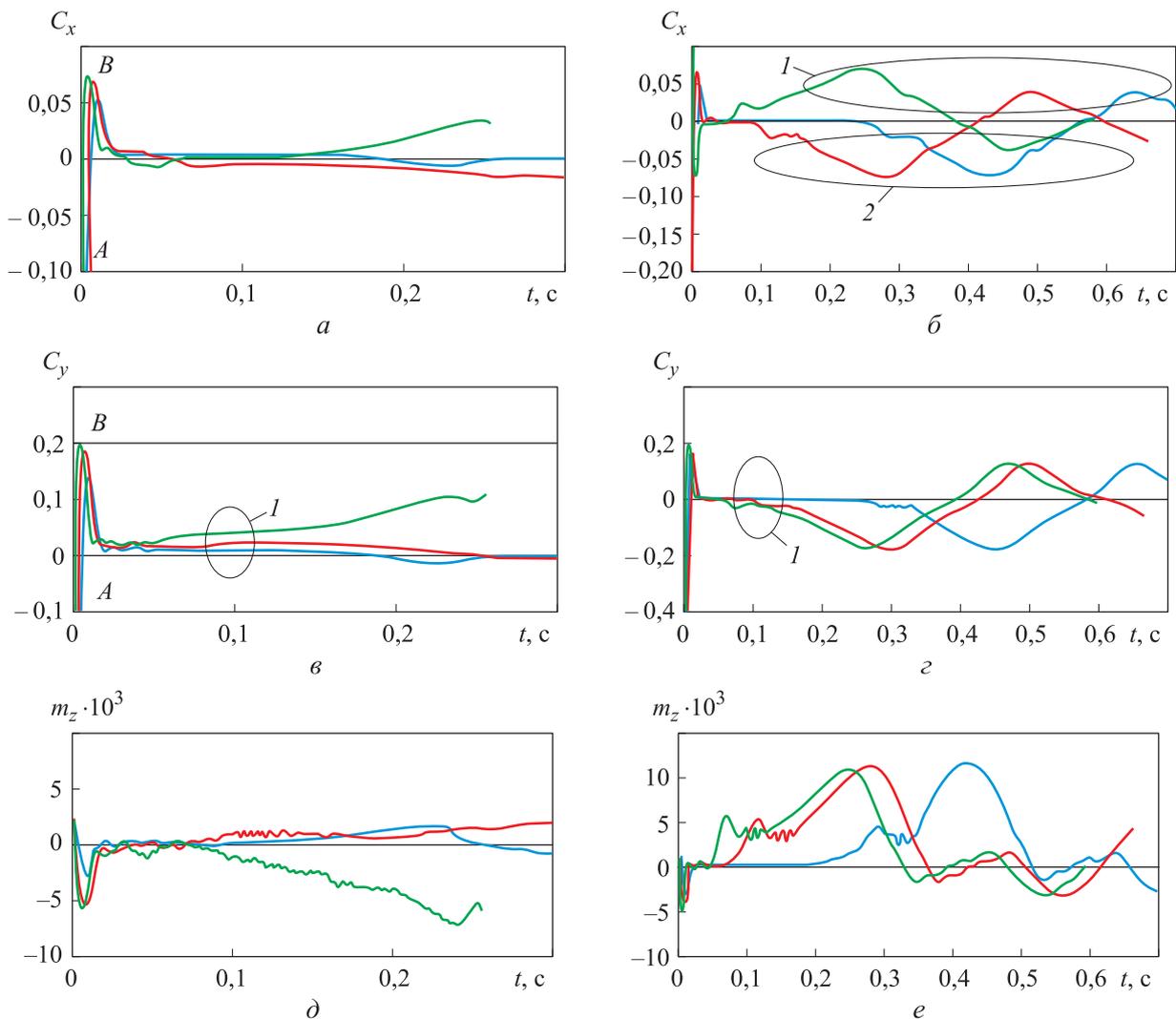


Рис. 8. АДХ КЛПК в процессе ее отделения от ВА со скоростью $v_0 = 5$ (—), 10 (—) и 15 (—) м/с при угле атаки $\alpha = 30^\circ$ (а, в, д) и $\alpha = 15^\circ$ (б, г, е)

(см. рис. 8, б, область 2). Разница в поведении АДХ при $\alpha = 15^\circ$ и $\alpha = 30^\circ$ объясняется воздействием внешнего потока. При угле атаки $\alpha = 15^\circ$ отрывная зона в области конической части ВА (рис. 6, б) больше, чем при $\alpha = 30^\circ$ (рис. 6, а).

Структура течения, показанная на рис. 6, з, соответствует моменту выхода крышки из застойной зоны, а ее АДХ в данный момент характеризуются увеличением значений по модулю, в результате воздействия внешнего потока. Существенной особенностью является различие знака у коэффициента нормальной силы C_y КЛПК при скорости ее отделения $v_0 = 15$ м/с для случаев $\alpha = 15^\circ$ (рис. 8, з, область 1) и $\alpha = 30^\circ$ (рис. 8, в, область 1).

При выходе из застойной зоны местный угол атаки больше при $\alpha = 30^\circ$, чем при $\alpha = 15^\circ$, в результате чего отрывное течение возникает только на верхней поверхности КЛПК (рис. 6, в), а на нижней имеет место безотрывное обтекание.

Пониженное давление в застойной зоне объясняет положительное значение нормальной силы. При $\alpha = 15^\circ$ оторвавшийся поток на боковой кромке ВА разворачивается у внешней части крышки (рис. 6, е), вследствие чего повышенное давление на верхней поверхности и пониженное в области отрыва на нижней части КЛПК обуславливают отрицательную нормальную силу.

Выводы

1. В результате расчетов с применением динамической сетки получены структуры обтекания и аэродинамические характеристики КЛПК и ВА в диапазоне дозвуковых скоростей. Крышка люка парашютного контейнера приводилась в движение с помощью толкателей, усилие которых выбиралось исходя из требуемой скорости отделения без учета силы тяжести.

2. Установлены физические особенности обтекания до и после отделения КЛПК от ВА, а также особенности влияния скорости отделения и начального угла атаки на процесс ее отделения.

3. Отмечено, что значения угла атаки и усилий толкателей существенно влияют на безопасность отделения КЛПК, заключающуюся в предотвращении опасно близкого сближения или столкновения с ВА.

4. Для повышения безопасности отделения конструктивных элементов необходимо провести дополнительные численные и экспериментальные исследования по определению АДХ, в том числе с учетом силы тяжести.

5. Результаты моделирования могут быть использованы при проектировании систем отделения КЛПК, расположение которой предусмотрено на боковой поверхности ВА.

Литература

- [1] Смирнов В.Ю. Влияние воздушного судна на аэродинамические характеристики грузов на внешних подвесках. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 2009, № 141, с. 113–117.
- [2] Нестеров В.А., Полянский В.В., Семенов И.М. Определение условий безопасного отделения груза из отсека самолета-носителя. *Известия Тульского государственного университета. Технические науки*, 2012, № 1, с. 42–46.
- [3] 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.
- [4] Lei Y., Zheng-Yin Y. The interference aerodynamics caused by the wing elasticity during store separation. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 121, pp. 116–129, doi: 10.1016/j.actaastro.2015.12.039
- [5] 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: 10.1007/s00193-009-0241-7
- [6] Wang J., Wang H., Jiang K., Jiang S. Analysis of the aerodynamic impact of the dispenser stance for the separation of cluster munitions. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2016, vol. 10, no. 1, pp. 427–440, doi: 10.1080/19942060.2016.1184716
- [7] 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, с. 39–50.

- [8] Ko S.H., Kim C. Separation motion of strap-on boosters with base flow and turbulence effects. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, vol. 45, no. 3, pp. 485–494, doi: 10.2514/1.33706
- [9] Choi S., Kim C., Rho O.-H., Park J.J. Numerical analysis on separation dynamics of strap-on boosters in the atmosphere. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, vol. 39, no. 3, pp. 439–446, doi: 10.2514/2.3827
- [10] Uematsu T., Ishida T., Aso S., Tani Y. Reduction of Aerodynamic Interference for Separation of Two-Stage Reuseable Launch Vehicles. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009, pp. 1101, doi: 10.2514/6.2009-1101
- [11] Pamadi B.N., Neiryneck T.A., Hotchko N.J., Tartabini P.V., Scallion W.I., Murphy K.J., Covell P.F. Simulation and analyses of stage separation of two-stage reusable launch vehicles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, vol. 44, no. 1, pp. 66–80, doi: 10.2514/6.2005-3247
- [12] Murphy K., Buning P.G., Pamadi B.N., Scallion W.I., Jones K.M. Overview of transonic to hypersonic stage separation tool development for multi-stage-to-orbit concepts. *24th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, 2004, p. 2595, doi: 10.2514/6.2004-2595
- [13] Schmidt E.M., Shear D. Aerodynamic interference during sabot discard. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1978, vol. 15, no. 3, pp. 162–167, doi: <https://doi.org/10.2514/3.57301>
- [14] Heim E.R. CFD wing/pylon/finned store mutual interference wind tunnel experiment. *Arnold engineering development center Arnold AFS TN*, 1991, no. AEDC-TSR-91-P4. URL: https://archive.org/details/DTIC_ADB152669/page/n1/mode/2up (дата обращения 15 июля 2020).
- [15] 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, с. 15–25.
- [16] 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, № 4. URL: <http://www.engjournal.ru/catalog/arse/ahp/1610.html>, doi: 10.18698/2308-6033-2017-4-1610
- [17] 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, № 5. URL: <http://www.engjournal.ru/articles/1766/1766.pdf>, doi: 10.18698/2308-6033-2018-5-1766
- [18] Kalugin V.T., Lutsenko A.Y., Nazarova D.K. Aerodynamic Characteristics of Thin Cylindrical and Conical Shells in the Incompressible Flow. *Russian Aeronautics*, 2018, vol. 61, no. 3, pp. 404–411, doi: <https://doi.org/10.3103/S1068799818030133>
- [19] Lutsenko A.Y., Nazarova D.K., Slobodyanyuk D.M. Research the opportunities of passive aerodynamic stabilization of the launch vehicle fairing shells. *AIP Conference Proceedings*, AIP Publishing LLC, 2019, vol. 2171, no. 1, p. 130012, doi: 10.1063/1.5133279
- [20] Rong W., Gao S.Y., Li J., Lin B., Lei J.L., Wang H.T., Jia H. The deceleration strategy and reliability validation of the parachute system on the Shenzhou spacecraft. *SCIENTIA SINICA Technologica*, 2014, vol. 44, no. 3, pp. 251–260, doi: 10.1360/092014-16
- [21] Hall R., Shayler D. *Soyuz: a universal spacecraft*. Springer, Science & Business Media, 2003.
- [22] Seedhouse E. *SpaceX's Dragon: America's Next Generation Spacecraft*. Springer, 2015. 188 p.
- [23] McKinney J., Ferguson P., Weber M.L., Taylor A., Diaz A.R., Depauw T. Boeing CST-100 Landing and Recovery System Design and Development Testing. *AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference*, 2013, p. 1262, doi:10.2514/6.2013-1262
- [24] Catchpole J. *Project Mercury: NASA's First Manned Space Programme*. Springer Science & Business Media, 2001. 486 p.
- [25] 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, p. 1308, doi: 10.2514/6.2011-1308

References

- [1] Smirnov V.Yu. Influence of aircraft on aerodynamic characteristics of LOADs on external suspensions. *Civil Aviation High Technologies*, 2009, no. 141, pp. 113–117 (in Russ.).
- [2] Nesterov V.A., Polyanskiy V.V., Semenov I.M. Determination of safety launch of cargo from internal compartment of carrier. *Izvestiya TulGU. Technical sciences*, 2012, no. 1, pp. 42–46 (in Russ.).
- [3] Kurchanov M.V. Interference at segregation of stages of the aircraft of dual gauge scheme. *Fundamental'nyye i prikladnyye issledovaniya v sovremennom mire*, 2014, vol. 1, no. 8, pp. 109–116 (in Russ.).
- [4] Lei Y., Zheng-Yin Y. The interference aerodynamics caused by the wing elasticity during store separation. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 121, pp. 116–129, doi: 10.1016/j.actaastro.2015.12.039
- [5] 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: 10.1007/s00193-009-0241-7
- [6] Wang J., Wang H., Jiang K., Jiang S. Analysis of the aerodynamic impact of the dispenser stance for the separation of cluster munitions. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2016, vol. 10, no. 1, pp. 427–440, doi: 10.1080/19942060.2016.1184716
- [7] Aksenov A.A., Dyad'kin A.A., Moskalev I.V., Petrov N.K., Simakova T.V. 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. *Space Engineering and Technologies*, 2015, no. 2, pp. 39–50 (in Russ.).
- [8] Ko S.H., Kim C. Separation motion of strap-on boosters with base flow and turbulence effects. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, vol. 45, no. 3, pp. 485–494, doi: 10.2514/1.33706
- [9] Choi S., Kim C., Rho O.-H., Park J.J. Numerical analysis on separation dynamics of strap-on boosters in the atmosphere. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, vol. 39, no. 3, pp. 439–446, doi: 10.2514/2.3827
- [10] Uematsu T., Ishida T., Aso S., Tani Y. Reduction of Aerodynamic Interference for Separation of Two-Stage Reuseable Launch Vehicles. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009, p. 1101, doi: 10.2514/6.2009-1101
- [11] Pamadi B.N., Neirynek T.A., Hotchko N.J., Tartabini P.V., Scallion W.I., Murphy K.J., Covell P.F. Simulation and analyses of stage separation of two-stage reusable launch vehicles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, vol. 44, no. 1, pp. 66–80, doi:10.2514/6.2005-3247
- [12] Murphy K., Buning P.G., Pamadi B.N., Scallion W.I., Jones K.M. Overview of transonic to hypersonic stage separation tool development for multi-stage-to-orbit concepts. *24th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, 2004, p. 2595, doi:10.2514/6.2004-2595
- [13] Schmidt E.M., Shear D. Aerodynamic interference during sabot discard. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1978, vol. 15, no. 3, pp. 162–167, doi: <https://doi.org/10.2514/3.57301>
- [14] Heim E.R. CFD wing/pylon/finned store mutual interference wind tunnel experiment. *Arnold engineering development center Arnold AFS TN*, 1991, no. AEDC-TSR-91-P4. Available at: https://archive.org/details/DTIC_ADB152669/page/n1/mode/2up (accessed 15 July 2020).
- [15] Dyad'kin A.A., Krylov A.N., Lutsenko A.Yu., Mikhaylova M.K., Nazarova D.K. Aerodynamics specifics of thin-walled structures. *Space technique and technologies*, 2016, no. 3, pp. 15–25 (in Russ.).
- [16] Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K., Fomin M.A. Aerodynamic characteristics of thin conical shells at supersonic speeds of the ram airflow. *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, no. 4 (in Russ.). Available at: <http://www.engjournal.ru/catalog/arise/ahttp/1610.html>, doi: 10.18698/2308-6033-2017-4-1610
- [17] 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, no. 5 (in Russ.). Available at: <http://www.engjournal.ru/articles/1766/1766.pdf>, doi: 10.18698/2308-6033-2018-5
- [18] Kalugin V.T., Lutsenko A.Y., Nazarova D.K. Aerodynamic Characteristics of Thin Cylindrical and Conical Shells in the Incompressible Flow. *Russian Aeronautics*, 2018, vol. 61, no. 3, pp. 404–411, doi: <https://doi.org/10.3103/S1068799818030133>
- [19] Lutsenko A.Y., Nazarova D.K., Slobodyanyuk D.M. Research the opportunities of passive aerodynamic stabilization of the launch vehicle fairing shells. *AIP Conference Proceedings*, AIP Publishing LLC, 2019, vol. 2171, no. 1, p. 130012, doi: 10.1063/1.5133279
- [20] Rong W., Gao S.Y., Li J., Lin B., Lei J.L., Wang H.T., Jia H. The deceleration strategy and reliability validation of the parachute system on the Shenzhou spacecraft. *SCIENTIA SINICA Technologica*, 2014, vol. 44, no. 3, pp. 251–260, doi: 10.1360/092014-16
- [21] Hall R., Shayler D. *Soyuz: a universal spacecraft*. Springer, Science & Business Media, 2003.
- [22] Seedhouse E. *SpaceX's Dragon: America's Next Generation Spacecraft*. Springer, 2015. 188 p.
- [23] McKinney J., Ferguson P., Weber M.L., Taylor A., Diaz A.R., Depauw T. Boeing CST-100 Landing and Recovery System Design and Development Testing. *AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference*, 2013, p. 1262, doi:10.2514/6.2013-1262
- [24] Catchpole J. *Project Mercury: NASA's First Manned Space Programme*. Springer Science & Business Media, 2001. 486 p.
- [25] 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, p. 1308, doi: 10.2514/6.2011-1308

Статья поступила в редакцию 15.07.2020

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, стр. 1, e-mail: kaluginvt@mail.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, стр. 1, e-mail: aulutsenko@mail.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, стр. 1, e-mail: slob.dima@mail.ru).

Information about the authors

KALUGIN Vladimir Timofeevich — Doctor of Science (Eng.), 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: kaluginvt@mail.ru).

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).

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).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

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: 10.18698/0536-1044-2020-10-54-64

Please cite this article in English as:

Kalugin V.T., Lutsenko A.Y., 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. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 10, pp. 54–64, doi: 10.18698/0536-1044-2020-10-54-64