

Численное исследование аэродинамических характеристик возвращаемого аппарата и донного элемента конструкции в процессе их разделения

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

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

Рассмотрено влияние процесса отделения крышки люка парашютного контейнера (КЛПК), расположенной в донной части возвращаемого аппарата, на изменение аэродинамических характеристик крышки люка и возвращаемого аппарата. Для моделирования обтекания использовался пакет FlowVision. С применением динамической сетки получены траектории движения крышки без учета силы тяжести для различных кинематических параметров отделения. Определены аэродинамические характеристики возвращаемого аппарата и КЛПК в процессе ее движения. Выявлены режимы, при которых происходит столкновение КЛПК и возвращаемого аппарата. Для данных режимов проведен импульсный анализ и определена минимальная начальная скорость, необходимая для безопасного отделения КЛПК.

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

Введение. В настоящее время единственным средством доставки полезного груза с орбиты и мягкой посадки на поверхность Земли является возвращаемый аппарат (ВА). Успех выполнения такой задачи напрямую зависит от безопасности полета на всем участке траектории спуска. Один из ключевых этапов движения ВА в плотных слоях атмосферы — отделение крышки люка парашютного контейнера (КЛПК), в результате которого происходит ввод в эксплуатацию парашютной системы. После отделения данный элемент конструкции некоторое время находится в непосредственной близости от ВА, вследствие чего возникает аэродинамическая интерференция. Исследования, проведенные многими авторами, показывают, что данный эффект вызывает изменение суммарных аэродинамических нагрузок, действующих как на ВА, так и на отделившийся конструктивный элемент [1–3]. В большинстве случаев данное явление становится неблагоприятным и может привести к колебаниям и столкновению подвижных объектов.

Ранее проводились численные исследования аэродинамических характеристик (АДХ) крышки люка парашютного контейнера при ее отделении, причем рассматривалось расположение крышки как на боковой поверхности («Шэньчжоу» [4], «Союз», Dragon [5]), так и

на кормовой части ВА (ССТ-100 [6], «Меркурий» [7], «Аполлон»). С помощью расчетов определен минимально возможный импульс толкателей для безопасного отделения КЛПК [8]. Имеются некоторые экспериментальные данные исследования аэродинамической интерференции, полученные в аэродинамических [9–14] и гидродинамических [8] трубах.

Цель настоящей работы — решение сопряженной задачи аэродинамики и динамики движения КЛПК, расположение которой предусмотрено на кормовой поверхности ВА, при ее отделении с учетом аэродинамической интерференции. Расчеты выполняются с применением технологии динамических сеток. Определяются АДХ неподвижного ВА и подвижной крышки. Выявляются особенности обтекания, оценивается влияние кинематических параметров на безопасность отделения.

Постановка задачи. Проведено моделирование процесса отделения КЛПК, расположение которой предусмотрено на кормовой поверхности ВА (рис. 1). По форме данный элемент представляет собой тонкостенный усеченный конус.

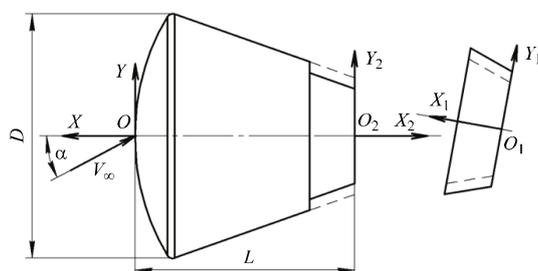


Рис. 1. Крышка люка парашютного контейнера и возвращаемый аппарат (системы координат)

Аэродинамические характеристики определялись в связанной системе координат OXY для ВА и в системе координат $O_1X_1Y_1$ — для КЛПК (см. рис. 1). При расчете коэффициентов $C_x = \frac{X}{q_\infty S_m}$,

$C_y = \frac{Y}{q_\infty S_m}$, $m_z = \frac{M_z}{q_\infty S_m L}$ за характерную длину принята длина модели $L = 0,85D_m$, за характерную площадь — площадь миделя $S_m = \frac{\pi D_m^2}{4}$, где D_m — диаметр миделя ВА. Безразмерные координаты

рассчитывали как отношения: $\bar{x} = \frac{x}{D_m}$, $\bar{y} = \frac{y}{D_m}$. Число Маха набегающего потока составляло $M_\infty = 0,6$. Угол атаки изменялся в диапазоне $\alpha = 0...30^\circ$ с шагом 15° . Согласно ГОСТ 4401–81, параметры атмосферы соответствовали значениям на высоте $H = 5000$ м.

Крышка люка парашютного контейнера приводилась в движение с помощью толкателей, усилие от которых направлено по нормали к донной поверхности ВА в плоскости OXY . При движении крышки по направляющим длиной $l_n = 0,01L$ усилие P от толкателей уменьшалось по линейному закону до нуля. Начальное усилие толкателей рассчитывалось по формуле

$$P_0 = \frac{mV_0^2}{l_n},$$

где m — масса КЛПК; V_0 — начальная скорость отделения крышки при сходе с направляющих.

Принято, что усилия толкателей соответствовали начальным скоростям отделения $V_0 = 5; 10; 15$ м/с. Массо-центровочные характеристики КЛПК задавались в системе координат $O_1X_1Y_1$. Действие силы тяжести не учитывалось.

Численное моделирование проводилось в пакете FlowVision методом конечных объемов с помощью технологии динамических сеток. Рассматриваемая задача решалась с помощью модели вязкого сжимаемого газа с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса и модели турбулентности SST. В расчетах применялась неявная численная схема второго порядка точности.

Расчетная область представляла собой куб со стороной $20D_m$. Исследуемые модели располагались в центре расчетной области. Число Куранта — Фридрихса — Леви (CFL) принималось равным 10. Общее количество ячеек сетки составляло порядка 5 млн.

Результаты верификации расчетной методики с использованием пакета FlowVision для изделий ракетно-космической техники представлены в работах [15, 16].

Результаты расчетов. В результате численных исследований с применением динамической сетки получены траектории отделения КЛПК при различных начальных условиях (рис. 2), кинематические параметры, а также АДХ в процессе движения крышки. После отделения КЛПК некоторое время находится в отрывной области ВА с пространственным нестационарным характером течения, причем чем больше угол атаки, тем меньше время нахождения крышки в спутном следе. Анализ аэродинамических сил и моментов, действующих на КЛПК в данной области, показал, что поперечная сила существенно меньше (на 1–2 порядка), чем продольная и нормальная составляющие аэродинамической силы, а момент крена и рыскания на 3–5 порядков меньше момента тангажа. Основной вклад в движение КЛПК вносят именно продольная и нормальная сила, а также момент тангажа, в результате чего далее рассматриваются только плоские кинематические параметры движения крышки.

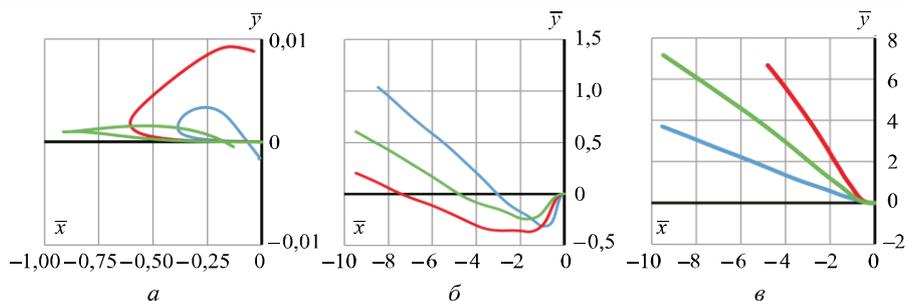


Рис. 2. Траектории отделения крышки люка парашютного контейнера при $\alpha = 0$ (а), $\alpha = 15^\circ$ (б) и $\alpha = 30^\circ$ (в):
 — $V_0 = 5$ м/с; — $V_0 = 10$ м/с; — $V_0 = 15$ м/с

По траекториям видно, что при $\alpha = 0$ столкновение происходит на всех рассмотренных скоростях отделения КЛПК. Однако отделение крышки на остальных рассмотренных углах атаки происходит без соударения. Как можно заметить, при $\alpha = 0$ после схода с направляющих движение КЛПК замедленное, а скорость ее центра масс (ц. м.) достигает нуля при $t \approx 0,47$ с для любой рассмотренной начальной скорости отделения (рис. 3, а). Дальнейшее движение КЛПК происходит в сторону донной поверхности ВА за счет возвратного течения в отрывной области, при этом скорость ее ц. м. увеличивается. При других рассмотренных углах атаки КЛПК выходит из зоны отрыва и попадает в набегающий поток, в результате чего скорость движения ее ц. м. увеличивается (рис. 3, б, в).

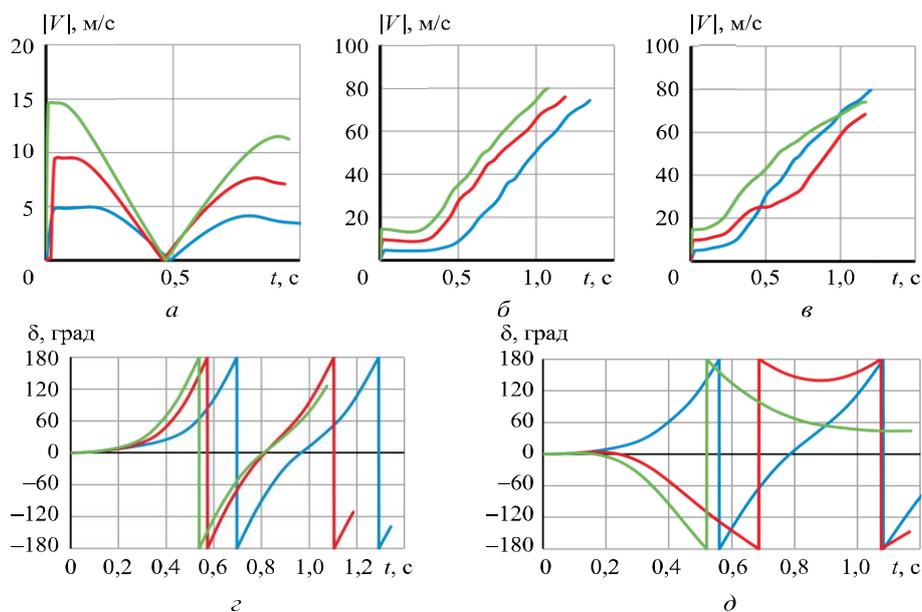


Рис. 3. Кинематические параметры движения крышки при $\alpha = 0$ (а), $\alpha = 15^\circ$ (б, в) и $\alpha = 30^\circ$ (в, д):

$a-v$ — скорость движения КЛПК; ε, δ — угол поворота КЛПК;
 — $V_0 = 5$ м/с; — $V_0 = 10$ м/с; — $V_0 = 15$ м/с

Поскольку при $\alpha = 0$ вращение КЛПК практически отсутствует, на рис. 3 показано угловое движение крышки для случаев $\alpha = 15^\circ$ и $\alpha = 30^\circ$. Можно заметить, что при $\alpha = 15^\circ$ вращение крышки происходит против хода часовой стрелки при любой начальной скорости отделения. При $\alpha = 30^\circ$ направление вращения сохраняется при $V_0 = 5$ м/с и изменяется на противоположное при увеличении начальной скорости. На рис. 4 представлены АДХ ВА в процессе движения КЛПК.

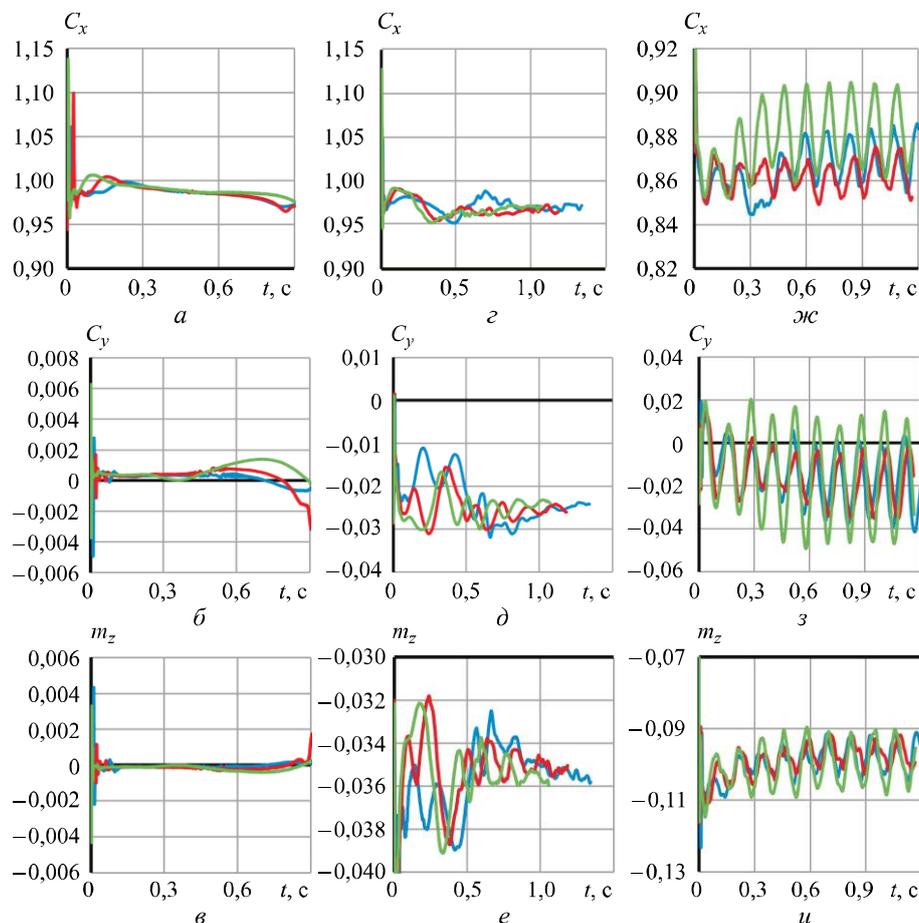


Рис. 4. Аэродинамические характеристики ВА при отделении КЛПК для случаев $\alpha = 0^\circ$ (а–в), $\alpha = 15^\circ$ (з–е) и $\alpha = 30^\circ$ (ж–и):
 — $V_0 = 5$ м/с; — $V_0 = 10$ м/с; — $V_0 = 15$ м/с

Как видно на графиках, при $\alpha = 0$ АДХ ВА остаются примерно постоянными. При увеличении угла атаки КЛПК покидает развитую отрывную область за ВА, внося некоторые возмущения в поток. Этот фактор способствует появлению неустановившегося режима течения и колебаний АДХ ВА, причем при $\alpha = 15^\circ$ колебания носят затухающий характер, а при $\alpha = 30^\circ$ наступает автоколебательный режим. Амплитуда колебаний при $\alpha = 30^\circ$ зависит от начальной скорости

отделения крышки, однако данная зависимость нелинейная. Максимальная амплитуда колебаний АДХ ВА наблюдается при $V_0 = 15$ м/с, а минимальная — при $V_0 = 10$ м/с. При $V_0 = 5$ м/с амплитуда колебаний принимает промежуточное значение.

Аэродинамические характеристики КЛПК при ее отделении от ВА представлены на рис. 5.

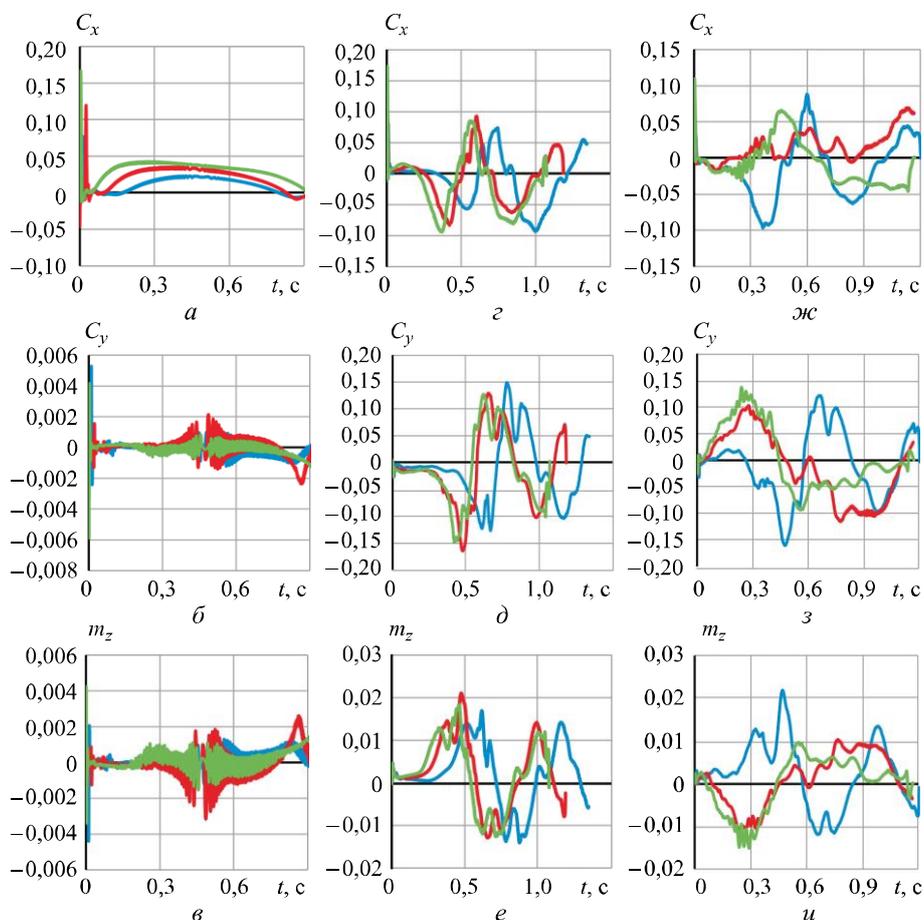


Рис. 5. Аэродинамические характеристики крышки люка парашютного контейнера при отделении от возвращаемого аппарата для случаев $\alpha = 0$ (а-е), $\alpha = 15^\circ$ (з-е) и $\alpha = 30^\circ$ (ж-и):

— $V_0 = 5$ м/с; — $V_0 = 10$ м/с; — $V_0 = 15$ м/с

При $\alpha = 0$ коэффициент продольной силы КЛПК положительный на всем участке движения крышки. Данный факт объясняется тем, что КЛПК движется в отрывной области ВА, в которой направление движения потока противоположно направлению набегающего потока. Возвратное течение за ВА воздействует на поверхность крышки, а сила лобового сопротивления уменьшает ее скорость до нуля (см. рис. 3, а). Далее КЛПК изменяет направление своего движения

на противоположное. Поскольку направление вектора скорости ц. м. крышки совпадает с направлением вектора скорости потока в области отрыва, КЛПК разгоняется в данной области, а коэффициент продольной силы уменьшается.

При увеличении угла атаки крышка покидает отрывную область и начинает вращаться, а ее АДХ приобретают колебательный характер. Как было отмечено выше, при $\alpha = 30^\circ$ увеличение начальной скорости движения КЛПК приводит к изменению направления вращения крышки. Аэродинамическая сила, действующая на верхнюю часть КЛПК, расположенную в отрывной области, тормозит крышку (область 1 на рис. 6, а), а сила, действующая на нижнюю часть, расположенную в возмущенном потоке, — ускоряет (область 2 на рис. 6, а). В результате возникает момент, стремящийся повернуть крышку против хода часовой стрелки.

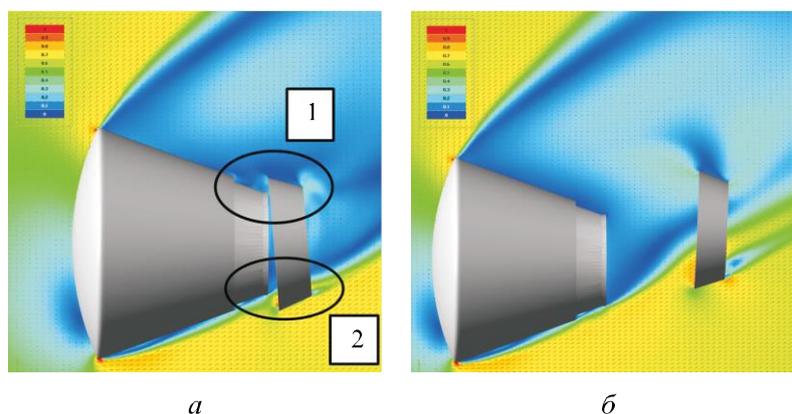


Рис. 6. Поле распределения числа Маха вблизи моделей при $\alpha = 30^\circ$ в случае $V_0 = 5$ м/с (а) и $V_0 = 10$ м/с (б)

При большей начальной скорости отделения КЛПК возникает вертикальная составляющая скорости движения ее ц. м., в результате чего происходит изменение аэродинамических сил, действующих на верхнюю и нижнюю части крышки. Такое изменение приводит к появлению момента тангажа противоположного знака, что, в свою очередь, приводит к вращению крышки по ходу часовой стрелки.

Импульсный анализ. При решении рассматриваемой задачи было выявлено, что столкновение КЛПК и ВА происходит при $\alpha = 0^\circ$ при любой начальной скорости отделения. Это означает, что для прохождения КЛПК области отрицательной силы лобового сопротивления при движении в отрывной области ВА необходим больший начальный импульс, чем было рассмотрено выше. Таким образом, необходимо определить минимальную скорость отделения КЛПК для гарантированного прохождения указанной области без изменения направления движения.

При движении крышки в отрывной области функция продольной силы, действующей на КЛПК, в зависимости от координаты x имеет вид

$$F_x(x) = C_x \frac{\rho[V_1(x) + V_2(x)]^2}{2} S_m, \quad (1)$$

где C_x — коэффициент продольной силы КЛПК; ρ — плотность потока в отрывной области; $V_1(x)$ — функция относительной скорости движения крышки; $V_2(x)$ — функция скорости потока в отрывной области.

Преобразовав выражение (1), получим:

$$F_x(x) = C_x \frac{\rho V_1^2}{2} S_m + C_x \rho V_1 V_2 S_m + C_x \frac{\rho V_2^2}{2} S_m. \quad (2)$$

Здесь первое слагаемое — составляющая продольной силы, возникающая за счет собственного движения крышки. Третье слагаемое — составляющая продольной силы, возникающая за счет воздействия потока в отрывной области на поверхность КЛПК. Второе слагаемое — комбинация, включающая в себя воздействие как от собственного движения КЛПК, так и от воздействия потока в отрывной области ВА.

Для определения первого слагаемого необходимо провести ряд численных расчетов по определению продольной силы, действующей на КЛПК при разных вариантах расположения неподвижной крышки относительно поверхности ВА. Перемещение крышки осуществляется вдоль оси OX_2 (см. рис. 1).

На графике, приведенном на рис. 7, видны области как отрицательной, так и положительной продольной силы, действующей на крышку. Начальный участок (при $0 \leq \bar{x} \leq 0,11$) имеет линейную зависимость (сплошная линия), причем при удалении КЛПК от ВА продольная сила увеличивается из-за постепенного повышения давления в зазоре. Далее (при $\bar{x} > 0,11$) $F_x^{\text{КЛПК}}$ аппроксимируется полиномом 6-го порядка (штриховая линия). Продольная сила уменьшается при удалении КЛПК от ВА до расстояния $\bar{x} = 0,9$. В этой точке наблюдается наибольшее силовое воздействие на крышку в области возвратного течения ВА. Дальнейшее удаление КЛПК от ВА приводит к увеличению продольной силы, а смена знака происходит при $\bar{x} = 2,2$.

Определена также зависимость изменения величины продольной скорости в отрывной области за ВА от расстояния перед отделением крышки (рис. 8). Данная зависимость аппроксимируется полиномом 6-й степени.

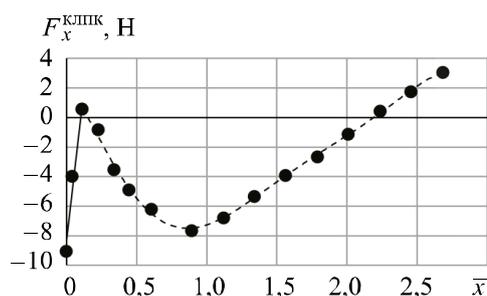


Рис. 7. Продольная сила, действующая на крышки люка парашютного контейнера при различном положении неподвижной крышки:

● — результаты численного моделирования; — — — аппроксимация линейной зависимостью; — — — аппроксимация полиномом 6-го порядка

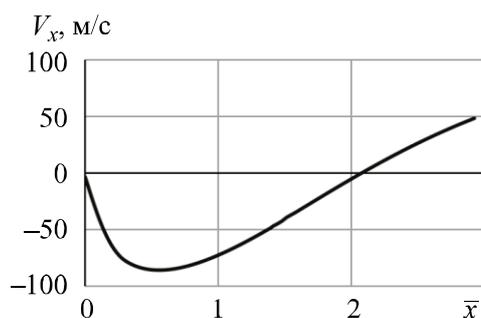


Рис. 8. Эпюра скорости в отрывной области возвращаемого аппарата вдоль оси OX_2

Для определения второй и третьей составляющей силы лобового сопротивления, действующей на КЛПК, необходимо найти коэффициент продольной силы при малой скорости обтекания изолированной крышки для случая $\alpha = 180^\circ$, а также получить эпюру распределения скорости в отрывной области ВА до отделения крышки. Поскольку относительное движение крышки в отрывной области ВА характеризуется небольшими скоростями ($M < 0,1$), принимаем, что $C_x^{\text{КЛПК}}$ не зависит от скорости движения ее ц. м.

Поскольку течение при обтекании ВА в режиме $M_\infty = 0,6$ характеризуется наличием сжимаемости, а локальное течение в донной области несжимаемо ($M < 0,3$), необходимо определить плотность потока в отрывной зоне.

Согласно результатам численного моделирования обтекания ВА при плотности набегающего потока $\rho_\infty = 0,697 \text{ кг/м}^3$, среднее значение плотности в области 1 предполагаемого движения КЛПК (рис. 9) $\rho = 0,588 \text{ кг/м}^3$.

Численное моделирование обтекания изолированной КЛПК проводилось при малой скорости набегающего потока ($V_\infty = 5 \text{ м/с}$) с параметрами атмосферы, соответствующими обтеканию ВА. В итоге получен коэффициент $C_x = 0,137$, а поле распределения скорости вблизи модели представлено на рис. 10.

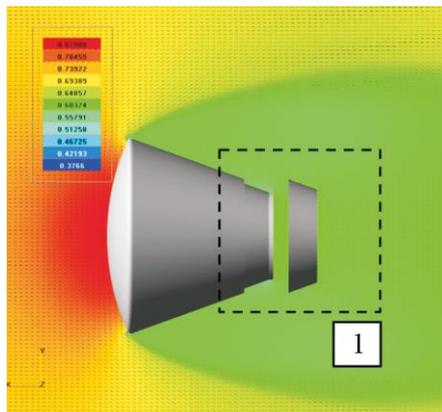


Рис. 9. Поле распределения плотности при совместном обтекании возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера

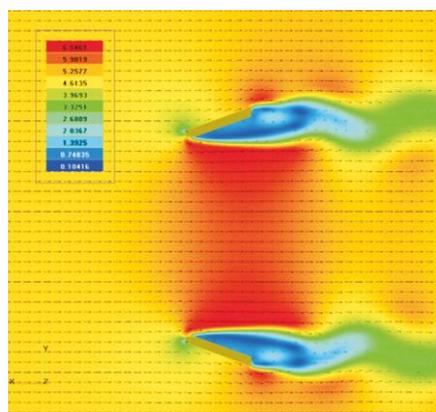


Рис. 10. Поле распределения скорости при изолированном обтекании крышки люка парашютного контейнера

Дифференциальное уравнение движения ц. м. КЛПК в отрывной зоне без учета силы тяжести при $\alpha = 0$ после перехода от производной по времени к производной по координате имеет вид

$$\frac{dV(x)}{dx} = \frac{1}{mV(x)} \left\{ F_x^{\text{КЛПК}}(x) + C_x \rho S_m \left[V_1(x)V(x) + \frac{V_1(x)^2}{2} \right] \right\}, \quad (3)$$

где m — масса КЛПК; C_x — коэффициент продольной силы КЛПК при малой скорости набегающего потока, $C_x = 0,137$; ρ — плотность воздуха в области отрывного течения, $\rho = 0,588 \text{ кг/м}^3$; S_m — площадь миделя ВА.

В качестве граничного условия для решения дифференциального уравнения (3) примем, что значение скорости в точке смены знака силы $F_x^{\text{КЛПК}}$ при $\bar{x} = 2,2$ (см. рис. 7) составляет 2 м/с. Решая дифференциальное уравнение (1) при заданном граничном условии, получаем, что начальная скорость схода КЛПК с направляющих для безопасного отделения $V_0 = 22,8 \text{ м/с}$. При сходе КЛПК с направляющих вследствие быстрого (практически адиабатического) расширения газа во внутренней полости крышки (в зазоре между крышкой и ВА) давление падает, что приводит к снижению истинной скорости схода КЛПК (в среднем на 5 %). Предлагается увеличить рассчитанную скорость безопасного отделения крышки на указанную величину до $V_0 = 24 \text{ м/с}$.

В результате численного моделирования отстрела КЛПК при рассчитанной начальной скорости подтверждено безопасное отделение крышки и получены следующие графики зависимости продольной скорости и продольной силы от расстояния (рис. 11).

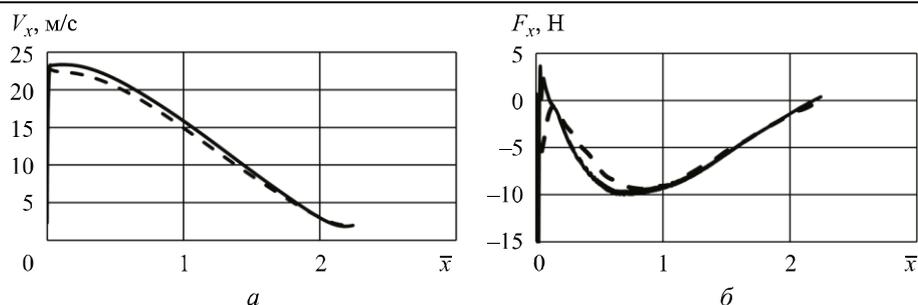


Рис. 11. Изменение модуля продольной скорости центра масс крышки люка парашютного контейнера и продольной силы в зависимости от расстояния:
 — — результат численного моделирования; - - — аналитический расчет

Как видно на графиках (см. рис. 11), наблюдается удовлетворительное согласование результатов, полученных при решении дифференциального уравнения движения ц. м. КЛПК, и результатов численного моделирования в пакете FlowVision. Наибольшее различие наблюдается в момент схода КЛПК с направляющих, что объясняется разрежением под крышкой, возникающим при расширении газа, а также влиянием локальных областей течения при малом удалении крышки от поверхности ВА и большой скорости движения ее ц. м.

Заключение. В рамках поставленной задачи проведены расчеты по отделению КЛПК, расположенной в донной части ВА, без учета силы тяжести. Получены траектории движения ц. м. под действием аэродинамических сил, кинематические параметры и АДХ крышки при различных условиях ее отделения. Показано, что при $\alpha = 0$ происходит столкновение КЛПК и ВА при начальных скоростях отделения $V_0 < 15$ м/с. На данном угле атаки проведен импульсный анализ, в результате которого рассчитана минимальная скорость отделения крышки для предотвращения столкновения ($V_0 = 24$ м/с), что подтверждено с помощью численного моделирования. Поскольку рассчитанная скорость достаточно велика, требуется значительный импульс пиротолкателей для придания крышке заданной скорости отделения. Поэтому отделение КЛПК, расположенной в донной части ВА, рекомендуется проводить при углах атаки в диапазоне $\alpha = 15 \dots 30^\circ$.

Полученные результаты могут быть использованы при проектировании систем отделения конструктивных элементов, расположенных в донной части 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] Rong W., Gao S., Li J., Lin B., Lei J., Wang H., Jia H. The deceleration strategy and reliability validation of the parachute system on the Shenzhou spacecraft. *Scientia Sinica Technologica*, 2014, vol. 44 (3), pp. 251–260.
- [5] Seedhouse E. *SpaceX's Dragon: America's Next Generation Spacecraft*. Springer, 2015, 188 p.
- [6] McKinney J., McCann J., Taylor T.P., DePauw T.C. Boeing CST-100 Landing and recovery system design and development an integrated approach to landing. *AIAA Space 2013 Conference and Exposition*, 2013, pp. 5306. DOI: 10.2514/6.2013-5306
- [7] Baber Jr. H.T., Carter H.S., English R.D. *Flight test of a Little Joe boosted full-scale spacecraft model and escape system for Project Mercury*. National Aeronautics and Space Administration, 1962, 53 p.
- [8] 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, p. 191.
- [9] Lei Y., Zheng-yin Y. The interference aerodynamics caused by the wing elasticity during store separation. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 121, pp. 116–129.
- [10] 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.
- [11] Wang J., Wang H., Jiang K., Jiang Sh. 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.
- [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, с. 39–50.
- [13] 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.
- [14] Choi S., Park J.J., Kim Ch. Numerical analysis on separation dynamics of strap-on boosters in the atmosphere. *Journal of Spacecraft and Rocket*, 2002, vol. 39, no. 3, pp. 439–446. DOI: 10.2514/2.3827
- [15] Андреев В.Н., Боровков А.И., Войнов И.Б., Дроздов С.М., Дядькин А.А., Казаков М.И., Казаков М.Н., Михайлов М.В. Особенности аэрогазодинамики отделяемого головного блока системы аварийного спасения с работающими двигательными установками. *Космическая техника и технологии*, 2014, № 4 (7), с. 10–20.
- [16] 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.

Статья поступила в редакцию 18.06.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Слободянюк Д.М. Численное исследование аэродинамических характеристик возвращаемого аппарата и донного элемента конструкции в процессе их разделения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 10.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-10-2117>

Калугин Владимир Тимофеевич — д-р техн. наук, профессор, кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», факультет «Специальное машиностроение», МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 300 публикаций в российских и зарубежных изданиях. e-mail: kaluginvt@bmstu.ru

Луценко Александр Юрьевич — канд. техн. наук, доцент, кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», факультет «Специальное машиностроение», МГТУ им. Н.Э. Баумана; более 100 публикаций в российских и зарубежных изданиях. e-mail: lutsenko@bmstu.ru

Слободянюк Дмитрий Михайлович — аспирант, кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», факультет «Специальное машиностроение», МГТУ им. Н.Э. Баумана; более 10 публикаций в российских и зарубежных изданиях. e-mail: slob.dima@mail.ru

Numerical study of aerodynamic characteristics of the reentry vehicle and a structural element in its base in the process of their separation

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

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper considers the effect that the separating process of a parachute container hatch door (PCHD) in the base of a reentry vehicle has on their aerodynamic characteristics. The FlowVision software package was used for flow simulation. With the help of a dynamic mesh, the trajectories of the PCHD movement were obtained without taking into account the gravity. The aerodynamic characteristics of the reentry vehicle and PCHD (in motion) were determined. The cases in which the PCHD and reentry vehicle may collide were identified. For these cases, a pulse analysis was carried out and the minimum initial velocity for the safe separation of the PCHD was determined.

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

REFERENCES

- [1] Smirnov V.Yu. *Nauchny vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoy aviatsii — The Civil Aviation High Technologies*, 2009, no. 141, pp. 113–117.
- [2] Nesterov V.A., Polyansky V.V., Semenov I.M. *Izvestiya Tulskogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki — News of the Tula State University. Technical Sciences*, 2012, no. 1, pp. 42–46.
- [3] Kurchanov M.V. *Fundamentalnye i prikladnye issledovaniya v sovremennom mire (Fundamental and Applied research in the modern world)*, 2014, vol. 1, no. 8, pp. 109–116.
- [4] Rong W., Gao S., Li J., Lin B., Lei J., Wang H., Jia H. *Scientia Sinica Technologica*, 2014, vol. 44 (3), pp. 251–260.
- [5] Seedhouse E. *SpaceX's Dragon: America's Next Generation Spacecraft*. Springer, 2015, 188 p.
- [6] McKinney J., McCann J., Taylor T.P., DePauw T.C. Boeing CST-100 landing and recovery system design and development an integrated approach to landing. *AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition*, 2013, p. 5306. DOI: 10.2514/6.2013-5306
- [7] Baber H.T., Carter H.S., English R.D. *Flight test of a Little Joe boosted full-scale spacecraft model and escape system for Project Mercury*. National Aeronautics and Space Administration, 1962, 53 p.
- [8] 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, p. 191.
- [9] Lei Y., Zheng-yin Y. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 121, pp. 116–129.
- [10] Chaplin R.A., MacManus D.G., Birch T.J. *Shock Waves*, 2010, vol. 20, no. 2, pp. 89–101.

- [11] Wang J., Wang H., Jiang K., Jiang Sh. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2016, vol. 10, no. 1, pp. 427–440.
- [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, pp. 39–50.
- [13] Ko S.H., Kim C. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, vol. 45, no. 3, pp. 485–494.
- [14] Choi S., Park J.J., Kim Ch. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, vol. 39, no. 3, pp. 439–446. DOI: 10.2514/2.3827
- [15] Andreev V.N., Borovkov A.I., Voynov I.B., Drozdov S.M., Dyadkin A.A., Kazakov M.I., Kazakov M.N., Mikhailov M.V. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2014, no. 4 (7), pp. 10–20.
- [16] 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.

Kalugin V.T., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Space Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University; author of over 300 research publications in the field of aerodynamics of jet and separating flows, design of flight control systems. e-mail: kaluginvt@bmstu.ru

Lutsenko A.Yu., Cand. Sc (Eng.), Assoc. Professor, Department of Space Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University; author of over 100 research publications in the field of aerodynamics of jet and separating flows, design of flight control systems. e-mail: lutsenko@bmstu.ru

Slobodyanyuk D.M., post-graduate student, Department of Space Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University; author of over 10 research publications in the field of aerodynamics of jet and separating flows, design of flight control systems. e-mail: slob.dima@mail.ru