

Л.В. БЫКОВ,
канд. техн. наук,
О.А. ПАШКОВ,
канд. техн. наук
(МАИ, Москва),
М.Н. ПРАВИДЛО,
д-р техн. наук
(ГосМКБ «Вымпел», Москва),
В.В. ТИШКОВ,
канд. техн. наук,
Д.С. ЯНЫШЕВ,
канд. техн. наук
(МАИ, Москва)
bykov@mai.ru

Математическое моделирование динамического отделения полезной нагрузки от самолета-носителя

Представлены результаты математического моделирования динамического отделения полезной нагрузки от самолета-носителя. В результате численного моделирования получены параметры свободного движения отделяемой нагрузки с учетом ее массомоментных характеристик, аэродинамических сил и моментов, а также действующей силы тяжести.

Самолет-носитель, отделяемая нагрузка, уравнения газовой динамики, сеточная модель, численное решение, аэродинамические характеристики

Наращивание тактико-технических характеристик современных модернизируемых и перспективных комплексов авиационного управляемого ракетного вооружения возможно за счет повышения скорости полета и расширения диапазона эксплуатационных перегрузок как самолетов-носителей (СН), так и авиационных управляемых ракет (АУР). При этом возникает вопрос обеспечения безопасности полета современных скоростных высокоманевренных СН при пуске с них АУР [1]. Под безопасностью отделения АУР от СН в общем случае понимается такой ее пуск, при котором обеспечивается выполнение следующего комплекса условий:

- движение АУР в окрестности СН без ее соударения с СН, элементами его конструкции или другими установленными на соседних точках подвески авиационными средствами поражения;
- сохранение пространственной устойчивости АУР при ее полете после отделения от СН;
- отсутствие термодинамического воздействия газовой струи двигателя АУР на двигательную установку СН, элементы его конструкции и на установленные на нем авиационные средства поражения.

В настоящее время безопасное отделение АУР обеспечивается широко распространенными авиационными катапультными устройствами (АКУ), предназначенными для выведения отделяемых ракет из интерференционной зоны обтекания СН за счет придания им при катапультировании линейной и угловой относительных скоростей.

Величины параметров катапультирования, приобретаемые АУР на момент схода с АКУ, являются начальными параметрами свободного движения (полета) АУР относительно СН (параметрами отделения).

Отличительной чертой тактико-технических требований отечественных ВВС к зонам боевого применения современных или перспективных СН при использовании АУР является практически полное их совпадение со всей зоной возможных режимов полета СН. В то же время потребные (с точки зрения обеспечения безопасности отделения) и в первую очередь определяющие начальное угловое движение АУР параметры отделения АУР от АКУ для отдельных видов ракет находятся в достаточно узких диапазонах их изменения.

Задача обеспечения безопасного отделения еще больше осложняется при необходимости раскрытия рулей АУР после ее схода с АКУ. При таком отделении имеется участок неуправляемого полета АУР до момента раскрытия рулей.

Все это говорит о том, что обеспечение безопасности полета скоростных высокоманевренных СН при принудительном отделении от них АУР представляет собой довольно сложную научно-техническую задачу, которая с учетом расширения условий боевого применения СН требует разработки целого ряда мероприятий, выходящих за рамки традиционного подхода в направлении только технического совершенствования конструкций АКУ.

Использование методов численного моделирования процесса катапультирования АУР [2] позволяет варьировать параметры процесса их катапультирования для всех возможных режимов применения и значительно сократить сроки и материальные затраты на проведение доводочных и отладочных испытаний.

Математическая модель обтекания набегающим потоком СН с полезной нагрузкой

Для определения параметров обтекания СН и АУР на первом этапе исследования изучалось обтекание отделяемой АУР в свободном полете как изолированного объекта, а также как компоновки, пред-

ставляющей собой СН с отделяемой АУР [3]. В случае обтекания компоновки рассматривалось два положения изделия:

- 1) АУР находится в транспортном положении и имеет координату $Y_{\text{отн}} = 0$ м;
- 2) АУР располагается на 0,6 м ниже транспортного положения (т.е. в положении отхода от транспортного положения) и имеет координату $Y_{\text{отн}} = 0,6$ м.

Параметры рабочего тела

В рамках исследования воздух рассматривался как идеальный вязкий газ [4]. Представим расчетные параметры.

Плотность:

$$\rho = \frac{P_{\text{ст}}}{RT}, \quad (1)$$

где $P_{\text{ст}}$ – местное статическое давление; R – универсальная газовая постоянная; T – местная температура.

Удельная изобарная теплоемкость и удельная теплопроводность задаются по кусочно-линейному закону в виде функции от температуры.

Динамическая вязкость по формуле Сатерленда:

$$\mu_i = \mu_{\text{норм}} \left(\frac{T}{T_{\text{норм}}} \right)^{3/2} \frac{T_{\text{норм}} + S}{T + S}, \quad (2)$$

где $\mu_{\text{норм}}$ – динамическая вязкость при нормальных условиях; T – статическая температура; $T_{\text{норм}}$ – температура при нормальных условиях; S – эффективная температура (константа Сатерленда).

Дискретизация уравнений по методу контрольного объема

Для решения уравнений механики сплошной среды применялся метод контрольного объема, суть которого в интегрировании уравнения переноса в каждом выделенном объеме. В итоге получается дискретное уравнение, представляющее закон сохранения в данном объеме.

Дискретизация основных уравнений механики сплошной среды может быть проиллюстрирована преобразованием нестационарного уравнения переноса некой скалярной величины ϕ . Известно, что для численного моделирования областей с большими градиентами физических величин целесообразно применять схемы дифференцирования второго порядка точности. В этом случае значения скалярной величины на гранях ячейки вычисляются использованием подхода многомерного линейного восстановления [5]. При таком подходе точность более высокого порядка на гранях ячейки достигается разложением в ряд Тейлора величины ϕ в окрестности центра ячейки. При использовании схемы второго порядка против потока значение скалярной величины на гранях ячейки ϕ_f приводится к виду

$$\phi_{f,\text{SOU}} = \phi + \nabla \phi \mathbf{r}, \quad (3)$$

где ϕ – значение величины в центре ячейки; $\nabla \phi$ – градиент ϕ в ячейке вверх по потоку; $\mathbf{r}$ – вектор от центра ячейки, расположенной вверх по потоку, к центру грани ячейки.

Центрально-разностная схема второго порядка точности для вычисления значений ϕ_f на поверхности элементарной ячейки определяется соотношением

$$\bar{\phi}_{f,CD} = \frac{1}{2}(\phi_0 + \phi_1) + \frac{1}{2}(\nabla \phi_0 \mathbf{r}_0 + \nabla \phi_1 \mathbf{r}_1), \quad (4)$$

где индексами «0» и «1» отмечены значения параметров в двух соседних ячейках, имеющих общую грань f ; $\nabla \phi_0$, $\nabla \phi_1$ – градиенты, вычисленные в ячейках «0» и «1»; $\mathbf{r}$ – вектор, направленный из центра ячейки к центру грани ячейки (индексы «0» и «1» обозначают ячейки «0» и «1»).

Центрально-разностная схема в отдельных случаях может приводить к бесконечно большому значению вычисляемой величины ϕ и нефизичным колебаниям, что может стать причиной неустойчивости численного метода [6]. Указанный недостаток устраняется методом отложенной коррекции, при исполь-

зовании которого значение скалярной переменной на элементарной поверхности ячейки вычисляется следующим образом:

$$\varphi_f = \varphi_{f,UP} + (\varphi_{f,CD} - \varphi_{f,UP}), \quad (5)$$

где индексом «UP» отмечено значение φ_f вверх по потоку. Слагаемое $\varphi_{f,UP}$ вычисляется неявно, а разность $(\varphi_{f,CD} - \varphi_{f,UP})$ – явно.

В рамках данной работы рассматривались потоки с высокими числами Рейнольдса [7, 8]. Для замыкания системы уравнений Навье – Стокса применялась модель турбулентности Ментера SST [9], которая является одной из многих моделей, использующих принцип осреднения по Рейнольдсу.

Обезразмеривание аэродинамических характеристик

Суммарные аэродинамические силы обезразмеривались следующим образом (на примере коэффициента продольной силы):

$$c_x = \frac{R_x}{\frac{\rho v_\infty^2}{2} S},$$

где S – площадь миделя; ρ – статическая плотность невозмущенного потока; v_∞ – скорость набегающего потока; R_x – проекция полной аэродинамической силы, Н, на ось OX системы координат, связанной с изделием.

В свою очередь, суммарные аэродинамические моменты представлялись в безразмерной форме следующим образом (на примере коэффициента m_z):

$$m_z = \frac{M_z}{\frac{\rho v_\infty^2}{2} SL},$$

где L – характерный линейный размер изделия (длина изделия); ρ – статическая плотность невозмущенного потока; v_∞ – скорость набегающего потока; M_z – составляющая полного аэродинамического момента, Н·м, по оси OZ системы координат, связанной с изделием.

Расчетная область определялась следующими граничными условиями: сверхзвуковым входом, выходом потока, твердой стенкой.

На входе в расчетную область использовалось граничное условие входа сверхзвукового потока. Поскольку в этом случае скорость набегающего потока больше скорости звука, все собственные значения матрицы, определяющей конвективный перенос через границу, имеют положительный знак, т.е. возмущения распространяются от границы внутрь расчетной области [10]. В этом случае на границе необходимо задавать все параметры течения в явной форме. В работе использовались три компоненты скорости, статическая температура и статическое давление набегающего потока.

На выходной границе расчетной области применялось граничное условие выхода потока в область с фиксированным давлением. В том случае, если выходящий через границу поток является сверхзвуковым, все возмущения распространяются наружу из расчетной области. Значения параметров потока на границе получались экстраполяцией из ячеек, расположенных перед выходной границей, т.е. находящихся вверх по потоку.

Таким образом, четыре из пяти характеристик потока (p , u , v , w , T) считались направленными из расчетной области. Параметры течения экстраполировались из ячеек, расположенных перед выходной границей, а пятый параметр (статическое давление p) задавался на границе явно [11]. Принималось, что на выходной границе статическое давление равно статическому давлению набегающего потока. Отметим, что выходная граница была достаточно удалена от исследуемого тела, в результате чего все отрывные зоны течения вблизи обтекаемого тела располагались целиком внутри расчетной области.

Для границы расчетной области, совпадающей с поверхностью исследуемого тела, задавалось условие прилипания для уравнений количества движения и условие адиабатной стенки для уравнения энергии.

Для того чтобы с помощью итерационных методов решить преобразованные в систему линейных алгебраических уравнений дискретные аналоги уравнений механики сплошной среды, необходимо задать определенное начальное приближение, с которого будет осуществляться итерационный процесс.

В качестве начального приближения в начале итерационного процесса в каждой ячейке расчетной области задавались значения всех параметров потока, такие же, как и на входной границе. После этого решалась нестационарная задача обтекания СН с подвешенной к катапультному устройству АУР, неподвижной относительно СН [12]. Расчетом определялись все нестационарные характеристики потока вблизи компоновки СН – АУР. Результаты расчета принимались в качестве начального приближения для решения динамической задачи отделения АУР с учетом ее массомоментных характеристик.

Для решения уравнений импульсов и моментов применительно к отделяемой ракете был разработан дополнительный программный модуль, который в дальнейшем будем называть 6DOF-решателем по аналогии с термином «6DOF solver», которым обычно обозначают программные модули аналогичного назначения.

Разработанный 6DOF-решатель – это написанная на языке СИ подпрограмма, подключаемая к основной программе решения уравнений газодинамики. С помощью 6DOF-решателя интегрированием избыточного статического давления по поверхности отделяемой АУР вычислялись внешние силы и моменты, действующие на нее. Отметим, что аэродинамические силы вычислялись в глобальной неподвижной системе координат, а моменты аэродинамических сил – в системе координат, центр которой совпадает с центром масс АУР, а оси сонаправлены с осями глобальной неподвижной системы координат.

Уравнение ускорения центра масс ракеты для инерциальной системы координат имеет следующий вид:

$$\vec{a}_{\text{цм}} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^n \vec{f}_i, \quad (6)$$

где $\vec{a}_{\text{цм}}$ – поступательное ускорение центра масс изделия в инерциальной системе координат; m – масса изделия; $\vec{f}_i$ – вектор внешней силы, действующей на тело (в том числе и силы тяжести) в инерциальной системе координат.

Для определения вектора углового ускорения АУР моменты аэродинамических сил, действующих на ракету, сначала преобразовывались в моменты сил, действующие в подвижной системе координат, связанной с самой АУР. Затем вычислялся вектор локального углового ускорения АУР относительно связанной с ним подвижной системы координат. После этого вектор локального углового ускорения АУР пересчитывался в вектор глобального ускорения.

Приведем матрицы преобразования глобальных моментов сил в локальные:

- матрица вращения локальной подвижной системы координат вокруг оси OZ глобальной неподвижной системы координат

$$C = \begin{bmatrix} \cos(\theta_2) & -\sin(\theta_2) & 0 \\ \sin(\theta_2) & \cos(\theta_2) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad (7)$$

- вокруг оси OY

$$B = \begin{bmatrix} \cos(\theta_1) & 0 & \sin(\theta_1) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta_1) & 0 & \cos(\theta_1) \end{bmatrix}; \quad (8)$$

- вокруг оси OX

$$A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta_0) & -\sin(\theta_0) \\ 0 & \sin(\theta_0) & \cos(\theta_0) \end{bmatrix}, \quad (9)$$

где $\theta_0, \theta_1, \theta_2$ – углы Эйлера, обозначающие вращение вокруг осей OZ, OY, OX .

В свою очередь, результирующая матрица вращения T может быть вычислена по формуле

$$T = [C][B][A]. \quad (10)$$

Моменты сил в локальной системе координат:

$$\vec{M}_{\text{local}} = T \vec{M}_{\text{global}}. \quad (11)$$

Локальные угловые ускорения изделия:

$$\vec{\varepsilon}_{\text{local}} = \frac{\vec{M}_{\text{local}}}{J_{\text{local}}}, \quad (12)$$

где J_{local} – главные моменты инерции изделия.

В результате угловые ускорения АУР в системе координат, центр которой совпадает с ее центром масс, а оси сонаправлены с осями глобальной неподвижной системы координат, можно представить следующим образом:

$$\vec{\varepsilon}_{\text{global}} = T^T \vec{\varepsilon}_{\text{local}}. \quad (13)$$

После определения поступательного и углового ускорения АУР из уравнений (6) и (13) вычислялись векторы ее поступательной и угловой скорости, после чего интегрированием значений скорости и угловой скорости по времени вычислялось перемещение АУР внутри расчетной области.

Для определения текущего положения АУР внутри расчетной области использован метод динамической перестраиваемой расчетной сетки, который сводится к перестроению расчетной сетки после определения нового положения груза в пространстве. В данной работе использовано два метода.

Суть метода сглаживания заключается в перемещении узлов ячеек вслед за перемещением твердого тела при неизменном количестве ячеек в расчетной сетке, т.е. деформировании расчетной сетки. Данный метод математически представляет собой неявный итерационный метод сглаживания, т.е. на каждом временном шаге расчета осуществляется заданное количество внутренних итераций перемещения узлов расчетной сетки. В качестве закона перемещения узлов была применена так называемая пружинная аналогия, основанная на законе Гука. Принималось, что на узел расчетной сетки действует некая мнимая сила, пытающаяся сдвинуть его с места:

$$\vec{F}_i = \sum_j^{n_i} k_{ij} (\Delta \vec{x}_j - \Delta \vec{x}_i), \quad (14)$$

где $\Delta \vec{x}_i$ и $\Delta \vec{x}_j$ – перемещения узла i и соседнего с ним узла j ; n_i – количество соседних узлов, граничащих с узлом i ; k_{ij} – коэффициент жесткости расчетной сетки между узлами i и j .

При этом коэффициент жесткости расчетной сетки определялся следующим образом:

$$k_{ij} = \frac{k_{\text{fac}}}{\sqrt{|\vec{x}_i - \vec{x}_j|}}, \quad (15)$$

где k_{fac} – постоянная коэффициента жесткости.

Сумма всех сил, действующих на узел со стороны мнимых пружин, должна быть равна нулю. Данное равновесие достигается за счет смещения узла i на расстояние $\Delta \vec{x}_i$, т.е. величина $\Delta \vec{x}_i$ определяется итерационным методом. Тогда перемещение узла i на итерации $m + 1$:

$$\Delta \vec{x}_i^{m+1} = \frac{\sum_j^{n_i} k_{ij} \Delta \vec{x}_j^m}{\sum_j^{n_i} k_{ij}}. \quad (16)$$

Когда перемещение узлов определено, положение узлов на новом шаге по времени определяется выражением

$$\Delta \vec{x}_i^{n+1} = \Delta \vec{x}_i^n + \Delta \vec{x}_i^{\text{равновесное}}, \quad (17)$$

где индексы « $n + 1$ » и « n » обозначают положение узла сетки на следующем и на текущем шаге по времени.

Отметим, что метод сглаживания позволяет производить только некоторые относительно небольшие изменения расчетной сетки, но не способен учесть значительное поступательное или вращательное смещение тела, поскольку в этом случае неизбежно возникнет ситуация, когда ячейки расчетной сетки будут чрезмерно деформироваться. В этом случае метод сглаживания целесообразно применять в сочетании с методом перестроения.

При использовании метода перестроения расчетной сетки перемещаются только те узлы ячеек, которые находятся непосредственно на поверхности твердого тела. Остальные же узлы остаются неподвижными. Однако при этом проводится анализ объема каждой ячейки, а также оценка ее скошенности (степени отклонения ее формы от идеального тетраэдра). Слишком маленький объем ячейки (меньше заданного порогового значения) является критерием для объединения ее с несколькими соседними ячейками и удаления лишних узлов сетки. Слишком большой объем ячейки является основанием для ее разбиения на несколько ячеек с добавлением новых узлов. Подобные действия происходят и при обнаружении ячеек со слишком большой скошенностью. В данной работе метод перестроения расчетной сетки применялся на каждом шаге в сочетании с методом сглаживания. В результате узлы расчетной сетки двигались, и дополнительно их количество в сетке менялось на каждом шаге по времени.

Для решения набора уравнений неразрывности, количества движения, энергии и переноса компонентов применялся связанный решатель, решающий основные уравнения механики сплошной среды в виде единого связанного набора. Этот подход обеспечивает хорошую сходимость расчета при моделировании обтекания тел сверхзвуковыми потоками.

Результаты численных исследований

Исследования динамического отделения АУР от СН были выполнены при различных параметрах набегающего потока. В качестве примера приведены результаты, полученные для углов атаки СН в момент отделения полезной нагрузки $\alpha = 0; 4; 8^\circ$. Эти режимы наиболее интересны с точки зрения безопасности отделения АУР. Приведем параметры набегающего потока (при этом $\beta^0 = 0$ и $\gamma^0 = 0$): $M_\infty = 1,7$; $P_\infty = 26500$ Па; $T_\infty = 223,25$ К; $\rho_\infty = 0,4135$ кг/м³; $V_\infty = 509,1$ м/с.

В расчетах использованы следующие массомоментные характеристики АУР: масса $m = 350$ кг; главные моменты инерции: $J_{xx} = 4,365$ кг·м²; $J_{yy} = 497,367$ кг·м²; $J_{zz} = 497,367$ кг·м².

АУР закреплена на катапультном устройстве, расположенном на консоли крыла СН, который представляет собой сверхзвуковой летательный аппарат с крыльями удлинением 4,5, сужением 3,5 и стреловидностью по передней кромке 42° .

Воздействие пускового устройства катапультного типа на АУР учитывалось заданием ее поступательной и угловой скорости в момент времени $t = 0$ с. Приведем начальные поступательные и угловые скорости АУР для всех представленных режимов полета: $V_x = 0$ м/с; $V_y = -4,1$ м/с; $V_z = 0$ м/с; $\omega_x = 0$ град/с; $\omega_y = 0$ град/с; $\omega_z = 70$ град/с.

Исследования проводились на неупорядоченной сетке размерностью около 18 млн ячеек. Для достоверного моделирования градиентов параметров потока в пограничном слое на поверхности отделяемой АУР и СН был построен слой из призматических ячеек (призмослой) толщиной в шесть ячеек.

Представим координаты центра масс АУР: $x_{отн}$ (рис. 1, а); $y_{отн}$ (рис. 1, б); $z_{отн}$ (рис. 1, в) в зависимости от времени полета в системе координат, связанной с СН. Здесь: — — $\alpha = 0^\circ$; - - - $\alpha = 4^\circ$; - · - · - $\alpha = 8^\circ$.

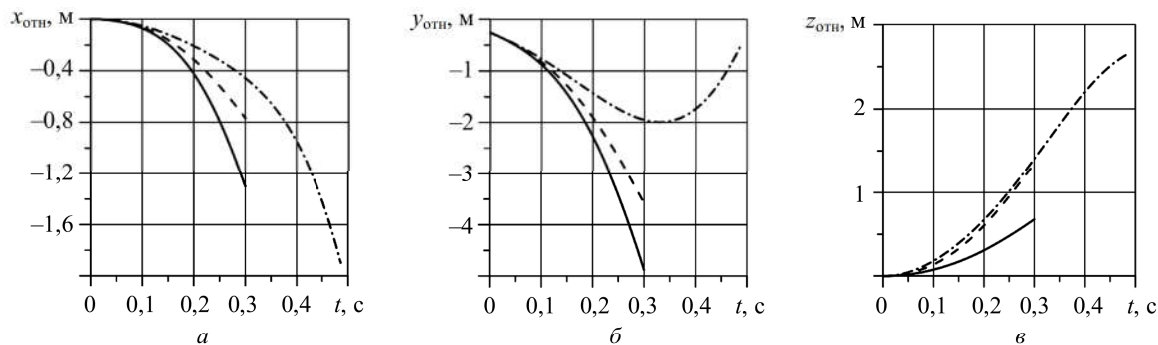


Рис. 1

Представим углы наклона осей системы координат, связанной с отделяемой АУР, относительно осей системы координат, связанной с СН. Зависимость угла наклона относительно оси OX демонстрирует рис. 2, а, относительно оси OY – рис. 2, б, относительно оси OZ – рис. 2, в. Здесь: — $\alpha = 0^\circ$; - - - $\alpha = 4^\circ$; ····· $\alpha = 8^\circ$.

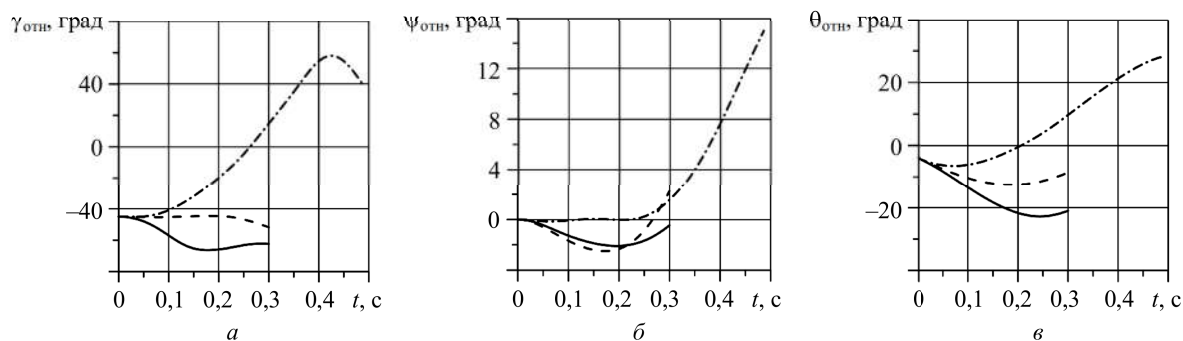


Рис. 2

Из данных (см. рис. 1, 2) видно, что при углах атаки $\alpha = 0^\circ$; 4° отделение АУР можно считать штатным, поскольку происходит уверенный уход груза вниз от СН с постепенным нарастанием вертикальной скорости V_y .

При угле атаки $\alpha = 8^\circ$ начальной поступательной и угловой скорости отделяемой АУР недостаточно для уверенного ухода от СН по причине слишком большого скоростного напора набегающего потока, направленного снизу вверх. Из графика $y_{\text{отн}} = f(t)$ (см. рис. 1, б) видно, что в момент времени $t = 0,34$ с АУР изменила направление своего движения и при $t > 0,34$ с началось ее движение вверх, что в конечном итоге должно привести к столкновению с консолью крыла СН.

По данным $\theta_{\text{отн}} = f(t)$ (см. рис. 2, в) видно, что при $\alpha = 8^\circ$ изменение направления движения АУР по координате OZ произошло из-за большой скошенности набегающего потока. Ракета почти сразу же после сброса вышла на положительные углы атаки, что привело к возникновению у нее большой подъемной силы, определившей направление ее дальнейшего движения.

По результатам проведенных исследований можно сделать вывод, что представленная методика численного моделирования позволяет с высокой вероятностью предсказать характер движения АУР после катапультирования с консоли крыла СН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Корижин О.В. Методика расчета аэродинамических характеристик грузов, отделяемых от летательного аппарата // Вестник МАИ. 2015. Т. 22. № 1. С. 7–13.
2. Баранов Н.А. и др. Численные методы динамики летательного аппарата в условиях аэродинамической интерференции. М.: Наука, 2001. 208 с.
3. Седлов А.А., Иванов В.Л. Численное моделирование газодинамики и теплообмена при струйном натекании на поверхность // Изв. вузов. Авиационная техника. 2012. № 4. С. 75–78.
4. McBride B.J., Gordon S., Reno M.A. Coefficients for Calculating Thermodynamic and Transport Properties of Individual Species. NASA, 1993. 94 p.
5. Быков Л.В. и др. Вычислительная механика сплошных сред в задачах авиационной и космической техники. М.: Ленанд, 2015. 668 с.
6. Venkateswaran S. et al. Propulsion Related Flowfields Using the Preconditioned Navier–Stokes Equations // Technical Report of the AIAA/ASME/SAE/ASEE 28th Joint Propulsion Conference, July 6–8, 1992, Nashville. 16 p. AIAA Paper 92-3437.
7. Мингазов Б.Г., Давлетишин И.С. Выбор моделей турбулентности и параметров сетки для расчета течений в диффузорных каналах // Изв. вузов. Авиационная техника. 2011. № 4. С. 24–28.
8. Ларина Е.В., Крюков И.А., Иванов И.Э. Моделирование осесимметричных струйных течений с использованием дифференциальных моделей турбулентной вязкости // Тр. МАИ [Электронный журнал]. 2016. № 91. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=75565> (дата обращения: 10.02.2018).
9. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA Journal. 1994. Vol. 32. Iss. 8. P. 1598–1605.
10. Weiss J.M., Smith W.A. Preconditioning Applied to Variable and Constant Density Flows // AIAA Journal. 1995. Vol. 33. 11. P. 2050–2057.

11. Barth T.J., Jespersen D.C. The Design and Application of Upwind Schemes on Unstructured Meshes // Technical Report of the AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting, Jan. 9–12, 1989, Reno, Nevada. 13 p. AIAA–89–0366.
12. Буканов К.В., Жерехов В.В. Исследование влияния близости экранирующей поверхности на интегральные аэродинамические характеристики прямоугольных механизированных крыльев различных удлинений // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 34–40.

Поступила в редакцию 19.02.18

Numerical Simulation of Detachment Dynamics of a Payload from the Parent Aircraft

L.V. BYKOV, O.A. PASHKOV, M.N. PRAVIDLO, V.V. TISHKOV, AND D.S. YANY SHEV

This paper presents the numerical simulation of detachment dynamics of a payload from its parent aircraft. The simulation allowed obtaining the free motion parameters of the payload taking into account its mass and momentum characteristics, aerodynamic forces and moments as well as gravity.

Parent aircraft, payload, Navier–Stokes equations, mesh model, CFD, aerodynamic properties