

УДК 533.695.9

# Математическое моделирование аэродинамической совместимости вертолета и груза

*А.Н. Детков, А.М. Баранов, С.Э. Камаренцев*

E-mail: detkov@gosniias.ru; k1toos@rambler.ru

*Проведен анализ аэродинамической интерференции груза, размещенного на агрегате внешней подвески под консолью крыла вертолета. Показано, что аэродинамическая интерференция груза и агрегата внешней подвески может существенно влиять на безопасность функционирования вертолета. Задача решается с использованием пакетов программ газодинамического анализа и твердотельного моделирования. Показана возможность создания благоприятных условий отделения подвесных грузов от конструкции агрегата внешней подвески вертолета.*

**Ключевые слова:** аэродинамическая интерференция; вертолет с грузом на внешней подвеске; твердотельное моделирование; газодинамический анализ.

**A.N. Detkov, A.M. Baranov, S.E. Kamarentsev.** Mathematical Modeling of Aerodynamic Compatibility of Helicopter and Cargo

*The analysis of aerodynamic interference of the cargo placed on the external suspension unit under the wing console of the helicopter is carried out. It is shown that the aerodynamic interference of the load and the external suspension unit can significantly affect the safety of helicopter operation. The problem is solved by means of gas dynamic analysis and solid-state modeling software packages. The research results make it possible to create favorable conditions for the separation of suspended loads from the design of the external suspension unit of the helicopter.*

**Keywords:** aerodynamic interference; helicopter with cargo on an external suspension; solid-state modeling; gas dynamic analysis.

## Введение

На подвесной груз, отделяемый от вертолета, на начальном участке траектории его движения действуют дополнительные силы и моменты, обусловленные влиянием носителя [1]. Эти силы и моменты активно влияют на траекторию отделения груза и в ряде случаев приводят к небезопасным траекториям отделения, существенно сокращая диапазон условий отделения и ограничивая летно-технические характеристики вертолета.

При аварийном сбросе грузов особенно неблагоприятными для безопасности являются интерференционные моменты крена. Они действуют,



**ДЕТКОВ**

**Александр Николаевич** –  
заместитель начальника отделения  
Государственного  
научно-исследовательского  
института авиационных систем,  
профессор, доктор техн. наук



**БАРАНОВ**

**Алексей Михайлович** –  
инженер 2-й категории  
Государственного  
научно-исследовательского  
института авиационных систем



**КАМАРЕНЦЕВ**

**Сергей Эдуардович** –  
инженер  
Государственного  
научно-исследовательского  
института авиационных систем

например, на такой крупногабаритный груз, как авиационная ракета при ее старте из-под крыла большой стреловидности. Как показали летные испытания и сбросы динамически подобных моделей в аэродинамических трубах, большие интерференционные моменты крена приводят после отцепки такого груза от носителя при аварийном сбросе к быстрому раскручиванию груза относительно продольной оси и к соударениям консолей крыла или оперения ракеты с пусковой установкой или крылом вертолета. Эффективности органов поперечного управления ракет и их быстродействия при больших интерференционных моментах крена становится недостаточно [2].

Еще более трудная проблема – обеспечение безопасности аварийного сброса грузов при старте с неработающими органами управления, а также грузов, которые не имеют органов управления.

Для обеспечения применения вертолетных комплексов реализуется ряд технических решений, направленных на безопасность отделения всевозможных изделий от вертолета. Под безопасностью отделения в общем случае понимается выполнение следующих условий при полете в окрестности носителя груза после его выброса из пусковых установок:

отделение груза от вертолета без его соударения с элементами конструкции вертолета или с другими подвесными изделиями;

отсутствие термодинамического воздействия (струи ракетного двигателя твердого топлива или ложной тепловой цели) на силовую установку вертолета, элементы его конструкции и транспортируемые грузы.

Технические решения, направленные на обеспечение безопасного использования отделяемых средств, проверяются с помощью имитационного моделирования сброса, пуска или отстрела данных средств и последующего анализа пространственного движения груза в окрестности вертолета.

## Описание задачи и подходы к решению

Решается задача обтекания груза, размещенного на агрегате внешней подвески под консолью крыла вертолета, дозвуковым потоком при различных углах атаки. Необходимо определить аэродинамические параметры, влияющие на траектории полета груза, находящегося в возмущенном потоке вблизи вертолета.

На поведение груза при отделении от носителя в общем случае влияют следующие параметры:

- углы атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$  груза;
- скорость набегающего потока;
- конструктивная конфигурация груза  $W_l$ ;
- наличие оперения.

Зависимость аэродинамических коэффициентов груза можно формально представить в виде уравнений [3, 4]

$$C^{гр} (C_x^{гр}, C_y^{гр}, C_z^{гр}) = f(\alpha_{гр}, \beta_{гр}, M_{гр}, W_l);$$

$$m^{гр} (m_x^{гр}, m_y^{гр}, m_z^{гр}) = f(\alpha_{гр}, \beta_{гр}, M_{гр}, W_l).$$

Кроме того, на поле течения скоростей в окрестности вертолета оказывают влияние следующие факторы:

- высота полета вертолета;
- скорость полета в виде числа Маха  $M_b$ ;
- положение и координаты груза относительно вертолета  $R_{отн}^{гр}$ ;
- вариант загрузки вертолета авиационными подвесными изделиями  $N_l$ ;
- углы атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$  вертолета в момент отделения груза.

Зависимость интерференционных аэродинамических коэффициентов вертолета можно формально представить в виде уравнений

$$C^{инт} (C_x^{инт}, C_y^{инт}, C_z^{инт}) = f(R_{отн}^{гр}, \alpha_b, \beta_b, M_b, N_l);$$

$$m^{инт} (m_x^{инт}, m_y^{инт}, m_z^{инт}) = f(R_{отн}^{гр}, \alpha_b, \beta_b, M_b, N_l).$$

Таким образом, задача определения влияния интерференционных характеристик на отделяемый груз – многофакторная и содержит такие аспекты, как конфигурация груза и положение его и вертолета по отношению к набегающему потоку с течением времени после отделения.

Для получения аэродинамических характеристик вертолета и груза существует несколько способов:

- 1) продувка их моделей в аэродинамической трубе;
- 2) натурные летные испытания;
- 3) выполнение «виртуальных» продувок.

В данном случае задачу будем решать методами вычислительной гидродинамики [5], которые все шире применяются в связи с высокими темпами развития производительности ЭВМ и систем автоматизированного проектирования.

### Математическая модель обтекания груза на крыльевом пилоне дозвуковым потоком

**Параметры рабочего тела.** В рамках поставленной задачи воздух рассматривался как идеальный вязкий газ. В таком случае расчетные параметры представляются в следующем виде [6]:

статическая плотность

$$\rho = \frac{0,12p}{T}; \quad (1)$$

динамическая вязкость задавалась по формуле Сатерленда для воздуха:

$$\mu = 1,56 \cdot 10^5 \frac{\sqrt{T^3}}{T + 122}, \quad (2)$$

где  $p$  – местное статическое давление, Па;  $T$  – местная статическая температура, К.

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

**Особенности моделирования турбулентности.** Здесь рассматриваются потоки с низкими числами Рейнольдса, все характеристики турбулентного течения (скорость, давление, температура, концентрации компонентов смеси) испытывают случайные колебания вокруг средних значений. В связи с этим компоненты скорости  $u_x, u_y, u_z$  в декартовой системе координат  $Oxyz$  и скалярные величины  $c$  представим в виде суммы средней и пульсационной компонент [7]:

$$\begin{aligned} u_x &= \mathbf{M}\{u_x\} + u'_x; \quad u_y = \mathbf{M}\{u_y\} + u'_y; \\ u_z &= \mathbf{M}\{u_z\} + u'_z; \quad c = \mathbf{M}\{c\} + c', \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\mathbf{M}\{\cdot\}$  – операция усреднения по множеству реализаций.

Для получения точной картины распространения линий тока вокруг исследуемой модели необходима расчетная сетка с ячейками, которые меньше самого малого вихря. Для ее обеспечения необходима масса операционного времени на современных ЭВМ. Чтобы избежать его неоправданной траты, были разработаны различные модели турбулентности, ускоряющие вычислительный процесс поля течений [8].

Все существующие модели турбулентности основаны на предположении о том, что динамическая вязкость газа может быть представлена в следующем виде:

$$\mu = \mu_l - \mu_t,$$

где  $\mu_l$  – молекулярная вязкость;  $\mu_t$  – турбулентная вязкость, определяемая по формуле Колмогорова – Прандтля:

$$\mu_t = 0,09\rho \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad (4)$$

$k$  – кинетическая энергия турбулентности в турбулентном потоке;  $\varepsilon$  – скорость диссипации кинетической энергии турбулентности в турбулентном потоке.

Далее в качестве модели турбулентности используем двухпараметрическую  $k$ - $\varepsilon$  модель [7] в виде уравнений, которые приближенно описывают эволюцию  $k$  и  $\varepsilon$ :

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{M}\{u_x\}k}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{M}\{u_y\}k}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{M}\{u_z\}k}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \frac{v_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \frac{v_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial z} \frac{v_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial z} + P_k - \varepsilon; \quad (5)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial \rho \mathbf{M}\{u_x\} \varepsilon}{\partial x} + \frac{\partial \rho \mathbf{M}\{u_y\} \varepsilon}{\partial y} + \frac{\partial \rho \mathbf{M}\{u_z\} \varepsilon}{\partial z} = \\ & = \frac{\partial}{\partial x} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial z} \right) + \\ & + c_{\varepsilon 1} \left( -\rho \mathbf{M}\{u'_x u'_x\} \frac{\partial \mathbf{M}\{u'_x\}}{\partial x} - \rho \mathbf{M}\{u'_x u'_y\} \frac{\partial \mathbf{M}\{u'_x\}}{\partial y} - \rho \mathbf{M}\{u'_x u'_z\} \frac{\partial \mathbf{M}\{u'_x\}}{\partial z} - \right. \\ & - \rho \mathbf{M}\{u'_y u'_x\} \frac{\partial \mathbf{M}\{u'_y\}}{\partial x} - \rho \mathbf{M}\{u'_y u'_y\} \frac{\partial \mathbf{M}\{u'_y\}}{\partial y} - \rho \mathbf{M}\{u'_y u'_z\} \frac{\partial \mathbf{M}\{u'_y\}}{\partial z} - \\ & \left. - \rho \mathbf{M}\{u'_z u'_x\} \frac{\partial \mathbf{M}\{u'_z\}}{\partial x} - \rho \mathbf{M}\{u'_z u'_y\} \frac{\partial \mathbf{M}\{u'_z\}}{\partial y} - \rho \mathbf{M}\{u'_z u'_z\} \frac{\partial \mathbf{M}\{u'_z\}}{\partial z} \right) \frac{\varepsilon}{k} - c_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $v_t = \mu_t / \rho$ ;  $\sigma_k = 1,0$ ;  $\sigma_\varepsilon = 1,3$  – турбулентные числа Прандтля для  $k$  и  $\varepsilon$ ;  $c_{\varepsilon 1} = 1,44$ ;  $c_{\varepsilon 2} = 1,92$  – коэффициенты, характеризующие тип турбулентного течения;  $P_k$  – производство кинетической энергии турбулентности;  $\mu$ ,  $\mu_t$  – коэффициенты соответственно динамической ламинарной и турбулентной вязкостей.

**Схема работы связанного решателя.** Для решения набора уравнений неразрывности, количества движения, энергии и переноса компонентов применяется связанный решатель [5].

При определении осредненных свойств потока газа в контрольном объеме  $V$ , ограниченном замкнутой поверхностью  $A$ , система уравнений механики сплошной среды записывается в интегральной форме [7]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{Q} dV + \oint [(F + G + H) - (F_v + G_v + H_v)] dA = \int_V \mathbf{R} dV, \quad (7)$$

где вектор  $\mathbf{R}$  содержит источниковые члены.

Векторы  $\mathbf{Q}$ ,  $\mathbf{F}$ ,  $\mathbf{F}_v$ ,  $\mathbf{G}$ ,  $\mathbf{G}_v$ ,  $\mathbf{H}$ ,  $\mathbf{H}_v$  определяются следующим образом:

$$\mathbf{Q} = [\rho \quad \rho u_x \quad \rho u_y \quad \rho u_z \quad E \quad \rho c_i \quad \rho k \quad \rho \varepsilon]^T;$$

$$\mathbf{F} = [\rho u_x \quad \rho u_x^2 + p \quad \rho u_x u_y \quad \rho u_x u_z \quad (E + p)u_x \quad \rho c_i u_x \quad \rho u_x k \quad \rho u_x \varepsilon]^T;$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho u_y & \rho u_x u_y & \rho u_y^2 + p & \rho u_y u_z & (E + p)u_y & \rho c_i u_y & \rho u_y k & \rho u_y \varepsilon \end{bmatrix}^T;$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \rho u_z & \rho u_x u_z & \rho u_y u_z & \rho u_z^2 + p & (E + p)u_z & \rho c_i u_z & \rho u_z k & \rho u_z \varepsilon \end{bmatrix}^T;$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 & \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} & f_4 & \rho D_i^T \frac{\partial c_i}{\partial x} & \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x} & \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \end{bmatrix}^T;$$

$$\mathbf{G}_v = \begin{bmatrix} 0 & \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} & g_4 & \rho D_i^T \frac{\partial c_i}{\partial y} & \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial y} & \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} \end{bmatrix}^T;$$

$$\mathbf{H}_v = \begin{bmatrix} 0 & \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} & h_4 & \rho D_i^T \frac{\partial c_i}{\partial z} & \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial z} & \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial z} \end{bmatrix}^T;$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} 0 & \rho f_x & \rho f_y & \rho f_z & r_5 & 1 & P_k - \rho \varepsilon + S_k & c_{\varepsilon 1} P_k \frac{\varepsilon}{k} - c_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \end{bmatrix}^T;$$

$$r_5 = V_T + \rho u_x f_x + \rho u_y f_y + \rho u_z f_z - (P_k - \rho \varepsilon + S_k);$$

$$f_4 = u_x \tau_{xx} + u_y \tau_{xy} + u_z \tau_{xz}; \quad g_4 = u_x \tau_{yx} + u_y \tau_{yy} + u_z \tau_{yz}; \quad h_4 = u_x \tau_{zx} + u_y \tau_{zy} + u_z \tau_{zz},$$

где  $\mathbf{Q}, \mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$  – векторы соответственно консервативных переменных и их потоков;  $t, x, y, z$  – время и декартовы координаты;  $\mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v, \mathbf{H}_v$  – векторы вязких потоков;  $\mathbf{R}$  – вектор источниковых членов;  $E$  – полная энергия в единице объема;  $c_i$  – массовые концентрации компонент газовой смеси;  $\tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yx}, \tau_{yy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}, \tau_{zy}, \tau_{zz}$  – компоненты тензора вязких напряжений;  $D_i^T$  – эффективный коэффициент диффузии  $i$ -го компонента смеси,  $f = (f_x, f_y, f_z)$  – внешние (массовые) силы;  $S_k, S_\varepsilon$  – дополнительные источниковые члены.

Система трехмерных нестационарных уравнений Навье – Стокса (7) замыкается термическим и калорическим уравнениями состояния:

$$\rho = \rho(T, p, c_i); \quad (8)$$

$$e = e(T, p, c_i). \quad (9)$$

Вектор источниковых членов  $\mathbf{R}$  учитывает:

воздействие внешних (массовых) сил  $f = (f_x, f_y, f_z)$ ;

производство и диссипацию параметров турбулентности в контрольном объеме.

Полная энергия единицы объема представляет собой сумму внутренней  $e$  и кинетической энергий.

**Приведение аэродинамических характеристик к безразмерным величинам.** Суммарные аэродинамические силы приводились к безразмерным величинам (на примере коэффициента продольной силы) следующим образом:

$$C_x = \frac{R_x}{\rho \left( \frac{u_x}{\cos \alpha} \right)^2 \frac{S}{2}} = \frac{2 \cos^2 \alpha}{\rho u_x^2 S} R_x,$$

где  $S$  – площадь миделя груза, м<sup>2</sup>;  $\rho$  – статическая плотность невозмущенного потока, Па;  $u_x$  – скорость набегающего потока, м/с;  $R_x$  – проекция полной аэродинамической силы на ось  $Ox$  системы координат, связанной с грузом, Н;  $\alpha$  – угол атаки, °.

Суммарные аэродинамические моменты приведены к безразмерным величинам следующим образом (на примере коэффициента  $m_z$ ):

$$m_z = \frac{M_z}{\rho \left( \frac{u_x}{\cos \alpha} \right)^2 \frac{SL}{2}} = \frac{2 \cos^2 \alpha}{\rho u_x^2 SL} M_z,$$

где  $L$  – характерный линейный размер (длина) груза, м;  $M_z$  – составляющая полного аэродинамического момента по оси  $Oz$  системы координат, связанной с грузом, Н·м.

**Дискретизация уравнений по методу контрольного объема.** Для решения уравнений механики сплошной среды здесь применен метод контрольного объема. Сущность метода контрольного объема выражается в интегрировании уравнения переноса в каждом выделенном объеме. В итоге получаем дискретное уравнение, представляющее закон сохранения в данном объеме.

Дискретизация основных уравнений механики сплошной среды иллюстрируется на примере преобразования нестационарного уравнения переноса некой скалярной величины  $\phi$ .

Так, для произвольного контрольного объема  $V$  будет справедливо следующее уравнение в интегральной форме [5]:

$$\int_V \frac{\partial \rho \phi}{\partial t} dV + \oint \rho \phi \mathbf{u} d\mathbf{A} = \oint \Gamma_\phi \nabla \phi d\mathbf{A} + \int_V S_\phi dV, \quad (10)$$

где  $\rho$  – плотность, кг/м<sup>3</sup>;  $\mathbf{u}$  – вектор скорости;  $\mathbf{A}$  – вектор площади поверхности, ограничивающей контрольный объем;  $\Gamma_\phi$  – коэффициент диффузии для  $\phi$ ;  $\nabla \phi$  – градиент величины  $\phi$ ;  $S_\phi$  – источник  $\phi$  на единицу объема.

Уравнение (3) применяется к каждому контрольному объему или ячейке расчетной области. Схема двухмерной треугольной ячейки служит примером такого контрольного объема и приведена на рис. 1, где индексами 0 и 1 отмечены значения параметров в двух соседних ячейках, имеющих общую грань  $f$ :

$c_0, c_1$  – центры расчетных ячеек;  $r_0, r_1$  – векторы, направленные из центров соответствующих ячеек к центру грани  $f$ .

Применяя метод дискретизации, запишем уравнение (10) для данной ячейки в виде

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} V + \sum_f \rho_f \phi_f \mathbf{u}_f \mathbf{A}_f = \sum_f \Gamma_\phi \nabla \phi_f \mathbf{A}_f + S_\phi V, \quad (11)$$

где  $N_f$  – число граней, охватывающих ячейку;  $\phi_f$  – значение величины  $\phi$ , проходящей через грань  $f$ ;  $\rho_f \phi_f \mathbf{u}_f$  – поток массы через грань  $f$ ;  $\mathbf{A}_f$  – ориентированная грань  $f$  контрольного

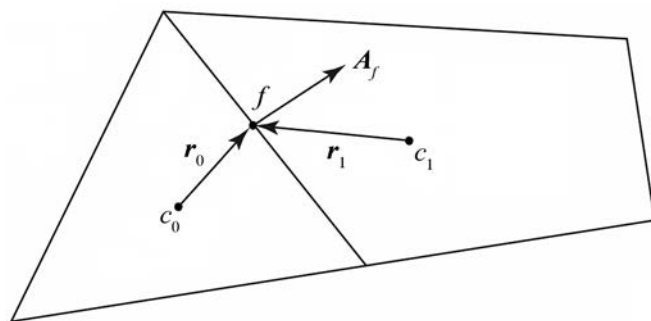


Рис. 1. Пример контрольного объема [5]

объема;  $\nabla\varphi_f$  – градиент величины  $\varphi$ , вычисленный в центре грани  $f$ ;  $V$  – контрольный объем.

В дискретном виде уравнение переноса (4) содержит неизвестную скалярную переменную  $\varphi$  в центре ячейки, а также неизвестные ее значения в окружающих соседних ячейках. Это уравнение в общем случае является нелинейным относительно этих переменных.

Дискретизация по времени в рассматриваемом решателе осуществляется так называемым методом установления [9].

Уравнения (9) решались мультисеточным методом, описанным в [7].

**Особенности задания граничных условий.** Расчетная область определялась следующими граничными условиями: дозвуковой вход, выход потока, твердая стенка.

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

На выходной границе расчетной области использовалось граничное условие выхода потока в область с фиксированным давлением. В случае дозвукового выходящего через границу потока все возмущения распространяются наружу из расчетной области. Значения параметров потока на границе получались путем экстраполяции из ячеек, расположенных перед выходной границей (т.е. вверх по потоку).

Таким образом, только четыре из пяти ( $p$ ,  $u_x$ ,  $u_y$ ,  $u_z$ ,  $T$ ) характеристик потока считались направленными из расчетной области. Одна ха-

рактеристика направлялась внутрь расчетной области. Четыре параметра течения экстраполировались из ячеек, расположенных перед выходной границей, а пятый параметр (статическое давление  $p$ ) задавался на границе явно. Принималось, что на выходной границе статическое давление равно статическому давлению набегающего потока.

Для границы расчетной области, совпадающей с поверхностью исследуемого тела, задавались следующие граничные условия:

для уравнений количества движения – условие прилипания. Это означает, что на поверхности обтекаемого тела нормальная и касательная составляющие вектора скорости потока равны нулю:

$$u_x = 0, \quad u_y = 0, \quad u_z = 0;$$

для уравнения энергии принималось условие адиабатичности твердой поверхности.

**Особенности задания начального приближения.** Поскольку при моделировании внешнего обтекания твердого тела можно выделить преимущественное направление потока в большей части расчетной области, в качестве начального приближения было решено в начале итерационного процесса в каждой ячейке расчетной области задавать такие же значения всех параметров потока, как и на входной границе.

## Результаты численных исследований

С помощью программы гидродинамического моделирования в среде SolidWorks Flow Simulation были проведены исследования обтекания набегающим потоком воздуха для модели системы «агрегат внешней подвески под консолью крыла вертолета – груз». Скорость набегающего потока соответствовала крейсерской скорости вертолета.

Исследования обтекания изолированного объекта проводились на неструктурированной сетке размерностью  $2 \cdot 10^6$  тетраэдральных

ячеек. Для достоверного моделирования пограничного слоя был построен призмослой толщиной в шесть ячеек.

Полученные результаты (рис. 2, 3, см. 3-ю стр. обложки) позволили провести сравнение аэродинамических характеристик изолированного груза и груза в присутствии агрегата внешней подвески под консолью крыла вертолета, т.е. количественно оценить аэродинамическую интерференцию между грузом и вертолетом-носителем, например, на основе данных цветовой палитры, представленной на рис. 2, 3 в условных единицах скорости.

### Заключение

В процессе численного моделирования обтекания получена трехмерная модель распределения основных аэродинамических параметров в окрестности модели агрегата внешней подвески под консолью крыла вертолета и груза. Для решения данной частной задачи были адаптированы расчетные параметры для методики вычисления применяемой программы. Анализ полученных результатов показал, что в отличие от изолированного изделия коэффициенты нормальной и боковой силы груза в присутствии носителя не равны нулю. Эти эффекты связаны с конструктивными элементами вертолета-носителя, а также интерференцией между ними.

Полученные данные можно использовать для расчета траекторий пространственного движения сбрасываемых с вертолета грузов в целях оценки безопасности их отделения.

В дальнейшем будут проводиться вычисления в большом диапазоне режимов полета вертолета. Предварительное определение аэродинамических параметров местных течений снижает необходимость в большом количестве экспериментов в аэродинамических трубах, тем самым уменьшая стоимость и время исследова-

тельской работы. Это, в свою очередь, сокращает время оптимизации компоновки сбрасываемого груза и метода его отделения на этапе проектирования.

Данную методику можно применять для предварительного расчета течения потока применительно как к существующим, так и к разрабатываемым вертолетам для получения подробных данных о влиянии поля течения на изучаемый объект.

### Библиографический список

1. Козловский В.Б., Паршенцев С.А., Ефимов В.В. Вертолет с грузом на внешней подвеске. М.: Машиностроение–Полет, 2008. 302 с.
2. Смирнов В.Ю. Пути повышения аэродинамической совместимости воздушного судна и крупногабаритного груза // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 154. С. 100–103.
3. Буренко Т.Б., Нестеров В.А., Будник А.П. Математическое исследование обтекания летательного аппарата // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2016. Т. 12, № 1. С. 15–20.
4. Нестеров В.В., 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.
5. Быков Л.В., Пашков О.А., Правитло М.Н., Янышев Д.С. Математическое моделирование аэродинамической интерференции между отделяемой полезной нагрузкой и самолетом-носителем // Вестник РУДН. Сер. Инженерные исследования. 2018. Т. 19, № 1. С. 22–37. DOI 10.22363/2312-8143-2018-19-1-22-37
6. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 2004. 165 с.
7. Снегирев А.Ю. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: учеб. пособие. СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2008. 142 с.
8. Алямовский А.А. SolidWorks 2007/2008. Компьютерное моделирование в инженерной практике. СПб.: БХВ-Петербург, 2008. 1040 с.
9. Алямовский А.А. SolidWorks Simulation. Как решать практические задачи. СПб.: БХВ-Петербург, 2012. 441 с.