

## Моделирование вихревых нестационарных течений вязкого газа при дозвуковом обтекании летательных аппаратов

© В.Т. Калугин, А.С. Епихин, П.А. Чернуха

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

*Приведены результаты численного моделирования двух инженерных задач: с применением открытого пакета OpenFOAM и модели турбулентности LES и вычислением силовых нагрузок. Первая задача связана с исследованием влияния нестационарных вихрей на структуру обтекания и аэродинамические характеристики килевого стабилизатора. Вторая задача посвящена исследованию нестационарного обтекания грузов на внешней подвеске вертолетов с пассивными элементами стабилизации. В рамках первой задачи рассмотрено обтекание тормозного щитка самолета и определены пульсации характеристик коэффициента поперечной силы. В рамках второй задачи приведены численные зависимости аэродинамических коэффициентов продольной  $c_x$  и поперечной  $c_z$  сил от угла скольжения  $\beta$  для грузов-контейнеров различного размера со стабилизирующими устройствами.*

**Ключевые слова:** *открытый пакет OpenFOAM, модель турбулентности LES, нестационарные вихревые течения, груз-контейнер с пассивными элементами стабилизации, килевой стабилизатор.*

**Введение.** Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата — актуальная и сложная задача. Проведенный анализ научных работ и публикаций показал, что в настоящее время имеются работы, посвященные математическому моделированию и экспериментальному исследованию вихревых нестационарных турбулентных течений [1–11]. Однако существует ограниченное количество данных по взаимодействию вихрей со стабилизирующими и управляющими поверхностями. В настоящее время несмотря на стремительный прогресс в области оптических методов исследования потоков определение структуры обтекания трехмерных объектов остается емкой задачей, решение которой требует использования комплексного и дорогостоящего оборудования. На этапе математического моделирования исследования структуры обтекания тел во многих случаях можно подтвердить или опровергнуть предложенные гипотезы, описывающие то или иное физическое явление. В некоторых случаях сложного пространственного течения экспериментальные оценки нестационарных аэродинамических характеристик летательных аппаратов представляют значительные трудности, поэтому повышение точности и достоверности

их определения целесообразно осуществлять с применением методов суперкомпьютерного моделирования вихревых течений вязкого газа.

При решении практических задач по моделированию нестационарных турбулентных течений необходимо определить закономерности их развития, распространения в пространстве и взаимодействия с обтекаемыми поверхностями. Известны случаи, когда при эксплуатации некоторых типов самолетов возникали проблемы срыва обшивки с кия самолета и его вибрации. Вследствие бафтинга пульсации давления, действующие на упругую конструкцию летательного аппарата, возбуждают вибрацию обшивки, стенок топливных баков и других элементов летательного аппарата, а также колебания несущих поверхностей и органов управления. Так, в работах [1–3] проанализированы обтекание самолета F/A-18 и бафтинговые явления. В работе [4] рассмотрена проблема бафтинга килевого оперения и экспериментально исследовано образование вихрей и их влияние на киль самолета. Кроме того, актуальной является задача стабилизации грузов-контейнеров, транспортируемых к месту назначения на внешней подвеске вертолета. Вследствие сложной трехмерной нестационарной отрывной структуры течения, сопровождающейся попеременным срывом вихрей с боковой поверхности контейнера, при умеренных и высоких скоростях движения происходит раскачка груза, приводящая к фатальным последствиям [12–16].

Для моделирования вихревого нестационарного обтекания был использован открытый пакет OpenFOAM, разработанный для численных решений задач механики сплошной среды. Пакет OpenFOAM является полностью модульным и поставляется с растущим набором решателей для широкого круга задач. Решатель — численная модель интегрирования дифференциальных уравнений в частных производных, основанная на методе конечного объема. Спектр исходных данных для такого решателя строго ограничен, что позволяет создать описание подготовки расчетной задачи независимо для каждого случая. В данной работе для расчета обтекания использовался решатель pisoFOAM, который применим для нестационарного несжимаемого турбулентного потока и использует алгоритм PISO для связи уравнения скорости и давления [8].

Математическая модель базируется на обобщенном уравнении, которое отражает законы сохранения в интегральной форме и может быть представлено в следующем виде:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \varphi d\Omega + \int_{\Omega} \rho \varphi \mathbf{U} \cdot \mathbf{n} d\mathbf{S} = \int_S \Gamma \operatorname{grad} \varphi \cdot \mathbf{n} d\mathbf{S} + \int_{\Omega} q_{\varphi} d\Omega,$$

где  $\varphi$  — обобщенная переменная;  $\rho$  — плотность;  $\Omega$  — контрольный

объем;  $\mathbf{U}$  — вектор скорости;  $\Gamma$  — коэффициент переноса;  $\mathbf{S}$  — вектор площади;  $q_\phi$  — источниковый член;  $\frac{\partial}{\partial t}$  — полная производная по времени;  $\mathbf{n}$  — вектор нормали.

Для построения расчетной сетки использовалась утилита snappyHexMesh, поставляемая вместе с пакетом openFOAM и предназначенная для генерации трехмерных сеток. Сетка строится на основе геометрии, сохраненной в stl-файле.

Известно, что крупномасштабные вихревые структуры могут быть рассчитаны при помощи интегрирования фильтрованных уравнений Навье—Стокса. Данный метод называется методом крупных вихрей, или LES (Large Eddy Simulation). С появлением вычислительных кластеров названный метод становится доступным для моделирования отрывных течений. Фильтрованные уравнения получают с использованием различных фильтров, например коробочного. В данном подходе мелкие вихри, размер которых не превышает шага расчетной сетки, моделируются с помощью подсеточной модели. В работе использовалась модель на базе одного дифференциального уравнения [17]

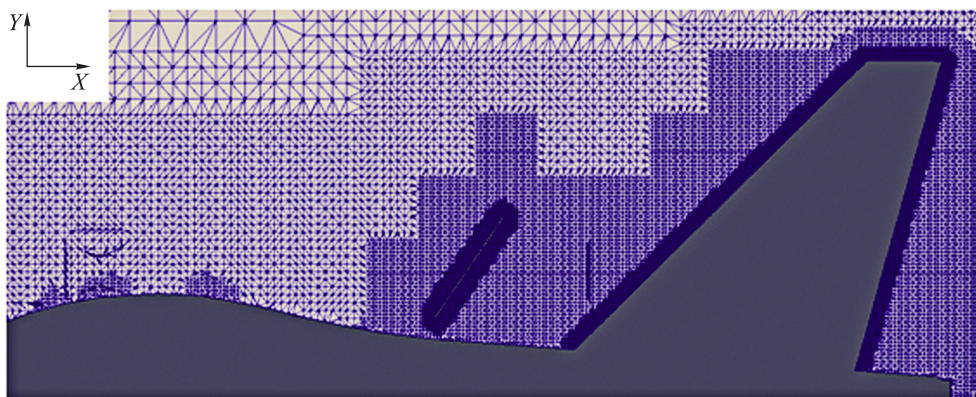
$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \nabla(\rho u k) = \nabla(\rho \nu_k \nabla k) + P - \varepsilon,$$

где  $k$  — кинетическая энергия турбулентности;  $u$  — скорость;  $\nu_k$  — кинетическая вязкость,  $\nu_k = c_k \Delta k^{1/2}$ ;  $\varepsilon = c_\varepsilon k^{3/2} \Delta^{-1}$ ;  $c_k, c_\varepsilon$  — константы модели турбулентности.

Для подтверждения корректности и возможности применения программы OpenFOAM и модели турбулентности LES были проведены тестовые расчеты, описанные в [8].

**Моделирование обтекания тормозного щитка и килевого стабилизатора самолета.** В рамках данной задачи выполнен расчет обтекания тормозного щитка, установленного на фюзеляж перспективного маневренного самолета, и проведен анализ влияния тормозного щитка на динамические нагрузки на килевой стабилизатор самолета. Расчетная область представляла собой прямоугольный параллелепипед, в центре которого находилось исследуемое тело. На входной границе задавался модуль вектора скорости  $u_\infty = 50$  м/с. На поверхности летательного аппарата, тормозном щитке и киле самолета выполнялось условие непротекания. Фрагмент расчетной сетки для расчета обтекания летательного аппарата с тормозным щитком показан на рис. 1.

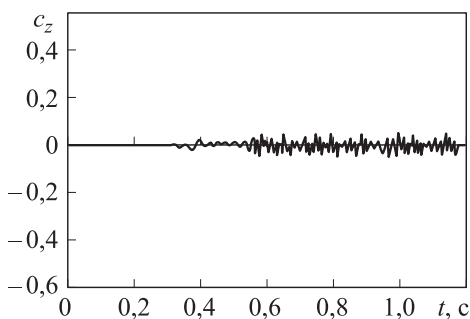
На рис. 2 представлены пульсации коэффициента поперечной силы  $c_z = \frac{F_z}{qS}$  ( $S = 1$  м<sup>2</sup>) при обтекании летательного аппарата без тормозного



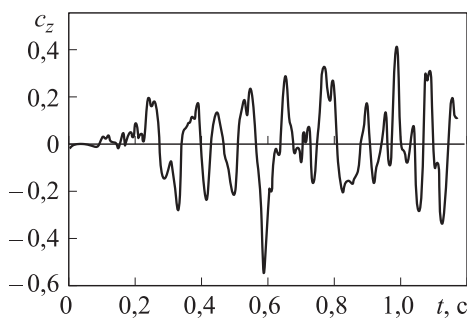
**Рис. 1.** Фрагмент расчетной сетки для расчета обтекания летательного аппарата с тормозным щитком

щитка. Полученные данные показывают, что присутствует небольшая пульсация поперечной силы, вызванная срывом вихрей с фонаря кабины самолета, а также особенностью используемой модели турбулентности LES. Осредненная по времени величина пульсаций составляет  $c_z = \pm 0,035$ .

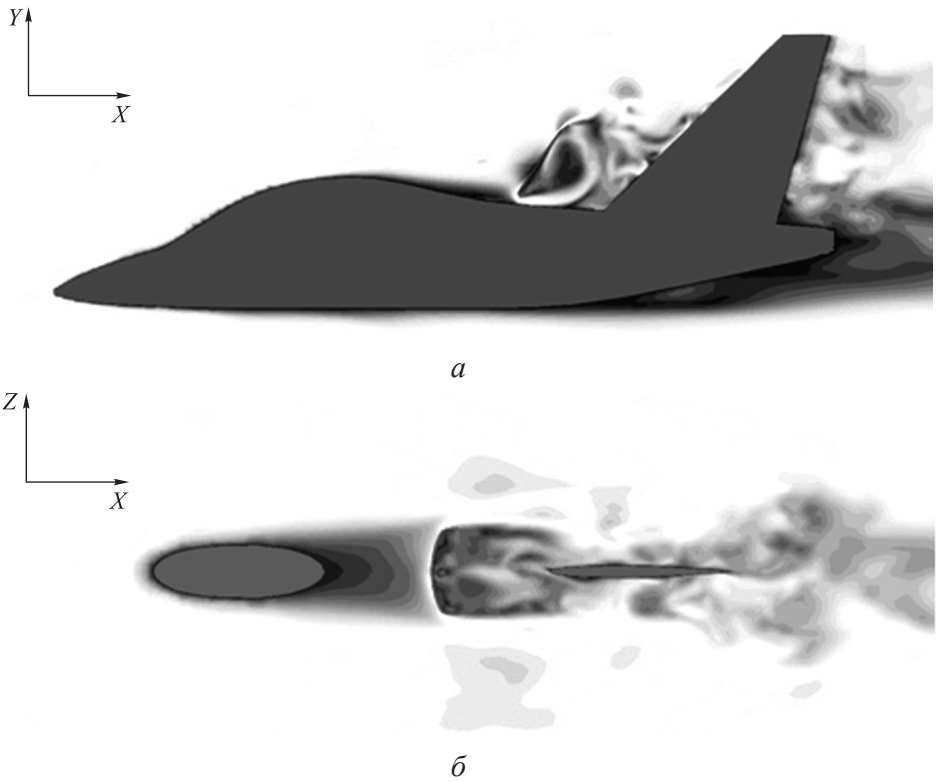
При использовании тормозного щитка величина пульсаций коэффициента поперечной силы значительно возрастает. В проведенных исследованиях рассчитано, что динамические нагрузки на киль, вызванные тормозным щитком, в 6 раз больше, чем пульсации силы при отсутствии тормозного щитка (рис. 3). Это происходит из-за того, что вихри, которые образуются за тормозным щитком, проходят над килем летательного аппарата и вызывают пульсации аэродинамических сил (рис. 4). Осредненная по времени величина пульсаций в таком случае составляет  $c_z = \pm 0,25$ . Результаты расчета хорошо согласуются с данными, полученными в работе [8].



**Рис. 2.** Пульсации коэффициента поперечной силы при обтекании киля без тормозного щитка

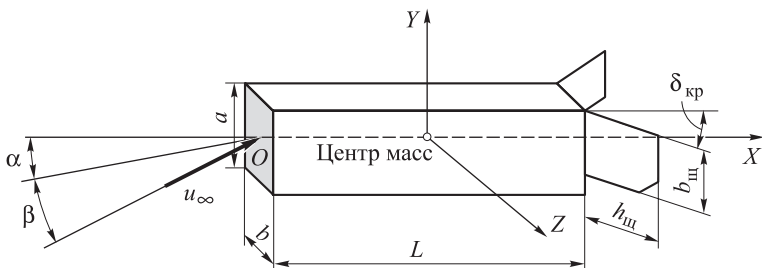


**Рис. 3.** Пульсации коэффициента поперечной силы при обтекании киля высокотурбулентным потоком, формируемым тормозным щитком



**Рис. 4.** Мгновенная структура обтекания тормозного щитка при  $u_\infty = 50$  м/с:  
 а — в плоскости  $xOy$  (вид сбоку); б — в плоскости  $xOz$  (вид сверху)

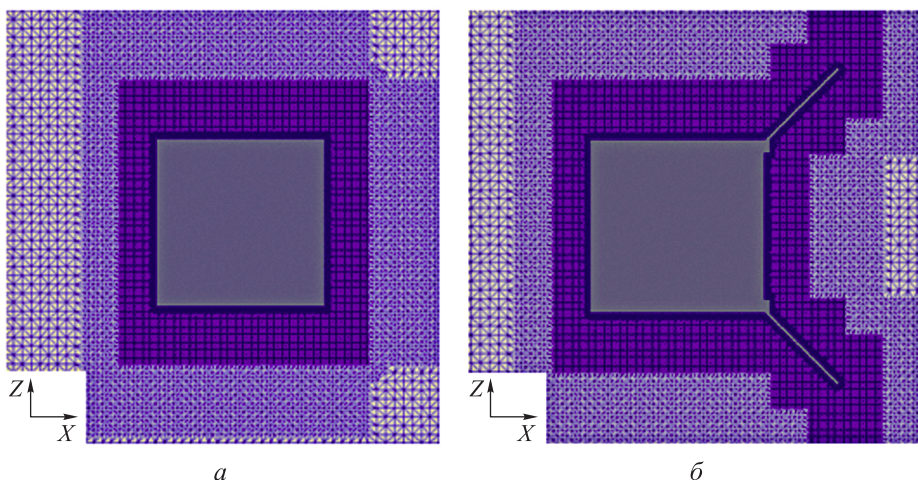
**Моделирование обтекания грузов-контейнеров на внешней подвеске летательного аппарата.** На рис. 5 представлены общий вид груза на внешней подвеске вертолета с пассивными аэродинамическими устройствами стабилизации и его основные геометрические параметры. Здесь  $L$ ,  $a$ ,  $b$  — соответственно длина, высота и ширина груза-контейнера;  $h_{щ}$ ,  $b_{щ}$  — высота и ширина щитка;  $\delta$  — угол отклонения щитка (стабилизатора).



**Рис. 5.** Схема устройств пассивной аэродинамической стабилизации на примере груза-контейнера со стабилизирующими щитками

Модель для исследования представляет собой груз-контейнер,  $m$ , высотой  $a = 0,07$ , шириной  $b = 0,12$ , длиной  $L = 0,12$  и  $L = 0,2$ . В качестве элементов стабилизации исследовались щитки с углами полуоткрытия  $\delta = 45^\circ$ , расположенные с боковых сторон у кормовой части модели.

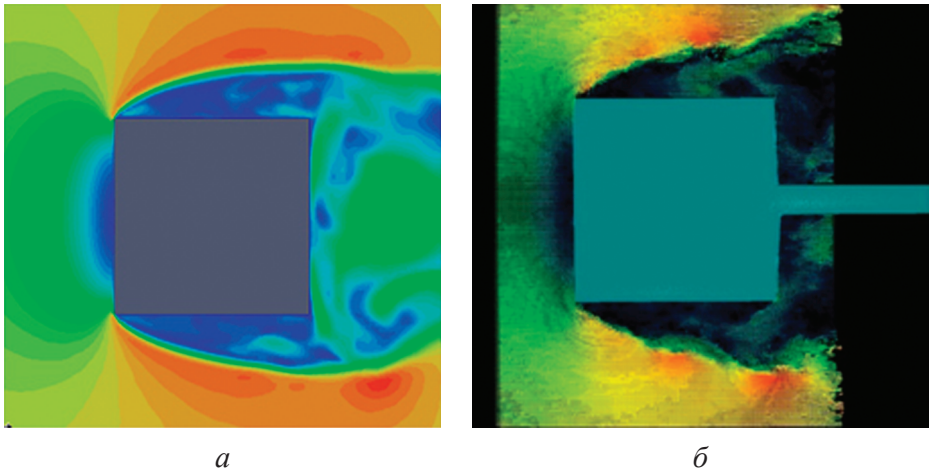
Расчетная область удалена от начала исследуемого тела на пять характерных размеров (за характерный размер была выбрана длина груза  $L$ ) вверх по потоку и на  $10L$  вниз по потоку, высота расчетной области составляла также  $10L$ . На входной границе задавался модуль вектора скорости с  $u_\infty = 35$  м/с. На стенке выполнялось условие непротекания. Максимальная сетка включала около 3,5 млн ячеек. Фрагмент расчетной сетки для груза-контейнера с  $L = 0,12$  м представлен на рис. 6.



**Рис 6.** Фрагмент расчетной сетки вблизи груза-контейнера:

*a* — без стабилизирующих устройств; *б* — со стабилизирующими щитками

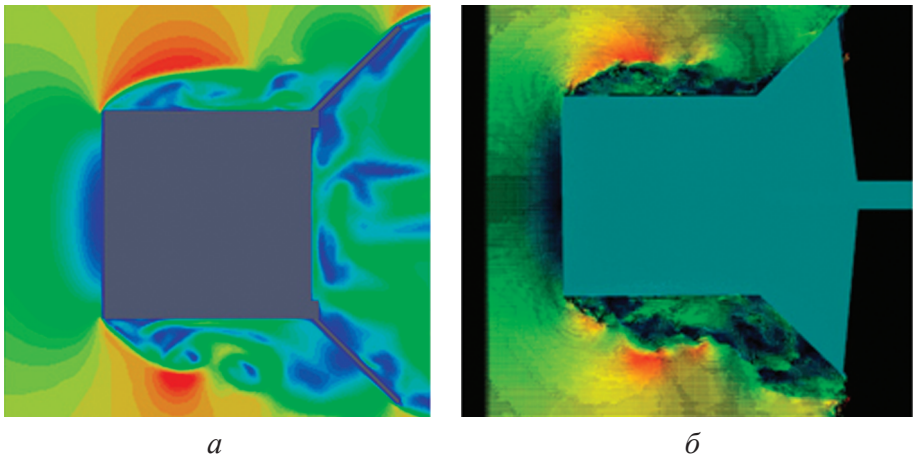
**Результаты расчета.** Ниже приводятся некоторые результаты численного моделирования (структуры обтекания и аэродинамические характеристики) моделей грузов-контейнеров длиной 0,12 и 0,2 м без и со стабилизирующими закрылками. Для устранения неустойчивости течения и стабилизации грузов также рассмотрен вариант стабилизирующего щитка с перфорацией. Результаты вычисления сравнивались с данными экспериментальных исследований, включающими визуализацию нестационарного течения (методом PIV) на боковой поверхности груза и весовой эксперимент, который был проведен на дозвуковой аэродинамической установке замкнутого типа с открытой рабочей частью в немецком аэродинамическом центре DLR. На рис. 7 представлены структуры отрывного течения вблизи боковой поверхности модели груза без закрылков, обтекаемого потоком под нулевым углом атаки и скольжения со скоростью  $u_\infty = 35$  м/с.



**Рис. 7.** Мгновенная структура обтекания груза без закрылков при  $u_\infty = 35$  м/с в плоскости  $xOz$  (вид сверху):  
*a* — расчет; *б* — эксперимент

Вблизи точки излома поверхности в области смещения основного и циркуляционного течений наблюдается формирование мелкомасштабных вихревых структур.

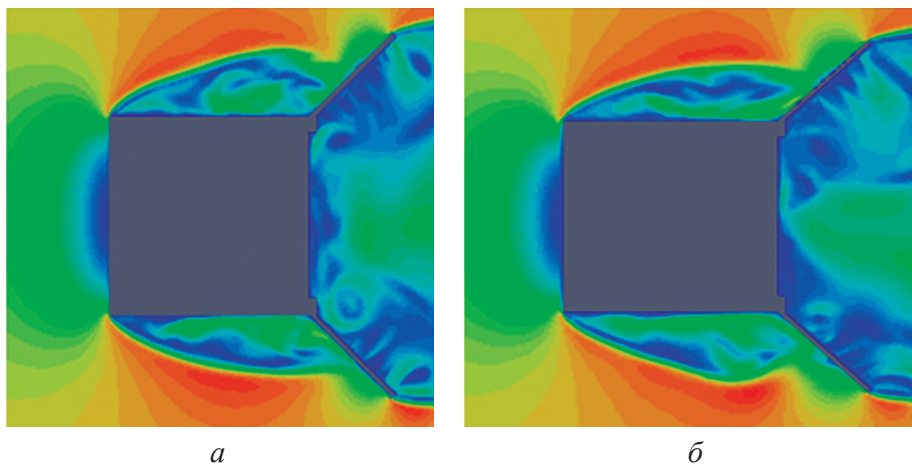
На рис. 8 показаны мгновенные типовые структуры отрывного течения вблизи боковой поверхности модели груза со щитками ( $\delta = 45^\circ$ ). Наличие дополнительных элементов (стабилизирующие щитки) вблизи кормовой части модели приводит к существенной смене структуры обтекания (см. рис. 8). За счет концентрации большой массы газа в области отрыва перед щитками и нестационарности отрывного течения



**Рис. 8.** Мгновенная структура обтекания груза с неперфорированными закрылками при  $u_\infty = 35$  м/с в плоскости  $xOz$  (вид сверху):  
*a* — расчет; *б* — эксперимент

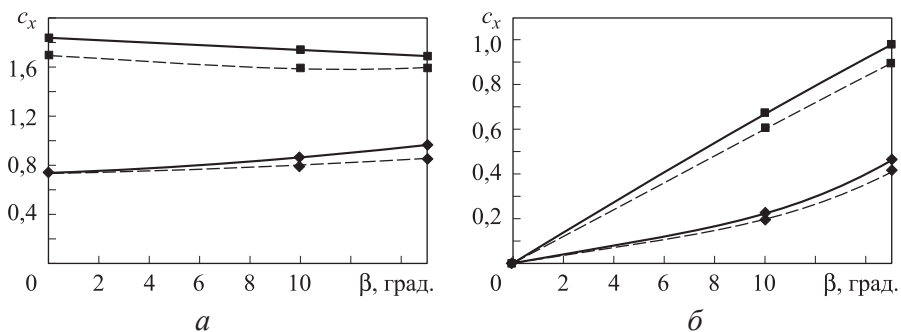
в области присоединения потока к поверхности щитка аэродинамические нагрузки значительно изменяются во времени. В данном случае стабилизирующие щитки являются дополнительным источником возмущений, что приводит к увеличению неустойчивости в структуре обтекания и попеременным срывам потоков вблизи боковой поверхности. Для их устранения и стабилизации грузов-контейнеров применяют перфорированные щитки. Как показали экспериментальные исследования, использование перфорации в стабилизирующих элементах существенно снижает нестационарность течения. При нулевом угле скольжения формирующиеся области отрывного течения имеют практически одинаковые размеры в течение всего времени проведения эксперимента. Присоединение потока к поверхности щитков также остается практически неизменным и соответствует местоположению  $2/3h_{щ}$ , что подтверждается численным моделированием. На рис. 9 показаны полученные в расчете мгновенные структуры обтекания грузов с перфорированными щитками в разные моменты времени, имеющие степень перфорации  $\sigma = \frac{\sum S_{отв}}{S_{щ}} = 28,8 \%$ , где  $\sum S_{отв}$  — суммарная площадь всех отверстий перфорации;  $S_{щ}$  — площадь поверхности щитка.

Повышение стабильности структуры течения связано с тем, что наличие перфорационных отверстий обеспечивает дополнительный проток массы газа из области отрыва в область ближнего следа и, как следствие, уменьшает объем газа, циркулирующего в области отрывного течения.



**Рис. 9.** Мгновенная структура обтекания груза с перфорированными щитками при  $u_{\infty} = 35$  м/с в плоскости  $xOz$  (вид сверху):  
*а* — в момент времени  $t = 0,05$  с; *б* — в момент времени  $t = 0,11$  с





**Рис. 10.** Зависимость коэффициента продольной  $c_x$  (а) и поперечной  $c_z$  (б) сил воздействующих на груз без и со стабилизирующими устройствами:

■ — груз со щитками; ♦ — груз без щитков (сплошная линия соответствует расчетным данным, пунктирная линия — экспериментальным значениям)

На рис. 10 приведены зависимости осредненных по времени аэродинамических коэффициентов продольной  $c_x$  и поперечной  $c_z$  сил от угла скольжения  $\beta$  для груза с  $L = 0,2$  м без и со стабилизирующими устройствами, полученных в результате физического и численного эксперимента.

**Заключение.** Расчет показал возможность применения открытого пакета OpenFOAM и модели турбулентности LES для расчета вихревых течений, что позволяет проводить численное исследование промышленно-ориентированных задач по моделированию нестационарных турбулентных течений с точностью, необходимой для инженерных приложений.

По результатам работы установлено, что при использовании тормозного щитка величина пульсаций коэффициента поперечной силы, воздействующей на килевой стабилизатор самолета при скорости движения  $u_\infty = 50$  м/с, в 6–7 раз больше, чем при отсутствии тормозного щитка. Полученные структуры обтекания грузов-контейнеров без и со щитками хорошо совпадают с экспериментальными данными. Различие расчетных и экспериментальных данных аэродинамических коэффициентов продольной  $c_x$  и поперечной  $c_z$  сил лежат в пределах 10 %. При этом наибольшая разница наблюдается при расчете обтекания груза со щитками. Это объясняется сложной трехмерной нестационарной структурой обтекания, которая требует более качественной и мелкой расчетной сетки, что приведет к увеличению расчетного времени.

Применимость модели турбулентности LES к моделированию нестационарных вихревых структур дает возможность проводить детальный анализ бафтинговых эффектов при различных скоростях обтекания и возможных способах устранения крупномасштабных вихревых струк-

тур, являющихся источником нестационарных нагрузок на килевой стабилизатор перспективного маневренного самолета и стабилизирующие поверхности груза на внешней подвеске.

*Работа проводилась при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации.*

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Moses R.W. *Vertical Tail Buffeting Alleviation Using Piezoelectric Actuators — Some Results of the Actively Controlled Response of Buffet-Affected Tails*. Virginia: National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center Hampton, 1997, Apr.
- [2] Moses R.W., Shah G.H. Correlation of Fin Buffet Pressures on an F/A-18 With Scaled Wind-Tunnel Measurements. *CEAS/AIAA/ICASE/NASA Langley International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*. Williamsburg, Virginia, 1999, 22–25 June.
- [3] Moses R.W., Pendleton E.A. *Comparison of Pressure Measurements Between a Full-Scale and a 1/6-Scale F/A-18 Twin Tail During Buffet*. AGARD Report 815. Florence, Italy, 1996, Sept. 4–5, pp. 6-1—6-12.
- [4] Phillips S., Lambert C., Gursul I. Effect of a Trailing-Edge Jet on Fin Buffeting. *1<sup>st</sup> flow control conference*. St. Louis, Missouri, 2002, 24–26 June.
- [5] Forsythe J.R., Squires K.D., Wurtzler E., Spalart P.R. Detached-Eddy Simulation of the F-15E at High Alpha. *J. Aircraft*, 2004, vol. 41, pp. 193–200.
- [6] Morton S.A. et al. Des Grid Resolution Issues for Vortical Flows on a Delta Wing And An F-18c. *AIAA*, 2003, vol. 1103, pp. 1–14.
- [7] Boelens O.J., et al. Comparison of Measured and Block Structured Simulation Results for the F-16XL Aircraft. *J. Aircraft*, 2009, vol. 46, no. 2, Mar.–Apr.
- [8] Епихин А.С., Калугин В.Т., Чернуха П.А. Влияние вихрей на аэродинамические характеристики стабилизирующих поверхностей при дозвуковом обтекании летательных аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2012, № S8 с. 59–68.
- [9] Белоцерковский С.М., ред. *Математические модели летательных аппаратов. Зарождение и становление авиационной компьютерной методологии. Основные работы 1954—1999 гг.* Москва, Новый Центр, 2003, 631 с.
- [10] Гуляев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н. и др. *Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата*. В.А. Подобедов, ред. Москва, Машиностроение: Машиностроение — Полет, 2005, 496 с.
- [11] Калугин В.Т., Мордвинцев Г.Г., Попов В.М. *Моделирование процессов обтекания и управления аэродинамическими характеристиками летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011, 527 с.
- [12] Reuben R., et al. (2010). Wind Tunnel and Flight Test Evaluation of Passive Stabilization of a Cargo Container Slung Load. *J. of the American helicopter society*, vol. 55, no. 3, pp. 1–17.
- [13] Bruno L., Coste N., Fransos D., Bosco A. 3D Flow around a Rectangular Cylinder: A Computational Study. *BBA VI International colloquium on: Bluff bodies Aerodynamics and Applications*, Milano, Italy, 2008, 20–24 July.
- [14] Yu D., Kareem A. Parametric Study of Flow Around Rectangular Prisms Using LES. *J. of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 1998, vol. 77, no. 1–2, pp. 653–662.

- [15] Калугин В.Т., Киндяков Е.Б., Чернуха П.А. Особенности обтекания перфорированных устройств системы стабилизации грузов на внешней подвеске летательных аппаратов. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2010, № 51, с. 23–28.
- [16] Киндяков Е.Б., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г. Исследование аэродинамических характеристик контейнера на внешней подвеске с системой стабилизации типа «поворотный щиток». *Научный вестник МГТУ ГА, Сер. Аэромеханика и прочность*. Москва, МГТУ ГА, 2008, с. 98–102.
- [17] Волков К.Н., Емельянов В.Н. *Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2008, 368 с.

Статья поступила в редакцию 21.05.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

В.Т. Калугин, А.С. Епихин, П.А. Чернуха. Моделирование вихревых нестационарных течений вязкого газа при дозвуковом обтекании летательных аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/622.html>

**Епихин Андрей Сергеевич** родился в 1989 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2012 г. по специальности «Динамика полета и управление движением летательных аппаратов». Специализируется в области управления процессами обтекания и проектирования органов управления, аспирант МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор трех научных работ в области аэродинамики струйных и отрывных течений, проектирования органов управления полетом. e-mail: andy\_e@bk.ru

**Калугин Владимир Тимофеевич** родился в 1949 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1972 г. Д-р техн. наук, проф. кафедры «Динамика полета и управление движением летательных аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 300 научных работ в области аэродинамики струйных и отрывных течений, проектирования органов управления полетом. e-mail: kaluginvt@mail.ru

**Чернуха Полина Алексеевна** родилась в 1978 г., окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2001 г. Канд. техн. наук, доц. кафедры «Динамика полета и управление движением летательных аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 30 научных работ в области аэродинамики струйных и отрывных течений, проектирования органов управления полетом. e-mail: polina\_ch@mail.ru