

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

**ВЛИЯНИЕ ВИХРЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАБИЛИЗИРУЮЩИХ
ПОВЕРХНОСТЕЙ ПРИ ДОЗВУКОВОМ
ОБТЕКАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Проанализировано влияние вихрей на аэродинамические стабилизирующие поверхности. Для численного моделирования обтекания использовался открытый пакет OpenFOAM. Выполнен расчет и проведена оценка возмущений, обусловленных наличием тормозного щитка на киль ЛА. Установлено, что пульсации поперечной силы на киле вследствие срыва вихрей с торцевых поверхностей тормозного щитка в 6 раз больше, чем пульсации силы при его отсутствии. Для снижения динамических нагрузок предложен вариант тормозного щитка с перфорацией, которая, как показали результаты численного моделирования, уменьшает пульсации поперечной силы на 40...50 % по сравнению с конструкцией без перфорации.

E-mail: kaluginvt@mail.ru; andy_e@bk.ru; polina_ch@mail.ru

Ключевые слова: влияние вихрей, летательный аппарат (ЛА), открытый пакет OpenFOAM, модель турбулентности LES, требования к сетке, тормозной щиток, киль, поперечная сила, перфорация.

Моделирование вихревых течений и их взаимодействие с несущими поверхностями — одна из актуальных задач в областях авиации и ракетостроения. Особое место занимает проблема образования вихревых структур при обтекании ЛА. Впервые этот вопрос возник в конце прошлого столетия, когда основополагающие идеи Н.Е. Жуковского, С.А. Чаплыгина, Л. Прандтля, Т. Кармана на многие десятилетия предопределили пути развития аэродинамики. Под руководством Н.Е. Жуковского были созданы аэродинамические лаборатории в ИМТУ и Московском университете, в которых проводились уникальные работы, способствовавшие развитию целого ряда научных направлений в механике жидкости и газа. Проведенные Н.Е. Жуковским исследования оказали огромное влияние на развитие авиации и ракетно-космической техники.

Исследуя сложные вихревые течения, Н.Е. Жуковский понимал, что невозможно создать надежную теорию, не зная из эксперимента главных особенностей изучаемых явлений, необходим подход, сочетающий физическое и математическое моделирование процессов обтекания. Опыты, проведенные Н.Е. Жуковским и его учениками, по исследованию вихревого обтекания установили факт уменьшения коэффициента сопротивления шара с увеличением скорости обтекания. Об экспериментах, связанных с образованием вихрей, он пишет: «Вблизи шара на расстоянии до одного диаметра вихревая область

представляет почти цилиндр, радиус которого мы назовем радиусом вихревой области» [1, вып 1, с. 91]; «Вихри играют весьма важную роль в случае движения неустановившегося и служат основной для объяснения установившегося движения» [1, вып 1, с. 185]. В настоящей работе также рассмотрена проблема влияния вихревых возмущений на управляющие и стабилизирующие поверхности.

К наиболее широко распространенным нестационарным явлениям при обтекании ЛА или элементов технических устройств относится образование вихрей за управляющими объектами. В зонах срыва потока возникают пульсации давления, как правило, носящие случайный характер и имеющие широкий спектр частот. Вследствие срыва потока за плохо обтекаемым элементом образуется вихревой след, который при попадании на другие части ЛА вызывает на них пульсации давления и аэродинамических сил. Это явление создает некоторые трудности на практике. Возникновение аэродинамической тряски (бафтинга) объясняется тем, что вихри, образующиеся за крылом и щитком, установленными под большим углом атаки, воздействуют на хвостовое оперение и вызывают пульсации аэродинамических нагрузок.

Пульсации давления, действующие на упругую конструкцию ЛА, возбуждают вибрацию обшивки, стенок топливных баков и других элементов ЛА, колебания несущих поверхностей и органов управления. Проблеме влияния вихревых воздействий на киль ЛА посвящены работы [2—4].

Явление срыва вихрей актуально и при обеспечении безопасности различных зданий и сооружений. При обтекании различных высотных зданий, систем дымовых труб вихри срываются с наветренной стороны, вызывая колебания и вибрации этих объектов, а также оказывают влияние на ближайшие строения [5].

Постановка задачи. Рассмотрим задачу о моделировании вихревых течений для случая обтекания тормозного щитка, расположенного перед килем ЛА на расстоянии $\bar{l} = l/l_{\text{ш}} = 1$ и выдвигаемого в поток с углом наклона $\beta = 0, 60^\circ$, а также о воздействии вихрей на стабилизирующие поверхности ЛА (рис. 1).

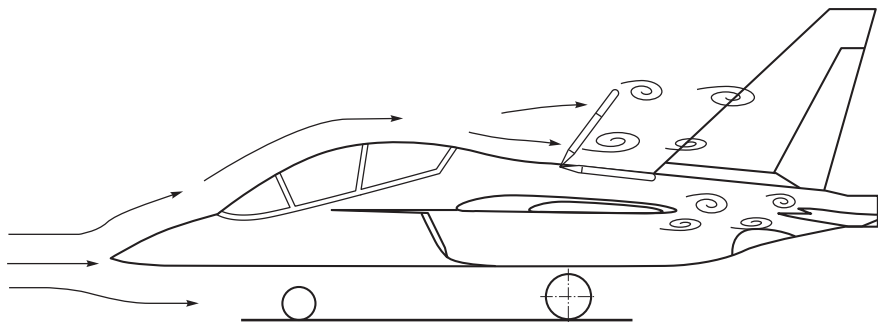


Рис. 1. Схема воздействия вихрей на элементы конструкций ЛА

Для решения поставленной задачи использован открытый пакет OpenFOAM (Open Field Operation and Manipulation). Проведено моделирование геометрии исследуемых объектов. На основе сопоставления тестовых задач с экспериментом выбраны методы расчета уравнений сохранения, модель турбулентности, сформулированы требования к расчетной области и сетке. Это позволило выполнить расчет обтекания комбинации щиток — киль для исследования динамических нагрузок.

Математическая модель. Пакет OpenFOAM, основанный на языке программирования C++, применяют для численных решений задач механики сплошной среды. Этот пакет является полностью модульным — для каждого типа задачи есть свой исполняемый файл, который называется решателем. Спектр исходных данных для такого решателя строго ограничен, что позволяет создать описание подготовки расчетной задачи независимо для каждого случая. Этот пакет поставляется с растущим набором написанных решателей, применимых к широкому кругу задач. Решатель — численная модель интегрирования дифференциальных уравнений в частных производных, основанная на методе конечного объема. Каждая расчетная задача в OpenFOAM представлена папкой с характерным названием и набором каталогов, содержащих управляющие файлы, контролирующие ту или иную область исходных данных. В настоящей работе расчет обтекания проведен с помощью решателя pisoFoam. Этот решатель, используемый для нестационарного несжимаемого турбулентного потока, основан на алгоритме piso для связи уравнения скорости и давления. Математическая модель в решателе pisoFoam базируется на решении усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, которые замыкаются с помощью различных моделей турбулентности. В работе использовалась модель турбулентности LES (моделирование больших вихрей). Основная идея LES заключается в формальном математическом разделении крупных и мелких вихревых структур посредством той или иной операции, например фильтрации. В качестве среднего значения функции в точке выбрано среднее значение этой функции по объему ячейки расчетной сетки. Чем больше объем усреднения (шаг сетки или ширина фильтра), тем больший объем информации теряется о процессах подсеточного переноса. Такой подход ограничивается исследованием течений в масштабах, превышающих некоторую заданную величину (ширину фильтра). Метод LES применяют для решения фильтрованных по пространству уравнений Навье — Стокса, описывающих движение крупных вихрей [6].

Обобщенное уравнение, отражающее законы сохранения и модель турбулентности, в интегральной форме можно представить в виде

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \phi d\Omega + \int_{\Omega} \rho \phi \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} d\mathbf{S} = \int_S \Gamma \text{grad} \cdot \mathbf{n} d\mathbf{S} + \int_{\Omega} q_{\phi} \Omega.$$

Здесь ρ — плотность; ϕ — обобщенная переменная; Ω — контрольный объем; V — вектор скорости; n — вектор нормали; Γ — коэффициент переноса; S — вектор площади; q_ϕ — источниковый член; d/dt — полная производная по времени.

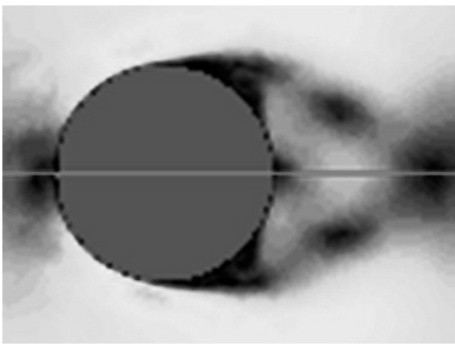
Метод расчета основан на методе контрольного объема. Расчетная схема имеет второй порядок точности по пространству и времени. Для расчета конвективного члена в уравнениях была выбрана схема Gauss Gamma, для расчета диффузионного члена — схема Gauss linear corrected, для градиента скорости и давления — схема Gauss linear. Использовались неструктурированные сетки на базе тетраэдров. Полученные системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) решали методом бисопряженных градиентов PBiCG (Preconditioned Biconjugate Gradient) с преобусловливателем DILU (Diagonal Incomplete LU) [7].

Моделирование тестовых задач. Для верификации решателя был проведен расчет обтекания тестовых модельных задач. Исследуемые тела представляли собой: а) цилиндрическое тело диаметром $d = 20$ мм; б) правильную треугольную призму с характерной длиной стороны $l = 25$ мм. Ширина каждого тела $h = 100$ мм. Скорость набегающего потока $V = 20$ м/с. Угол атаки набегающего потока $\alpha = 0$.

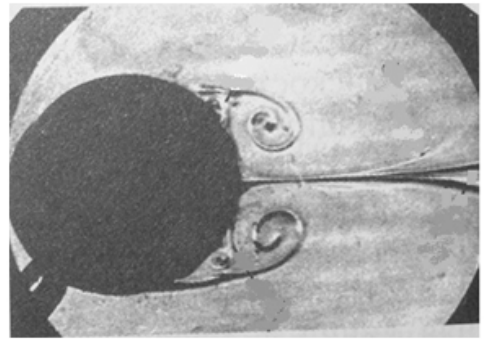
Расчетной областью для данных задач являлся прямоугольный параллелепипед, в центре которого находилось исследуемое тело. Внешние границы расчетной области были выбраны достаточно далеко от зон возмущения потока. Расчетная область удалена от начала исследуемого тела на 6 калибров вверх по потоку и на 12 калибров вниз по потоку, высота расчетной области составляла 20 калибров. Расчеты выполнены для числа Рейнольдса $Re = 2,6 \cdot 10^4$, которое соответствует условиям эксперимента в работе [8]. Были заданы начальные и граничные условия. На входной границе выполнялось следующее граничное условие: модуль вектора скорости $|V| = 20$ м/с. Параметры для модели турбулентности LES выбирали исходя из рекомендаций для решения задач с использованием метода LES. На стенке выполнялось условие непротекания. На выходной границе задавали статическое давление, для остальных величин — условия продолжения решения.

Максимальная сетка включала в себя около 1 млн ячеек. Расчетный шаг по времени составлял 10^{-5} с, общее время счета 0,5...1 с, значения невязок 10^{-5} .

Результаты расчета тестовых задач. С помощью пакета OpenFOAM получены вихревые структуры обтекания цилиндрического тела (рис. 2) и правильной треугольной призмы (рис. 3), а также значения аэродинамических коэффициентов исследуемых тел.

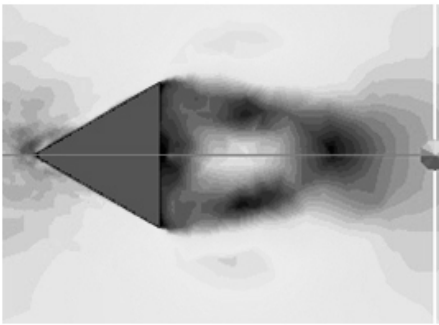


a

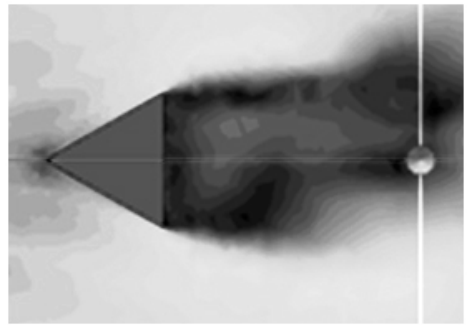


б

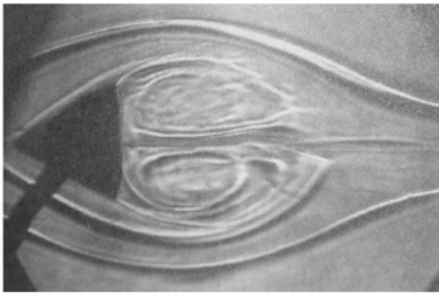
Рис. 2. Вихревые структуры обтекания цилиндра, построенные по результатам моделирования для момента времени $t = 0,004$ с (*a*) и экспериментальным данным (*б*)



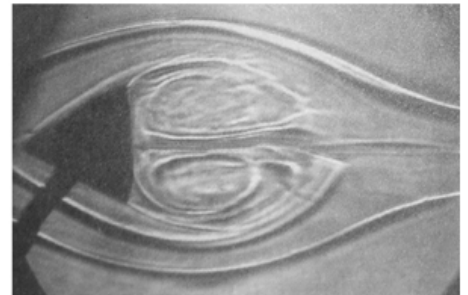
a



б



в



з

Рис. 3. Вихревые структуры обтекания правильной треугольной призмы, построенные по результатам моделирования для моментов времени $t = 0,005$ с и $t = 0,035$ с (*a*, *б*) и экспериментальным данным (*в*, *з*)

Проанализированы безразмерное расстояние от стенки y^+ и влияние размерности сетки на вихревые структуры обтекания. В ходе проведения расчетов определены требования к сетке, минимальные размеры ячеек, необходимые для корректной работы модели турбулентности LES. Минимальный размер для пристеночных ячеек составил $l/40$, для остальных ячеек — $l/20$ — $l/4$, где l — характерный

размер. Результаты расчетов удовлетворительно согласуются с данными работ [8, 9].

Расчетный коэффициент лобового сопротивления превысил экспериментально полученный на 10...15 %, что связано с работой решателя *rhoFoam*. При проведении сравнения решателя *rhoFoam* с решателем *rimpleFoam* было обнаружено, что решатель *rimpleFoam* позволяет получить более точный результат, но при этом требуется значительно больше времени для расчета. Также была выявлена закономерность, согласно которой решатель *rhoFoam* завышает результат аэродинамических характеристик примерно на 10...15 %.

Моделирование поставленной задачи обтекания тормозного щитка и кия самолета. Моделирование необходимых управляющих и стабилизирующих поверхностей проведено с использованием пакета *SolidWorks*. Тормозной щиток и киль самолета смоделированы в масштабе 1:1 (рис. 4). Модель тормозного щитка представляет собой прямоугольный параллелепипед с характерной длиной сторон $l_1 = 1,1$ и $l_2 = 1,07$ м (рис. 5, а). Также предложен вариант тормозного щитка (рис. 5, б) с перфорациями для снижения динамических нагрузок на киль самолета. Диаметр перфораций $d = 50$ мм, степень перфорации $\sigma = S_{\text{отв}}/S_{\text{щ}} = 0,3$.

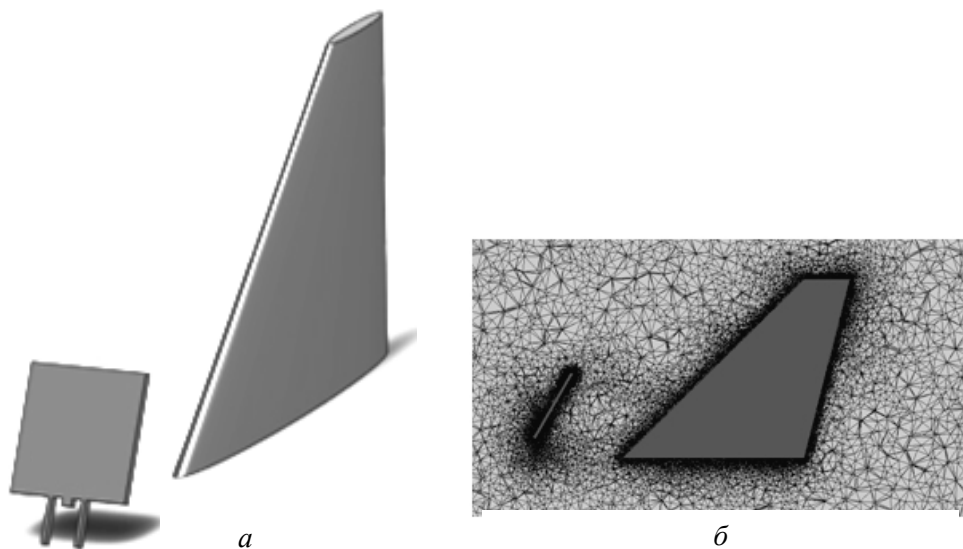


Рис. 4. Модель исследуемой части ЛА в изометрической проекции (а), расчетная сетка для модели исследуемой части в плоскости xOy (б)

Расчетная область для этой задач представляла собой прямоугольный параллелепипед, в центре которого находилось исследуемое тело. Внешние границы расчетной области выбирали достаточно далеко от зон возмущения потока. Расчетная область удалена от начала исследуемого тела на 5 характерных размеров вверх по потоку и на 10 характер-

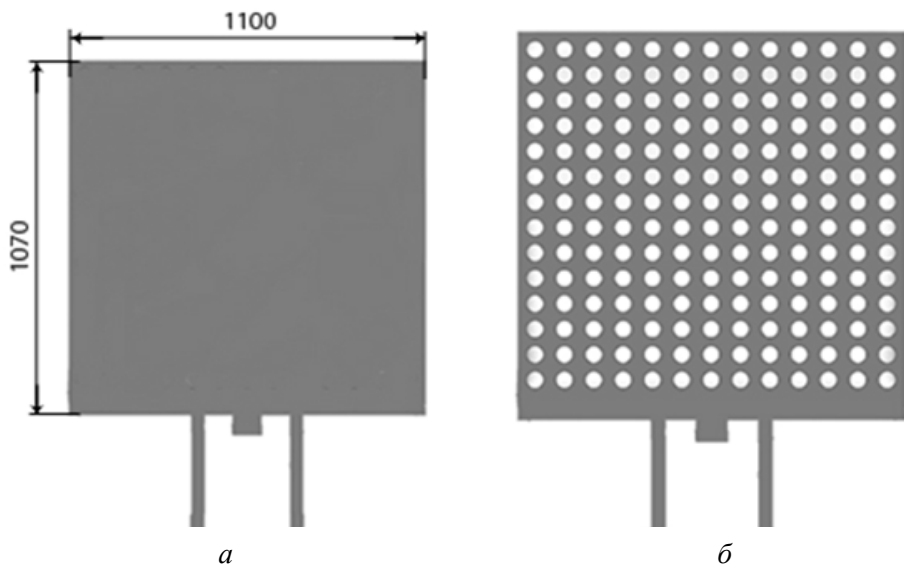


Рис. 5. Тормозной щиток исходный (а) и перфорированный (б)

ных размеров вниз по потоку, высота расчетной области составляла 10 характерных размеров. На входной границе были заданы граничные условия: модуль вектора скорости $|V|=100$ м/с. Параметры для модели турбулентности LES выбирали исходя из рекомендаций для решения задач с использованием метода LES. На стенке выполнялось условие непротекания. На выходной границе задавали статическое давление, для остальных величин — условия продолжения решения.

В соответствии с полученными ранее данными была построена сетка, удовлетворяющая требованиям корректной работы модели турбулентности LES. При характерном размере $l=1$ м минимальный размер пристеночной ячейки составил 20 мм, а остальных ячеек — 50...250 мм. Максимальная сетка включала в себя около 2,5 млн ячеек. Расчетный шаг по времени составил 10^{-5} с, общее время счета 0,5...1 с, значения невязок 10^{-5} .

Результаты расчета. В работе проведены расчеты аэродинамических характеристик (АДХ) кия самолета без тормозного щитка, с исходным тормозным щитком и перфорированным тормозным щитком. В ходе расчета проанализировано влияние тормозного щитка на динамические нагрузки, действующие на киль самолета, и проведено сравнение АДХ разных тормозных щитков. Ниже представлены обезразмеренные скоростным напором пульсации поперечной силы $c_z = Fz/qS$ ($S = 1 \text{ м}^2$) при обтекании кия самолета без тормозного щитка (рис. 6). Полученные данные показали, что присутствуют небольшие пульсации поперечной силы, вызванные срывом вихрей с боковых поверхностей кия и особенностями используемой модели турбулентности LES. Среднее значение пульсаций $c_z = \pm 0,05$.

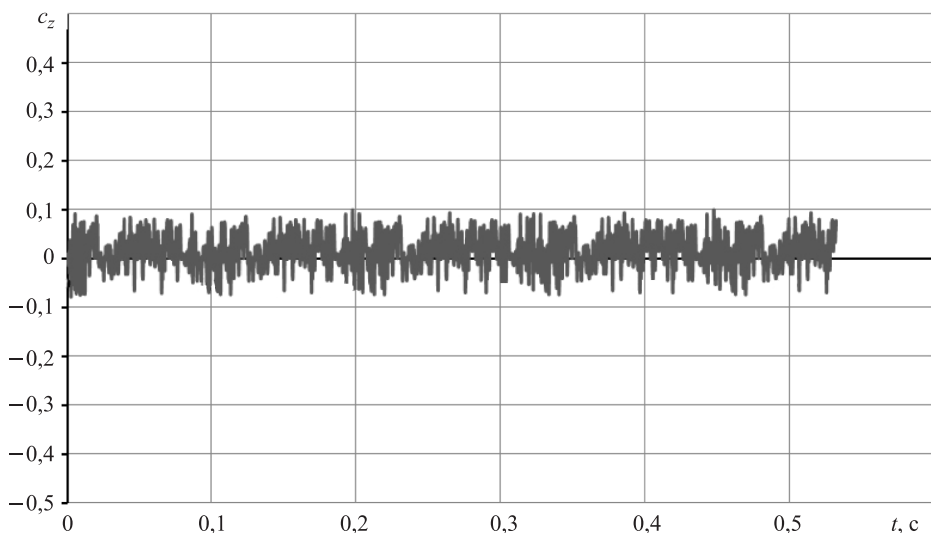


Рис. 6. Зависимость пульсаций поперечной силы от времени при обтекании кия самолета без тормозного щитка

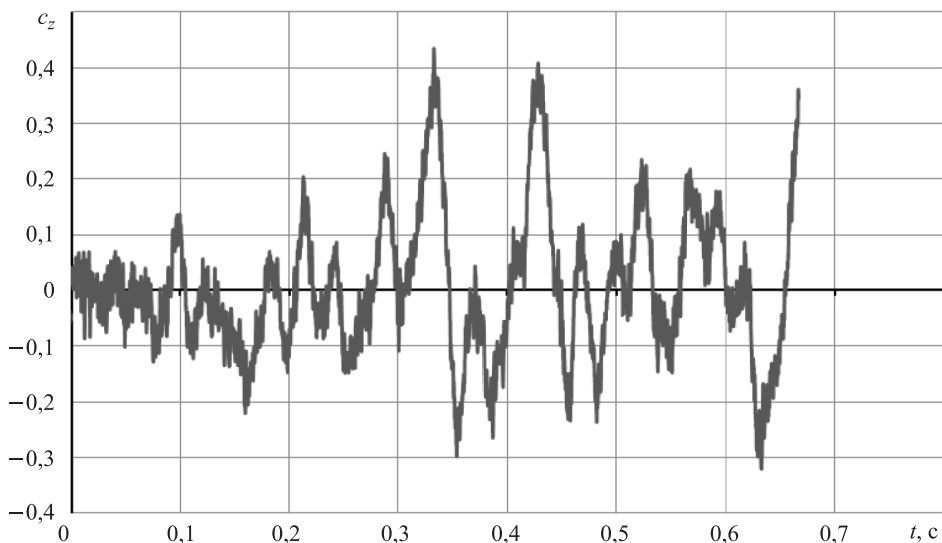


Рис. 7. Зависимость пульсации поперечной силы от времени при обтекании кия самолета с исходным тормозным щитком

При наличии исходного тормозного щитка пульсации поперечной силы значительно возрастают. Как было установлено, динамические нагрузки на киль самолета, вызванные тормозным щитком, в 6 раз превышают пульсации силы при отсутствии тормозного щитка (рис. 7). Пульсации поперечной силы обусловлены разным давлением на правой и левой сторонах кия самолета в каждый момент времени (рис. 8). Среднее значение пульсаций $c_z = \pm 0,3$.

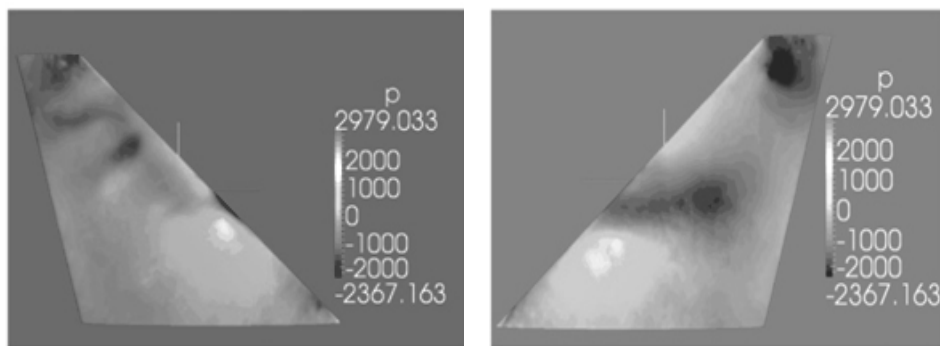


Рис. 8. Распределение давления на левой и правой сторонах кия самолета в момент времени $t = 0,33$ с

Для исходного тормозного щитка расчетные коэффициенты лобового сопротивления $c_x = 1,06$, подъемной силы $c_y = -0,6$. При наличии перфорированного тормозного щитка пульсации поперечной силы незначительно увеличиваются по сравнению с обтеканием кия самолета без тормозного щитка. Так, пульсации поперечной силы на киле самолета, вызванные перфорированным тормозным щитком, в 3 раза превышают пульсации силы при отсутствии тормозного щитка (рис. 9). Среднее значение пульсаций $c_z = \pm 0,15$. Динамические нагрузки на киль самолета с перфорированным тормозным щитком снизились на 45 % по сравнению с исходным тормозным щитком. Это связано с тем, что за счет перфорации происходит дробление поля течения и уменьшаются размеры вихрей.

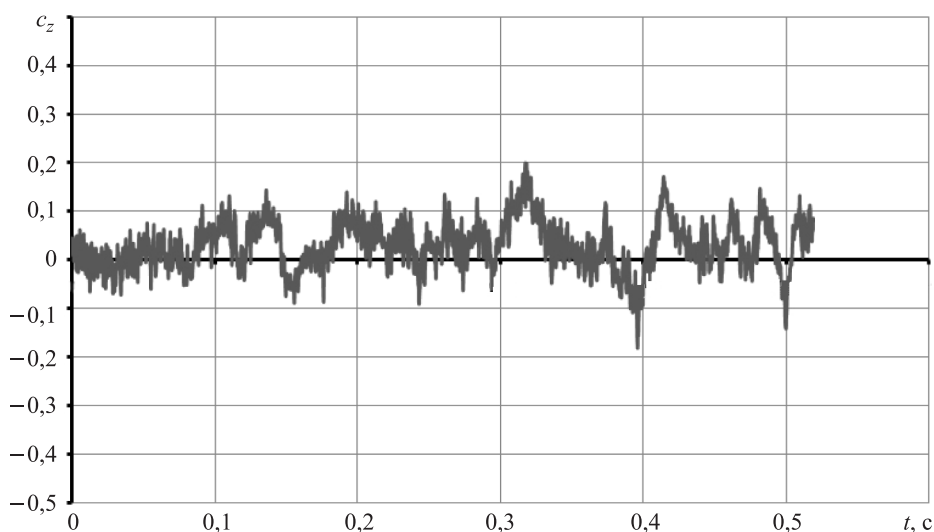


Рис. 9. Зависимость пульсаций поперечной силы от времени при обтекании кия самолета с перфорированным тормозным щитком

Для перфорированного тормозного щитка расчетный коэффициент лобового сопротивления $c_x = 0,95$, подъемной силы $c_y = -0,34$.

Как показало сравнение результатов расчета с результатами эксперимента, проведенного в ЦАГИ, при расчете динамические нагрузки на киль самолета, вызванные тормозным щитком, при расчете динамическая нагрузка на киль самолета, вызванная тормозным щитком, больше в 6—8 раз, а в эксперименте — в 7 раз. Ясно, что данные эксперимента и расчетов совпадают на приемлемом уровне для инженерной практики. Благодаря перфорации тормозного щитка удалось снизить динамические нагрузки на киль самолета на 40...50 %. Коэффициент лобового сопротивления щитка снизился на 11 %, а коэффициент подъемной силы щитка — на 46 %. Если щиток используют как управляющее устройство при посадке самолета, то чем меньше коэффициент подъемной силы щитка, тем меньший отрицательный эффект он вызывает. Таким образом, за счет перфорации тормозного щитка удалось достичь снижения динамических нагрузок на киль самолета, а также уменьшить коэффициент подъемной силы тормозного щитка.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Жуковский Н.Е. Полное собрание сочинений в 9 т. и 7-ми вып. М.: Главная редакция авиационной литературы, 1935—1938.
2. Robert W. Moses. Vertical Tail Buffeting Alleviation Using Piezoelectric Actuators — Some Results of the Actively Controlled Response of Buffet-Affected Tails. National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center Hampton, Virginia 23681-0001, April 1997.
3. Robert W. Moses., Gautam H. Shah. 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 1999, Williamsburg, Virginia, June 22—25.
4. Moses, R. W. and 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. P. 6, Florence, Italy, September 4—5, 1996.
5. Предотвращение аварий зданий и сооружений: сб. науч. трудов. Вып. 9. М., 2010.
6. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008.
7. Weller H.G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object oriented techniques // *Computers in Physics*. 1998. Vol. 12. No. 6. P. 620—631.
8. Hoerner S.F. Fluid-dynamic drag. Published by author, 1965.
9. Головкин М.А., Головкин В.А. Вопросы вихревой гидромеханики. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009.

Статья поступила в редакцию 14.09.2012